



UNIVERSIDAD EUROPEA DE MADRID

ESCUELA DE ARQUITECTURA, INGENIERÍA Y DISEÑO

Máster Universitario en Ingeniería Aeronáutica

TRABAJO DE FIN DE MÁSTER

**Análisis multidisciplinar de la
propulsión eléctrica en turbohélices**

Diego Cirugeda Lara

Curso 2023-2024

Título: Análisis multidisciplinar de la propulsión eléctrica en turbohélices.

Autor: Diego Cirugeda Lara.

Tutor: Plácido Márquez Sánchez.

Titulación: Máster Universitario en Ingeniería Aeronáutica.

Curso: 2023-2024.

RESUMEN

En el presente proyecto se expone un análisis multidisciplinar que muestra las ventajas e inconvenientes que plantean la utilización, a día de hoy, de motorizaciones eléctricas en turbohélices comerciales.

En este trabajo se estudia el mercado actual de los turbohélices, el estado de arte de las tecnologías de propulsión eléctrica aeronáutica y se diseña y analiza una arquitectura de motorización basada en pilas de combustible de hidrógeno. Esto se realiza con el fin de señalar aquellas oportunidades de mejora que esta tecnología tiene que ofrecer a la aviación actual, así como los desafíos en los que habrá que trabajar para formalizar su implantación a nivel mundial.

Palabras clave: aeronáutica, propulsión eléctrica, hidrógeno, pilas de combustible, turbohélices, gastos de operación (DOC).

AGRADECIMIENTOS

A mi familia y amigos, por todo su cariño y apoyo durante estos años.

A Paula, por acompañarme y animarme siempre a lo largo de todo este proceso.

A Plácido, por su sabiduría y consejos, así como su compromiso durante todo el proyecto.

A la UEM y sus profesores, por haberme permitido completar mi educación y ayudarme a formar parte del mundo aeronáutico que me fascina.

Índice de contenidos

RESUMEN	3
AGRADECIMIENTOS.....	4
1. INTRODUCCIÓN.....	10
2. JUSTIFICACIÓN Y OBJETIVOS	10
3. TENDENCIAS ACTUALES DE MERCADO	11
3.1 Nuevas restricciones medioambientales.....	11
3.2 Crecimiento del tráfico y de la demanda.....	12
3.3 Aumento de los costes de operación y envejecimiento de las aeronaves.....	13
4. SELECCIÓN DE AERONAVE DE REFERENCIA	15
4.1 Selección de la categoría de aeronave	15
4.2 Selección del tipo de propulsión.....	19
4.3 Selección del modelo de turbohélice	20
5. DISEÑO DE LA PLANTA PROPULSORA	23
5.1 Diseño de la arquitectura	23
5.1.1 <i>Arquitecturas posibles de propulsión eléctrica</i>	23
5.1.2 <i>La pila de combustible de hidrógeno</i>	25
5.1.3 <i>Definición de la arquitectura con pila de combustible</i>	27
5.2 Selección de los componentes y análisis de rendimientos.....	28
5.2.1 <i>Sistema de almacenamiento y distribución de hidrógeno</i>	28
5.2.2 <i>Sistema de control térmico (TMS)</i>	29
5.2.3 <i>Pila de combustible</i>	31
5.2.4 <i>Motor eléctrico</i>	32
5.2.5 <i>Sistema de control y gestión de la energía</i>	34
5.2.6 <i>Caja de engranajes:</i>	34
5.2.7 <i>Hélice</i>	37
5.2.8 <i>Batería eléctrica auxiliar</i>	39
5.3 Sistema de propulsión	41
5.3.1 <i>Cálculo de la potencia que deben entregar las pilas de combustible</i>	41
5.3.2 <i>Selección del modelo de motor eléctrico</i>	41
5.3.3 <i>Selección del modelo de pila de combustible</i>	44

5.3.4	<i>Selección del modelo de tanque de hidrógeno comprimido</i>	45
6.	ANÁLISIS DEL DISEÑO PROPUESTO	47
6.1	“Budget” de peso.....	47
6.2	“Budget” de volumen	48
6.3	“Budget” de gastos asociados a la aerolínea.....	49
6.3.1	<i>“Budget” de mantenimiento</i>	51
6.3.2	<i>“Budget” de consumo</i>	55
6.3.3	<i>“Budget” de emisiones</i>	57
7.	RESUMEN DE RESULTADOS.....	59
8.	CONCLUSIONES Y TRABAJOS FUTUROS	60
9.	ANEXOS	61
9.1	ANEXO 1: Datos comparativos entre turbohélices y turborreactores dentro de la aviación regional.	61
9.2	ANEXO 2: Tipos de pilas de combustible de hidrógeno más utilizados actualmente y que proporcionan mayor potencia eléctrica.....	63
9.3	ANEXO 3: Distribución de costes de una aerolínea regional operando aeronaves turbohélice.	64
	REFERENCIAS.....	65

Índice de figuras

Figura 1. Pronóstico de recuperación del número de aeronaves en servicio a nivel mundial. ([5]).....	12
Figura 2. Pronóstico de crecimiento del tráfico y del PIB a nivel mundial para la próxima década. ([5])	12
Figura 3. Pronóstico de crecimiento de la demanda en materia de MRO para la próxima década. ([5])	13
Figura 4. Evolución del precio del petróleo y combustible para aviación en los últimos 15 años. ([5]).....	14
Figura 5. Evolución de la edad de las aeronaves en servicio (2010-2023). ([5]).....	14
Figura 6. Densidad energética mínima requerida en Wh/kg para el vuelo de los tres tipos principales de aeronaves. ([9]).....	16
Figura 7. Densidades energéticas de los principales tipos de baterías disponibles actualmente. ([10]).....	16
Figura 8. Densidades energéticas de las pilas de combustible de hidrógeno en comparación con los principales tipos de baterías eléctricas disponibles actualmente. ([12])	18
Figura 9. Comparativa de las densidades energéticas de los principales métodos de generación de potencia eléctrica para propulsión de aeronaves. ([14])	19
Figura 10. Esquema de un motor de la familia PW100 del fabricante Pratt & Whitney. ([20]) .	21
Figura 11. Modelos de avión propulsados por turbohélice. Izquierda: ATR 42-300. Derecha: Dash 8-Q300. (Elaboración propia a partir de imágenes públicas).....	21
Figura 12. Arquitecturas posibles para la propulsión eléctrica en turbohélices. ([29])	24
Figura 13. Límites de diseño de densidad energética necesaria para propulsión eléctrica de turbohélices, en términos de PAX y rango de vuelo. ([30])	25
Figura 14. Esquema de funcionamiento de una pila de combustible de hidrógeno. ([28]).....	26
Figura 15. Tanque de almacenamiento presurizado de hidrógeno “tipo IV” a 700 bares. ([33])28	
Figura 16. Variación de temperatura durante el proceso de descarga de un tanque de hidrógeno comprimido. (a) $t=0,10$ s, (b) $t=0,60$ s, (c) $t=1,26$ s. ([37])	30
Figura 17. Diagrama esquemático de la aplicación de un sistema TMS a un tanque de combustible de hidrógeno comprimido. ([37]).....	30
Figura 18. Esquema de una pila de combustible PEMFC. ([39])	31
Figura 19. Tipos de motores eléctricos utilizados actualmente. ([40]).....	32
Figura 20. Rendimiento y potencia específica de distintos modelos de motores eléctricos utilizados en aviación en años recientes. ([40]).....	33
Figura 21. Ejemplos de engranajes helicoidales (izquierda) y planetarios (derecha). (Elaboración propia a partir de imágenes públicas).....	34
Figura 22. Rendimiento de una caja de engranajes helicoidal en régimen de altas revoluciones y par de trabajo. ([44])	35
Figura 23. Potencia y velocidad de rotación normal de trabajo de distintos modelos de motores eléctricos utilizados en aviación en años recientes. ([40])	35

Figura 24. Eficiencia de una caja de engranajes helicoidales en función de la velocidad de giro y del par entregado. [46]	36
Figura 25. Ejemplo de caja de engranajes reductora helicoidal y planetaria de un turbohélice. ([47]).....	37
Figura 26. Ángulos de ataque y ángulo de paso de una hélice. ([48])	38
Figura 27. Rendimiento propulsivo típico de una hélice en función del parámetro de avance ($J=V/nD$) y del ángulo de hélice o ángulo de paso (“pitch angle”). ([49])	38
Figura 28. Simulación del consumo de hidrógeno y de energía eléctrica auxiliar en un modelo “retrofit all-electric” de un ATR72. [50]	39
Figura 29. Potencia específica frente a densidad energética de distintos tipos de baterías de ion de litio. [32]	40
Figura 30. Motor WM (izquierda) y sus dos posibles configuraciones de turbofan (“ducted”) y turbohélice (“prop”) (derecha). ([55]).....	42
Figura 31. Motor WM junto a una lata de refresco (izquierda) y dimensiones de una lata de refresco convencional (derecha). ([55] y elaboración propia).....	43
Figura 32. DOC de una aerolínea regional operando modelos turbohélice ATR 42 y Dash 8. (Elaboración propia en base a datos de [71])	50
Figura 33. Distribución de los costes de mantenimiento por segmento en base a datos de las principales aerolíneas de 2021. [72]	52
Figura 34. Relación entre el SVR por cada 1 000 FH y el tiempo de vuelo. ([75]).....	54
Figura 35. Cuota de mercado de turbohélices y jets regionales en función de la distancia de vuelo. ([7])	61
Figura 36. Rentabilidad de turbohélices y jets regionales en función de la distancia de vuelo. ([7]).....	61
Figura 37. Comparativa de emisión de ruido de turbohélices y jets regionales en función de la distancia de vuelo. ([7]).....	62
Figura 38. Comparativa de la distancia mínima de despegue/aterrizaje (BFL, “Balanced Field Length”) entre turbohélices (izquierda) y jets regionales (derecha). ([16])	62
Figura 39. Comparativa de la capacidad de carga frente al rango de vuelo de una configuración turbohélice frente a una de turborreactor, analizándose tanto para una propulsión basada en hidrógeno como para una basada en queroseno. ([17])	62

Índice de tablas

Tabla 1. Medias de consumo de combustible en función de la distancia de vuelo. [11]	17
Tabla 2. Especificaciones de los modelos de avión ATR 42-300 y Dash 8-Q300. ([26], [27]).....	22
Tabla 3. Cálculo de potencia mínima necesaria a suministrar por las pilas de combustible. (Elaboración propia).....	41
Tabla 4. Comparación entre los principales fabricantes de pilas de hidrógeno de tipo PEMFC. (Elaboración propia a partir de información de [56], [57], [58] y [59])	44
Tabla 5. Comparación entre los principales fabricantes de tanques de hidrógeno comprimido de tipo IV. (Elaboración propia a partir de información de [61], [62], [63], [64] y [65]).....	45
Tabla 6. Diseño de arquitectura basada en hidrógeno propuesta en el presente estudio. (Elaboración propia).....	59
Tabla 7. Comparativa actual de ahorros, sobrecostes y rentabilidad anual asociados al uso de una configuración basada en hidrógeno frente a una convencional basada en queroseno. (Elaboración propia).....	59
Tabla 8. Comparativa de los tipos de pila de combustible más empleados. ([28])	63
Tabla 9. Distribución por categorías de los costes directos e indirectos de las principales aerolíneas regionales de Ecuador. (Elaboración propia a partir de datos de [71])	64
Tabla 10. Promedio entre DOC de las aeronaves Dash 8 y ATR 42. (Elaboración propia)	64

1. INTRODUCCIÓN

Las tendencias hacia un futuro energéticamente sostenible son cada vez más relevantes a nivel mundial e influyen de manera creciente a todos los mercados e industrias, dentro de las cuales la aeronáutica no es una excepción. A la vista de los recientes avances tecnológicos en materia de propulsión eléctrica, sobre todo la basada en hidrógeno, la aviación tiene la oportunidad de reducir drásticamente la contaminación en sus operaciones y de liderar uno de los mercados emergentes más prometedores en los próximos años.

2. JUSTIFICACIÓN Y OBJETIVOS

El compromiso por parte del sector aeroespacial hacia un futuro de “cero emisiones” es claro y conocido, por eso resulta imprescindible conocer las posibilidades y desafíos que puede suponer la implantación de este tipo de tecnología en el corto y medio plazo.

En el presente Trabajo de Fin de Máster se ofrece un análisis multidisciplinar de la propulsión eléctrica en aeronaves comerciales, teniendo en cuenta el contexto actual, los avances tecnológicos recientes, y los proyectos que se encuentran en desarrollo hoy en día. De esta manera, este estudio tiene como finalidad:

- Estudiar las tendencias actuales del mercado aeronáutico y explicar el estado de arte de las tecnologías de motorización eléctrica, en especial las basadas en pilas de combustible de hidrógeno.
- Comparar entre distintos tipos de vuelos y aeronaves, buscando la configuración más idónea para la implantación de configuraciones de propulsión eléctricas.
- Diseñar de manera preliminar una arquitectura de propulsión basada en pilas de combustible, teniendo en cuenta especificaciones realistas de la industria actual y los requisitos de potencia y eficiencia mínimos necesarios.
- Analizar el diseño propuesto y contrastar los resultados frente a una configuración de propulsión por combustión convencional, en términos de peso, volumen ocupado por el sistema y principales gastos de operación de la aeronave.

3. TENDENCIAS ACTUALES DE MERCADO

Los recientes avances dentro del campo de la propulsión eléctrica presentan un nuevo futuro en el mundo de la aviación, el cual constituye una oportunidad de negocio de creciente interés para las compañías de este sector en todo el mundo. En este apartado se numeran algunas de las razones principales por las que resulta interesante la inversión e innovación en motorización eléctrica de aeronaves, de manera que se dote de realismo al presente proyecto y se fundamente su elaboración.

3.1 Nuevas restricciones medioambientales

Los motores eléctricos no basan su operación en la combustión directa de combustibles, por lo que no se generan gases de efecto invernadero (como son el CO₂ y los NO_x) durante su funcionamiento. Debido a los recientes avances en las baterías, ya existen estudios que apoyan la posible reducción global de emisiones a lo largo de todo el ciclo de vida de un motor eléctrico, siempre y cuando en la recarga se utilicen fuentes de energía renovables y se fomente el reciclaje de componentes [1].

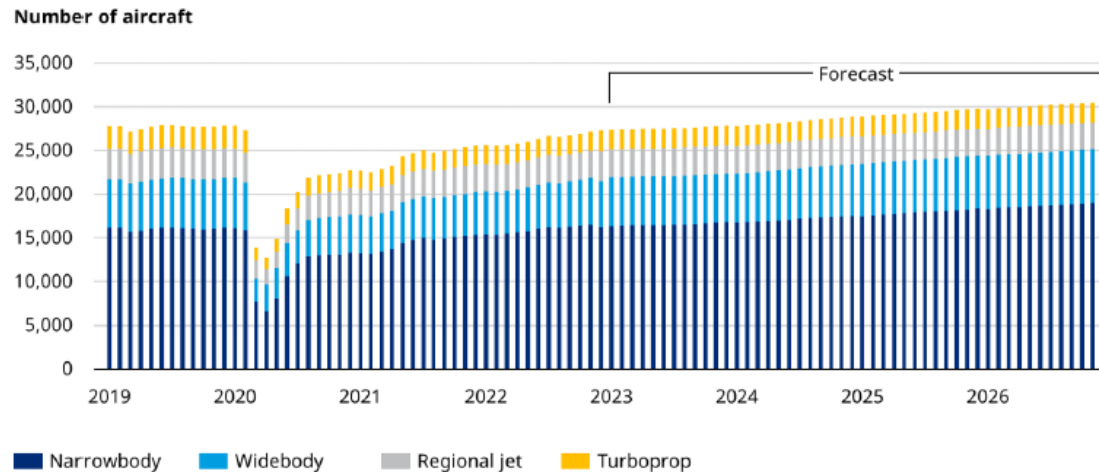
Actualmente, se espera la implantación de nuevas restricciones en cuanto a las emisiones de gases contaminantes en todo el mundo, cada vez con mayor frecuencia y severidad. Este tipo de regulaciones puede incurrir en mayores costes de operación y pérdida de ingresos para las compañías aéreas, siendo el motor eléctrico una alternativa a estos problemas. Dentro de las medidas más importantes en este aspecto, destacan:

- Acciones de la Unión Europea (UE) para reducir las emisiones en el transporte aéreo y marítimo, como la aplicación del criterio “quien contamina paga” y el desarrollo del Plan CORSIA junto con la Organización de Aviación Civil Internacional (OACI) [2].
- Asignación por parte de la UE de nuevas responsabilidades a la Agencia Europea de Seguridad Aérea (EASA) en materia ambiental [3]. Cabe resaltar la implantación de objetivos para un porcentaje mínimo de combustible sostenible de aviación (SAF) en el combustible de todas las aeronaves, así como un sistema de etiquetado destinado a revelar información sobre las emisiones por pasajero para cada aerolínea. Esto puede afectar a la imagen de marca de las aerolíneas, aparte de las posibles sanciones económicas adjuntas.
- Desarrollo de programas con la ambición de fabricar una aeronave de “cero emisiones” con disponibilidad en el mercado para 2035, según el AIRBUS Global Forecast 2023 [4].

3.2 Crecimiento del tráfico y de la demanda

A pesar del período de recesión propiciado por la pandemia de la COVID-19 en los últimos años, el mercado de la aviación mundial se ha estado recuperando de manera constante, previéndose el restablecimiento de los valores de demanda a niveles de 2019 para finales del año 2025 [5]:

Exhibit 7: Monthly in service fleet, 2019–2026



Source: Curium Fleets Analyzer, Aviation Week Intelligence Network's Fleet Discovery, Oliver Wyman analysis

Figura 1. Pronóstico de recuperación del número de aeronaves en servicio a nivel mundial. ([5])

De hecho, existe una expectativa de crecimiento del tráfico en todo el mundo para la próxima década con valores entorno al 5% anual, lo que influye en el aumento generalizado del Producto Interior Bruto (PIB o "Gross Domestic Product", GDP) y que puede favorecer la inversión en nuevas tecnologías como lo es la propulsión eléctrica:

Exhibit 1: 2023 to 2033 projections for traffic growth and gross domestic product

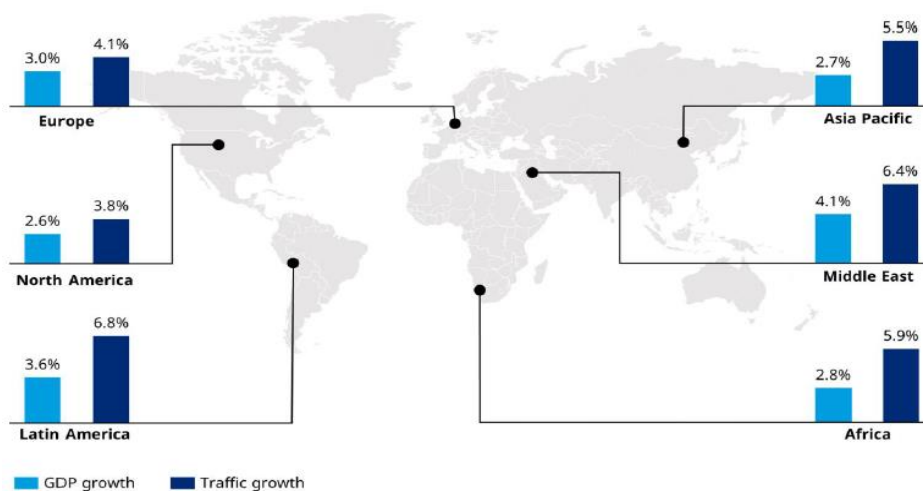
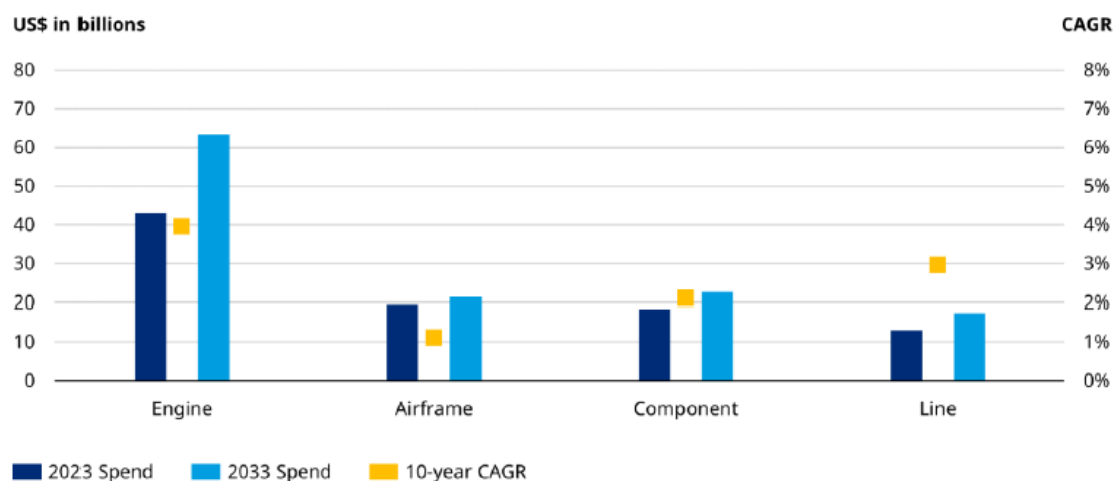


Figura 2. Pronóstico de crecimiento del tráfico y del PIB a nivel mundial para la próxima década. ([5])

En particular, se espera un aumento del mercado de la aviación eléctrica del 19,8 % para 2030 [6], abarcando cada vez aeronaves de mayor tamaño y capacidad. Adicionalmente, cabe destacar que el mercado principal donde se está desarrollando la aviación eléctrica es el de los vuelos regionales, y que también se pronostica que experimente una subida sustancial de hasta un 4,9 % a lo largo de los próximos 20 años [7].

De manera complementaria a todo lo anterior, se prevé un aumento significativo de la demanda en el campo del mantenimiento aeronáutico o MRO (“Maintenance, Repair and Overhaul”). Siendo el MRO de los motores el que se espera que obtenga un mayor crecimiento de demanda frente al resto de componentes de las aeronaves, la importancia de la reducción de los costes de mantenimiento en las plantas propulsoras se hace evidente. En este sentido, los motores eléctricos pueden constituir una inversión muy interesante, debido a la tendencia (en otras industrias) de un menor mantenimiento necesario de algunos de los componentes que los conforman. Esto intentará desarrollarse posteriormente en este trabajo.

Exhibit 26: Total MRO demand forecast by segment, 2023 and 2033



Note: Note: CAGR stands for compound annual growth rate
Source: Oliver Wyman analysis

Figura 3. Pronóstico de crecimiento de la demanda en materia de MRO para la próxima década. ([5])

3.3 Aumento de los costes de operación y envejecimiento de las aeronaves

Los costes de operación de las compañías aéreas se han incrementado de manera sostenida a lo largo de los últimos años, con expectativas de mantenerse dicha propensión en el futuro. El factor de mayor impacto en esta subida se trata del combustible la cual si bien presenta una oscilación cíclica, han aumentado su valor de mercado en más de 5 veces en apenas 2 años, y su dependencia de factores geopolíticos supone una gran incertidumbre en los planes a largo de las compañías operadoras. Los motores eléctricos suponen una alternativa para paliar ese incremento de costes, por lo que su relevancia de inversión solo se ve reforzada por dicho pronóstico.

Exhibit 5: Spot prices of crude oil and jet fuel, 2007-2022

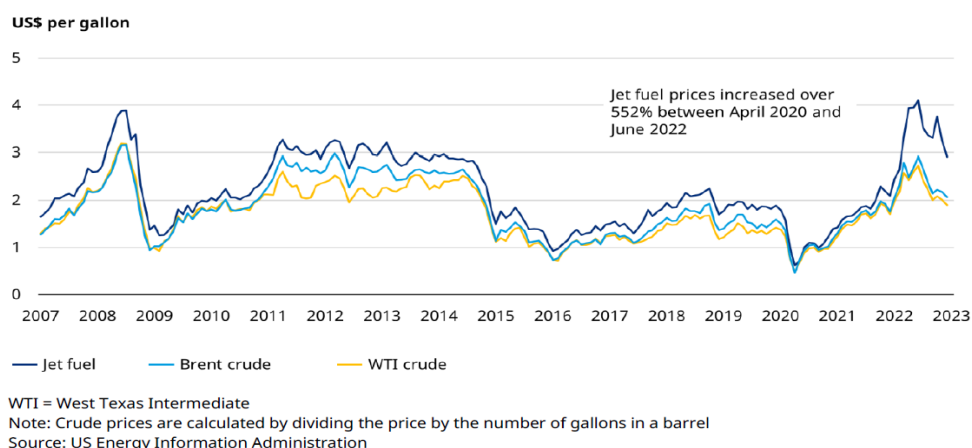
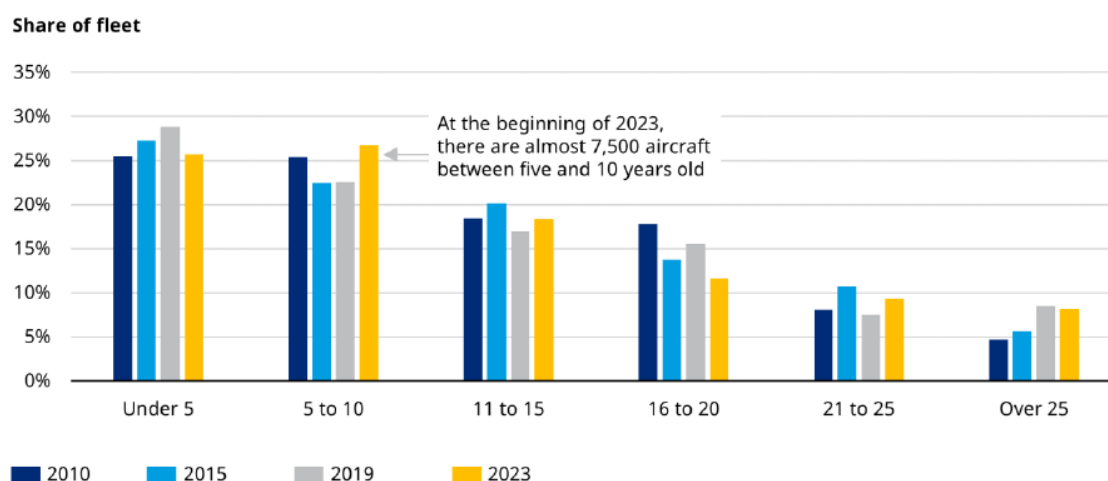


Figura 4. Evolución del precio del petróleo y combustible para aviación en los últimos 15 años. ([5])

Este factor adquiere una relevancia incluso mayor en aeropuertos regionales, ya que el precio del combustible puede amplificarse hasta el doble frente a aeropuertos “hub” internacionales [8]. Además, en el rango de la aviación regional existen muchos otros transportes competidores en el mercado, por lo que los costes de operación son críticos para asegurar la rentabilidad del servicio.

Por otro lado, también se observa un fenómeno de aumento de la edad media de las aeronaves en servicio, en concreto de 11,5 años en 2020 a una media de 11,9 en 2023 [5].

Exhibit 14: Global in service fleet segmented by age in years



Source: Cirium Fleets Analyzer, Aviation Week Intelligence Network’s Fleet Discovery, Oliver Wyman analysis

Figura 5. Evolución de la edad de las aeronaves en servicio (2010-2023). ([5])

Esto podría acentuarse en los próximos años si las restricciones dirigidas a aeronaves de propulsión convencional siguen aumentando y, por tanto, se redujera el número de nuevos pedidos de estos aviones. Por tanto, para combatir el efecto de envejecimiento y deterioro de los motores en aeronaves que no se puedan renovar en los próximos años, el reemplazo de estos por motores eléctricos podría representar un mercado relevante en un futuro cercano.

4. SELECCIÓN DE AERONAVE DE REFERENCIA

Una vez analizado el estado del mercado de la aviación actual, se estudian cuáles son las soluciones tecnológicas que se están utilizando que más se adaptan a los requisitos operacionales del proyecto, con el fin de obtener valores de referencia sobre los que posteriormente diseñar un sistema de propulsión eléctrico válido y alcanzable de manera práctica.

4.1 Selección de la categoría de aeronave

Una de las principales limitaciones de los sistemas de propulsión eléctricos es la capacidad de sus baterías, porque de ellas dependerá la potencia que se le puede suministrar al motor y la autonomía del sistema.

La propiedad más importante, y que se utiliza como referencia entre todos los estudios y fabricantes de baterías eléctricas, es la densidad energética o energía específica. Esta característica muestra cuánta energía es capaz de producir una batería por unidad de masa o por unidad de volumen. Dependiendo del caso, se denomina:

- Densidad energética gravimétrica: suele ser la más común y representativa. Se mide en Wh/kg o en MJ/kg (1 Wh equivale a 0,0036 MJ). También se denomina a veces “energía específica”.
- Densidad energética volumétrica: más aplicada a combustibles. Se mide en Wh/l o MJ/l.

A partir de esta definición, se puede calcular la densidad energética de una batería o celda de combustible, y compararla con cual sería la mínima necesaria como para que un tipo de aeronave en concreto complete sus vuelos planificados. Precisamente esto es lo que se calcula, a través de un método de Monte Carlo, en el estudio de la referencia [9]. Los resultados se dividen en las tres categorías de aeronaves más comunes y dicha clasificación se adopta también para el presente análisis, a saber:

- **Regional (Rg)**: vuelos de alrededor de 500 millas náuticas (nm) y entre 30 y 75 pasajeros.
- **De fuselaje estrecho (“Narrow Body”, NB)**: vuelos alrededor de 1000 nm y número de pasajeros intermedio entre los otros dos grupos.
- **De fuselaje ancho (“Wide Body”, WB)**: vuelos de más de 2000 nm y desde 200 hasta 400 pasajeros.

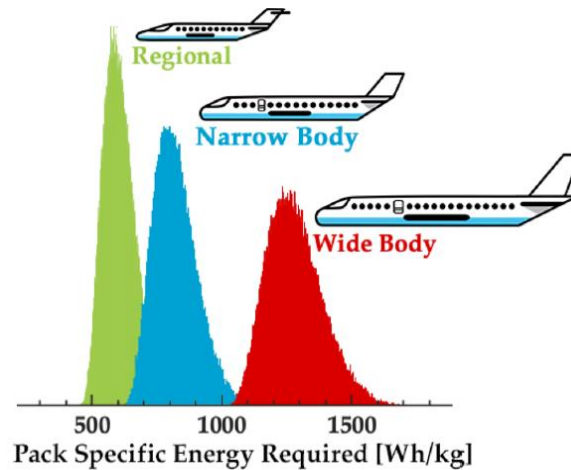


Figura 6. Densidad energética mínima requerida en Wh/kg para el vuelo de los tres tipos principales de aeronaves. ([9])

Como se puede observar, la mínima densidad energética para que una aeronave pueda volar es de unos 500 Wh/kg dentro de la categoría de menor capacidad como lo es la aviación regional.

Por tanto, si se observa la capacidad de las baterías eléctricas actuales según el estudio de la referencia [10] (ver figura 7), únicamente las baterías de aluminio-aire o las de litio-aire (más comunes) serían capaces de satisfacer los requisitos de densidad energética gravimétrica mínima para propulsar una aeronave. A pesar de ello, se tratan de energías emergentes que no están lo suficientemente probadas y aseguradas como para su utilización en aviación.

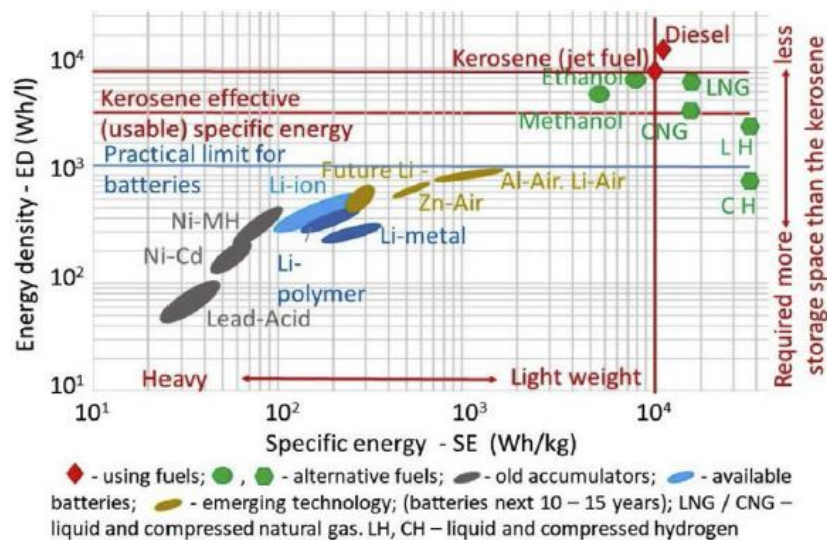


Figura 7. Densidades energéticas de los principales tipos de baterías disponibles actualmente. ([10])

Para ilustrar la inviabilidad de utilización de baterías eléctricas en la propulsión de una aeronave, se calcula la energía necesaria para el vuelo de una aeronave regional y de fuselaje ancho. En el estudio de la referencia [11], se analiza el combustible necesario en función de la distancia de vuelo de la aeronave:

Tabla 1. Medias de consumo de combustible en función de la distancia de vuelo. [11]

Fuel burn aggregated by distance group.

Distance group	BADA-based estimation		Registration-based estimation		Δ fuel CCD [%] (BADA/registration)
	Average CCD fuel [t]	Average cruise fuel flow [kg/min]	Average CCD fuel [t]	Average cruise fuel flow [kg/min]	
500 sm	2.14	34.30	2.50	34.37	-14.4%
750 sm	3.10	33.53	3.49	33.57	-11.2%
1000 sm	4.46	37.06	4.88	37.10	-8.6%
1500 sm	7.90	43.75	8.30	43.78	-4.8%
2000 sm	11.17	47.90	11.65	47.93	-4.1%
2500 sm	15.85	54.46	16.27	54.45	-2.6%

Estos datos se muestran en millas (“statue miles”, sm), que corresponde a una relación 1:0,87 con las millas náuticas (nm). Por tanto, recordando la distancia media de vuelo para cada tipo de aeronave antes comentada, se coge como ejemplo del avión regional el grupo de 750 sm (652 nm) y el grupo de 2500 sm (2172 nm) para el avión de fuselaje ancho.

Cabe destacar que en este estudio se utilizan medias basadas en rutas reales de aeronaves que operan en esas distancias de vuelo, además de tomarse los valores medios de CCD (“Climb-Cruise-Descent”), más similares entre tipos de aeronaves.

Si la energía específica del queroseno aeronáutico es de 3 507,6 Wh/kg [12], se obtiene:

$$\begin{aligned} \text{Energía media}_{Rg}(Wh) &= \text{Peso}_{combustible,Rg} * E \text{ específica}_{combustible} \\ &= 3\,100 \text{ kg} * 3\,507,6 \frac{Wh}{kg} = 10\,873\,560 \text{ Wh} \end{aligned} \quad (1)$$

$$\begin{aligned} \text{Energía media}_{WB}(Wh) &= \text{Peso}_{combustible,WB} * E \text{ específica}_{combustible} \\ &= 15\,850 \text{ kg} * 3\,507,6 \frac{Wh}{kg} = 55\,595\,460 \text{ Wh} \end{aligned} \quad (2)$$

Por otro lado, se toma como ejemplo el uso del tipo de batería más extendido a nivel global: la batería de ion de-Litio o Li-ion. Según el artículo de la referencia [13] la energía específica media de esta tecnología actualmente puede llegar a 360 Wh/kg, por lo que el peso de las baterías necesarias para propulsar cada tipo de aeronave resultaría:

$$\begin{aligned} \text{Peso baterías}_{Rg}(kg) &= \frac{\text{Energía media}_{Rg}}{E \text{ específica}_{baterías}} = \frac{10\,873\,560 \text{ Wh}}{360 \frac{Wh}{kg}} \\ &= 30\,204 \text{ kg} \end{aligned} \quad (3)$$

$$\begin{aligned} \text{Peso baterías}_{WB}(kg) &= \frac{\text{Energía media}_{WB}}{E \text{ específica}_{baterías}} = \frac{55\,595\,460 \text{ Wh}}{360 \frac{Wh}{kg}} \\ &= 154\,432 \text{ kg} \end{aligned} \quad (4)$$

De esta manera, se puede observar como para ambos casos el aumento de peso al utilizar baterías eléctricas como propulsante incrementaría alrededor de 10 veces más. Por tanto, resulta inviable la utilización de este tipo de baterías eléctricas en la aviación comercial actual.

A pesar de ello, cabe destacar que se están alcanzando valores en algunos modelos de baterías experimentales de unos 711 Wh/kg [13] (algo menos de 2 veces las actuales), pero todavía se está lejos de igualar la rentabilidad de peso que ofrece el combustible tradicional.

Frente a la alternativa de las baterías eléctricas convencionales, existe la posibilidad de energizar una aeronave a través de pilas de combustible, cuya tecnología se ha mejorado mucho a lo largo de los últimos años, especialmente en base al uso del hidrogeno como reactivo.

Siendo un campo que actualmente se encuentra en continuo desarrollo, los distintos modelos de pilas de combustible actuales pueden ofrecer densidades energéticas que varían entre los 500 Wh/kg y los 2 000 Wh/kg. En cualquier caso, y como se puede comprobar en el siguiente gráfico, siempre obteniéndose densidades energéticas mayores que con baterías eléctricas convencionales.

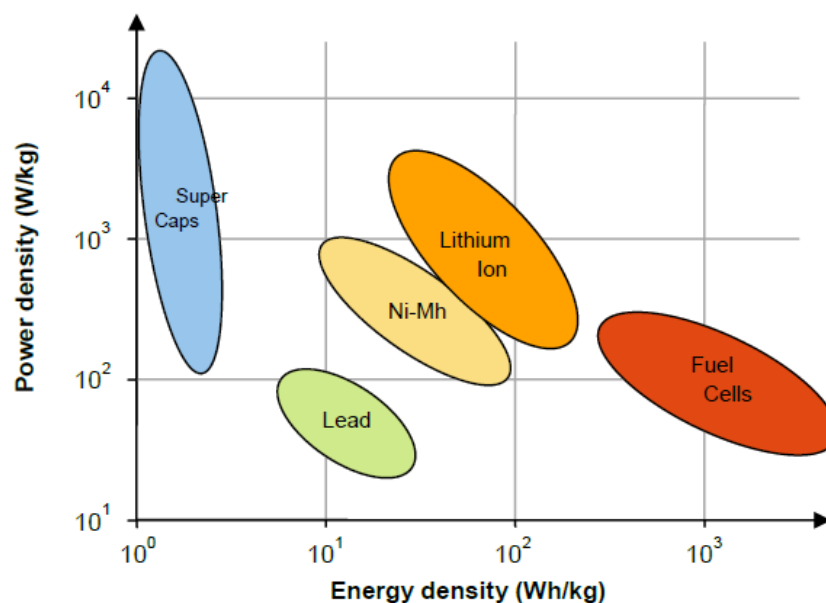


Figura 8. Densidades energéticas de las pilas de combustible de hidrógeno en comparación con los principales tipos de baterías eléctricas disponibles actualmente. ([12])

Como se ha comentado, la densidad energética de cada tipo de pila puede variar en función del fabricante y estado de la tecnología. Si se analizan los dos tipos de pilas de combustible de hidrógeno utilizadas actualmente, las PEMFC (“Proton Exchange Membrane Fuel Cell”) y las SOFC (“Solid Oxide Fuel Cell”), se concluye que los rangos de densidades alternan entre 500-1 000 Wh/kg para las primeras y entre 1 000-2 000 Wh/kg para las segundas. A modo de resumen de todo lo comentado anteriormente, se muestra una comparativa de las densidades energéticas medias de las baterías de Li-ion, pilas PEMFC, pilas SOFC y un sistema turboeléctrico alimentado por queroseno convencional:

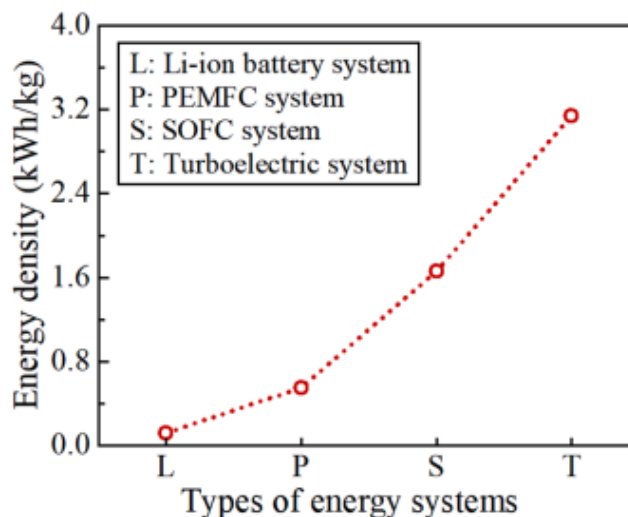


Figura 9. Comparativa de las densidades energéticas de los principales métodos de generación de potencia eléctrica para propulsión de aeronaves. ([14])

Por tanto, se concluye que el tipo de aeronave óptimo para la implantación de un motor eléctrico es una aeronave regional, utilizando pilas de combustible con hidrógeno como reactivo. Esta será la configuración de este proyecto y, como ya se ha comentado, se toma como referencia que las rutas a seguir por la aeronave son de unas 500 nm (926 km) y que se llevan aproximadamente 50 pasajeros por vuelo (50 pax).

4.2 Selección del tipo de propulsión

Dentro de la aviación regional existen dos modelos de propulsión predominantes:

- **Turbofanos de baja relación de derivación (jets regionales):** centran su funcionamiento en la expulsión de gases de combustión a través de su tobera de salida, proporcionando empuje en la dirección de vuelo. También se utiliza parte de la energía para mover un fan a la entrada que proporciona empuje adicional.
- **Turbohélices:** basados en la producción de energía mecánica a través de turborreactores convencionales u otro tipo de motores, que posteriormente se transmite a una hélice que proporciona el empuje a la aeronave.

Debido a los objetivos de este trabajo de encontrar una configuración que reduzca emisiones, costes operativos y gastos de mantenimiento, la propulsión debe ser compatible con la utilización de un motor eléctrico. La única arquitectura que cumple con este requisito es la del turbohélice, ya que se puede alimentar con energía eléctrica un motor y que posteriormente este le transmita potencia a la hélice.

Algunos fabricantes ya están estudiando la posibilidad de utilizar hidrógeno como combustible directo para propulsar turbofanos regionales [15], pero a pesar de poder reducir emisiones, no existe una solución técnica fiable en el futuro cercano y no se asegura la reducción en costes operativos y de mantenimiento.

Es por ello que se centra el presente análisis en las aeronaves propulsadas por turbohélice. Adicionalmente, se muestran otros factores por los que los turbohélices resultan más rentables en el rango de operación de la aviación regional ([7], [16], [17]):

- *Mayor rentabilidad frente a otros turborreactores:* presentan menores costes directos de operación en el rango de vuelos de hasta 100 pax y 500 nm y menores gastos de mantenimiento que los jets regionales.
- *Menor potencia solicitada en vuelo:* debido a su menor velocidad de vuelo, los turbohélices necesitan una menor densidad de potencia en sus plantas propulsoras durante el vuelo, repercutiendo generalmente también en un menor gasto de combustible.
- *Menor contaminación acústica:* cumplimiento con las regulaciones cada vez más estrictas de contaminación acústica, en contraposición con los jets regionales menos modernos.
- *Mayor adaptabilidad a aeropuertos regionales:* Los turbohélices suelen tener capacidades de despegue y aterrizaje cortas, lo que les permite operar en aeropuertos más pequeños o con pistas más cortas que podrían ser inaccesibles para los jets privados. Además, este modelo de aeronave recibe una menor penalización de combustible a medida que se acorta la distancia de la pista de despegue.
- *Mayor capacidad de carga:* los turbohélices pueden ofrecer mayor capacidad de carga útil independientemente del tipo de combustible utilizado, lo que es ventajoso para el transporte de carga o pasajeros en rutas regionales con menos demanda.
- *Mayor cuota de mercado frente a jets regionales:* por todas estas razones los turbohélices predominan en la aviación regional, sobre todo para distancias cortas (hasta 700 nm), el rango de interés de los motores eléctricos.

Si el lector quiere profundizar más en estos aspectos, se le invita a consultar las referencias mencionadas y el Anexo 1 de este informe, donde se recopilan todos estos datos.

4.3 Selección del modelo de turbohélice

En este apartado se pretende escoger un modelo de aeronave turbohélice, que sea representativo de la actividad general de la aviación regional y que sirva de referencia para próximos cálculos y estimaciones del presente estudio.

Los motores de reacción (turborreactores simples o turbofanés) no suministran potencia, sino empuje. Los motores turbopropulsores (como los turbohélices) sí suministran potencia a una hélice propulsora, a pesar de poder tener un empuje residual de los gases de escape en algunos casos. Así, la clasificación de los primeros se hace en función de los “newtons” (N) de empuje que generan, mientras que los segundos varían en función de los “vatios” (W) o “caballos de potencia” (hp) o “de vapor” (CV) que pueden proporcionar.

En cuanto a turbohélices, existe un rango muy amplio de potencia disponible. Aviones más pequeños pueden tener motores alternativos parecidos a los del mundo de la automoción, que pueden ser de 30 o 40 kW para las avionetas más pequeñas. En el otro extremo se encuentran

aviones como el Tu-95 o el avión de transporte militar A400M, con motores como el TP400 con una potencia máxima de más de 8 MW [18].

Para este proyecto, se va a tomar como referencia el fabricante de los turbohélices más vendidos y utilizados en todo el mundo: Pratt and Whitney (P&W) [19]. Los modelos con más años de trayectoria son la familia PT6, aunque se suelen utilizar hoy en día para avionetas y aviones de pequeño tamaño. La evolución natural es la familia de motores PW100, más eficiente y con capacidad para propulsar aeronaves de mayor tamaño dentro de la aviación regional, por lo que estos serán los modelos de referencia para este trabajo.

La familia de motores Pratt & Whitney Canada PW100 es una serie de turbohélices que varía entre los 1.400 y los 3.800 kW de potencia. La potencia es transferida a la hélice exterior a través de una caja de engranajes reductora de tres etapas, conectada a su vez con una turbina de gas que genera la potencia.

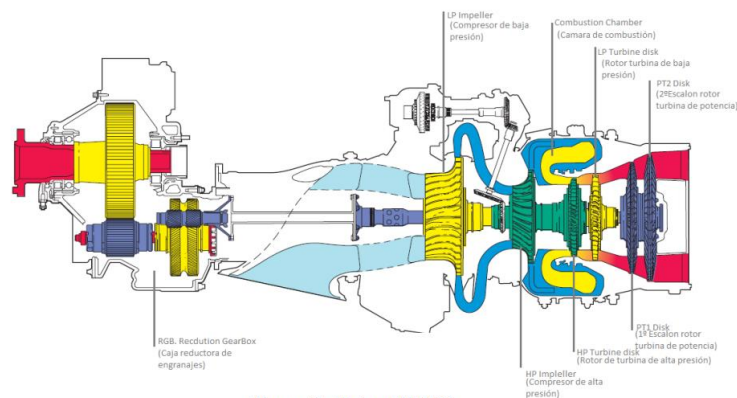


Figura 3. Motor PW 100

Figura 10. Esquema de un motor de la familia PW100 del fabricante Pratt & Whitney. ([20])

Analizando las flotas de los principales operadores de turbohélices de aviación regional en todo el mundo ([21], [22], [23], [24], [25]), se concluye que los modelos de avión más utilizados son los modelos de ATR42 y ATR72 del fabricante “Avions de Transport Régional”, así como las distintas versiones del Dash 8 de “De Havilland Canada”.

En concreto, las versiones que más se asemejan a los requisitos antes descritos en el trabajo son el ATR42-300 y el Dash 8-Q300, por lo que van a ser los elegidos como base en el proyecto.



ATR 42-300



Dash 8-Q300

Figura 11. Modelos de avión propulsados por turbohélice. Izquierda: ATR 42-300. Derecha: Dash 8-Q300. (Elaboración propia a partir de imágenes públicas)

Tabla 2. Especificaciones de los modelos de avión ATR 42-300 y Dash 8-Q300. ([26], [27])

Modelo de aeronave	ATR 42-300	Dash 8-Q300
Tipo de propulsión	Turbohélice	Turbohélice
Número de motores	2	2
Modelo de motor	Serie PW120	Serie PW120
Capacidad máxima de pasajeros (Pax)	Hasta 48	Hasta 56
Alcance máximo	449 nm (832 km)	637 nm (1 180 km)

Estos modelos de avión son propulsados por motores de la serie PW120, subfamilia de los antes mencionados PW100, por lo que estos motores también son los seleccionados como referencia para el diseño de la planta de potencia eléctrica.

5. DISEÑO DE LA PLANTA PROPULSORA

Habiendo analizado el mercado y obtenido valores de referencia fiables, se procede al diseño preliminar de una planta propulsora eléctrica con características y componentes factibles actualmente. El objetivo es modelar, en una primera aproximación, un sistema motor que pueda propulsar una aeronave basando su producción de empuje únicamente en fuentes de generación de energía eléctrica, sin utilización de combustibles fósiles. Para este análisis, se estudian las principales innovaciones y limitaciones de la tecnología, así como propuestas propias que conformen finalmente una motorización eléctrica que sea realista y que pueda ser rentable a corto o medio plazo en la industria aeronáutica.

5.1 Diseño de la arquitectura

El primer paso es diseñar la arquitectura elemental del sistema de propulsión, en la que se van a definir los principales componentes del mismo y cómo se interconectan entre sí para poder proporcionar la potencia necesaria para el vuelo.

5.1.1 Arquitecturas posibles de propulsión eléctrica

La propulsión eléctrica es un campo de creciente interés dentro del transporte de pasajeros y mercancías, y aunque ha evolucionado mucho últimamente en el ámbito automovilístico, también se han desarrollado varios proyectos dentro del mundo aeroespacial en años recientes: “Piper matrix” de Zero Avia, “BN-2 Islander” de Cranfield Aerospace, “HK-36 Super Dimona” de Boeing, etc. [28].

En aviación, se pueden clasificar las motorizaciones eléctricas de turbohélices en 4 grupos principales [29]:

- **Turbo-eléctrica:** es una turbina de gas la que acciona unos generadores para suministrar electricidad. Posteriormente, la electricidad se transmite a los convertidores de corriente, motores eléctricos individuales de corriente continua (CC) y, finalmente, impulsa los propulsores o hélices individuales. Esta configuración no incluye almacenamiento de energía eléctrica; almacena toda la energía en el combustible y la convierte total o parcialmente en electricidad. Como ejemplo se tiene una turbina tipo APU, que genera electricidad que se envía directamente a los motores eléctricos.
- **Híbrida-eléctrica:** la energía eléctrica necesaria para la propulsión es generada tanto por turbinas de gas como de baterías. Existen 2 tipos de arquitecturas híbridas:
 - **En serie:** las hélices se accionan mediante motores eléctricos, y la energía eléctrica que los acciona puede proceder de una turbina de gas o de una fuente de almacenamiento de energía en baterías. Gracias a la conversión de la energía eléctrica y al sistema de transmisión, el funcionamiento de la turbina de gas puede desacoplarse de las hélices, lo que permite que la turbina de gas funcione con la máxima eficiencia. Sin embargo, en los sistemas de propulsión híbridos

en serie, los motores eléctricos deben proporcionar toda la potencia de propulsión, y por tanto deben dimensionarse correctamente para alcanzar su potencia requerida. En este caso, las baterías se recargan únicamente por la acción de la turbina.

- **En paralelo:** tanto el motor eléctrico como la turbina de gas convencional están montados en un eje para accionar las hélices. Además, el motor eléctrico está respaldado por una batería de almacenamiento de energía que puede cargarse a bordo o en tierra. En este caso, las baterías se recargan por la acción del motor o por la energía potencial de las hélices en el descenso.
- **Totalmente eléctrica o “All-electric”:** las baterías son la única fuente de energía para los sistemas de propulsión. La configuración totalmente eléctrica es un sistema de conversión de energía de alta eficiencia y es el único candidato que tiene el potencial de lograr vuelos con cero emisiones (siempre y cuando se considere que el combustible utilizado en las otras configuraciones contamina y/o no tiene un origen 100 % verde). Sin embargo, esta arquitectura cuenta con las dificultades vistas arriba del peso de las baterías, por lo que hoy en día solo se utiliza en aeronaves de pequeño tamaño.

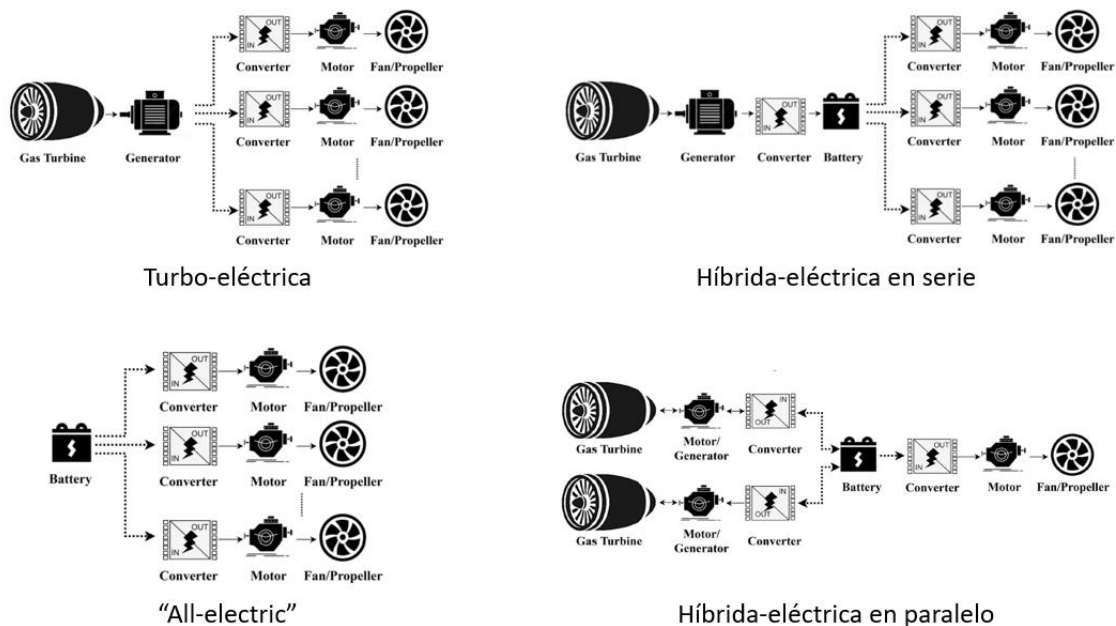


Figura 12. Arquitecturas posibles para la propulsión eléctrica en turbohélices. ([29])

Por tanto, la única arquitectura capaz de cumplir con los objetivos del trabajo es la totalmente eléctrica. En este caso, se escoge una variante de la configuración “all-electric”, pero se sustituirá la batería eléctrica por pilas de combustible de hidrógeno.

Este tipo de arquitecturas a veces se denominan híbridas por algunos autores, ya que se utiliza el hidrógeno como combustible dentro de la pila. A pesar de ello, su funcionamiento es más parecido al de una motorización totalmente eléctrica, siendo en este caso la fuente de alimentación una pila de combustible en vez de una batería eléctrica. De esta manera, es posible

igualmente alcanzar vuelos con cero emisiones y se consigue una densidad energética mucho mayor que con baterías convencionales, necesaria para la viabilidad del proyecto.

En concreto, en la referencia [30] se realizó un estudio del límite de diseño de densidad energética que deben tener los sistemas de propulsión eléctrica para los principales modelos de turbohélice, en función de los PAX y el rango de vuelo. Aquí, se afirma que con sistemas con densidades energéticas de 750 Wh/kg sería posible cubrir los requisitos de PAX y de rango impuestos en el presente trabajo:

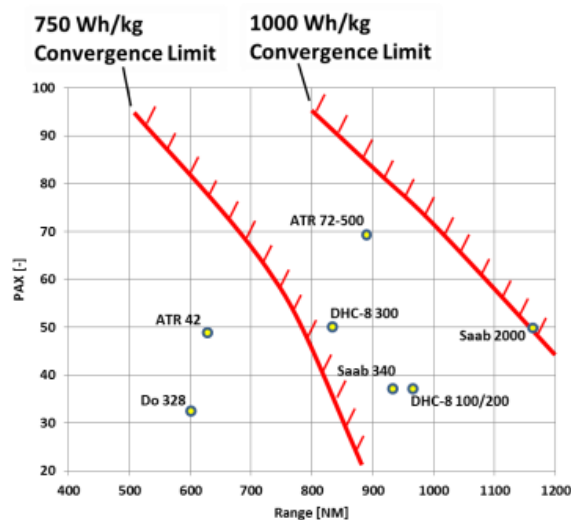


Figura 13. Límites de diseño de densidad energética necesaria para propulsión eléctrica de turbohélices, en términos de PAX y rango de vuelo. ([30])

Cabe destacar que en el gráfico de la figura 13 nuestros modelos de avión a estudio (ATR 42-300 y DHC 8-Q300) aparecen con un mayor rango de vuelo máximo. Esto es debido a la aparición de nuevas versiones del mismo modelo, así como la mejora en eficiencia y potencia de los motores que los impulsan frente a los primeros con los que se certificaron.

Todo esto está en consonancia con lo estudiado anteriormente en el proyecto, y como se ha visto es alcanzable con pilas de combustible.

5.1.2 La pila de combustible de hidrógeno

Una pila de combustible es un dispositivo que produce energía eléctrica a través de un proceso electroquímico de oxidación-reducción y utilizando un combustible, funcionando de manera semejante a una batería. La principal diferencia radica en que la pila de combustible recibe sus reactivos de fuentes externas, lo que significa que su capacidad para generar electricidad no está restringida por la capacidad de almacenamiento de una batería tradicional [28]. Se compone de tres componentes principales:

- **Ánodo:** es un electrodo generalmente formado por platino, debido a que es un catalizador muy eficaz para la reacción de oxidación del hidrógeno, es decir, facilita la rotura de sus enlaces moleculares. Además, es resistente a la corrosión y posee alta conductividad eléctrica, lo que facilita el flujo de electrones a través del propio ánodo.

- **Cátodo:** es el electrodo donde se produce la reacción de reducción. Se suele utilizar níquel por los mismos motivos que antes: favorece este tipo de reacciones químicas con suficiente resistencia a la corrosión y conductividad eléctrica.
- **Electrolito:** se trata de un material intermedio que separa los electrodos, permitiendo el paso de iones positivos y dificultando el de electrones de uno a otro. Existen electrolitos tanto líquidos como sólidos.

El funcionamiento de una pila de combustible comienza en el ánodo, donde las moléculas de hidrógeno se oxidan y dividen en un electrón y un ion positivo. Como el electrolito solo permite el paso de los iones positivos del ánodo al cátodo, se fuerza a los electrones a transcurrir por un circuito eléctrico externo, generándose energía eléctrica. Finalmente, en el cátodo se juntan de nuevo los iones positivos de hidrógeno y los electrones que, junto con la aportación externa de oxígeno, reaccionan formando agua. De esta manera, las reacciones electroquímicas que ocurren en cada uno de los electrodos son:

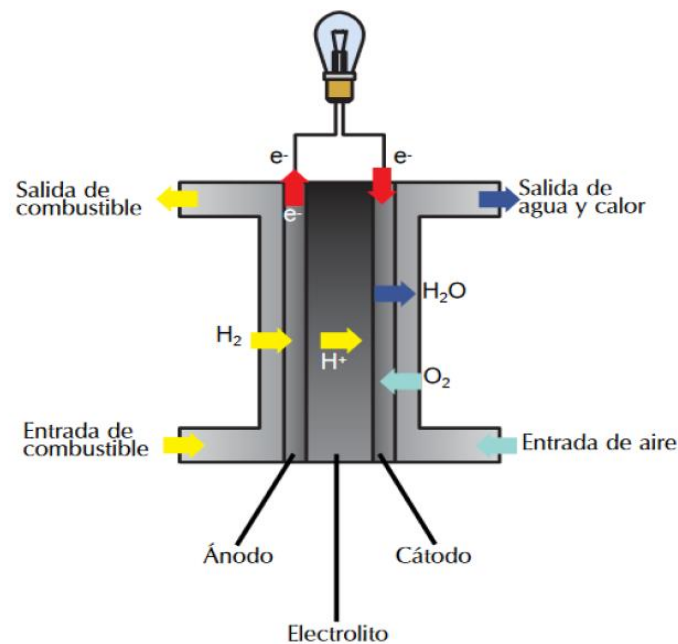
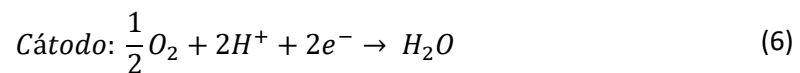


Figura 14. Esquema de funcionamiento de una pila de combustible de hidrógeno. ([28])

De entre todas las clasificaciones que se pueden realizar de las pilas de combustible, la más generalizada es en función del tipo de electrolito que se emplea. En el Anexo 2, se pueden observar los tipos más relevantes y que pueden producir una mayor potencia eléctrica. Como se justifica más adelante en el trabajo, aquellas con las características óptimas para sistemas de propulsión de aeronaves son las pilas de membrana polimérica o tipo PEMFC.

5.1.3 Definición de la arquitectura con pila de combustible

Para la definición conceptual de la planta de potencia eléctrica de este proyecto, se han analizado varios estudios en los que se exploran las distintas posibilidades existentes. Si el lector quiere revisar los más relevantes, puede consultar las referencias [31] y [32].

Investigando varios modelos, comparando elementos comunes entre ellos y compatibilizando los mismos con los requisitos de este trabajo, la arquitectura propuesta para un avión turbohélice propulsado por pila de combustible de hidrógeno consta de los siguientes componentes:

1. **Sistema de almacenamiento y distribución de hidrógeno:** incluye tanques o depósitos de almacenamiento de hidrógeno que suministran el combustible a la pila de combustible. También puede incluir sistemas de control y distribución para el manejo seguro del hidrógeno.
2. **Sistema de control térmico (TMS):** la temperatura del hidrógeno debe estar siempre regulada, tanto en su almacenamiento como en la pila de combustible, para controlar su reactividad y manejo seguro. En caso de utilizar hidrógeno gaseoso, el mayor desafío se encuentra en la regulación de temperatura durante del vaciado de los tanques. Por otro lado, si se utiliza hidrógeno líquido este debe mantenerse a 253°C negativos para perpetuar ese estado, muy costoso energéticamente. Este sistema puede utilizarse, además, para refrigerar en mayor o menor medida (dependiendo del diseño) el resto de los componentes del sistema motor.
3. **Pila de combustible:** como ya se ha comentado, el hidrógeno se combina con el oxígeno del aire, generando electricidad a través de reacciones electroquímicas de oxidación-reducción. Las pilas de combustible más comunes son las de membrana polimérica sólida (PEMFC) o las de sólido cerámico (SOFC).
4. **Sistema de control y gestión de energía:** se encarga de controlar y distribuir la energía generada por la pila de combustible hacia el motor eléctrico para la propulsión. Serán necesarios dos tipos de convertidores en este sistema:
 - **“DC-DC Converter” (“convertidor de corriente continua a corriente continua”):** es un componente eléctrico cuya función principal es tomar una entrada de corriente continua a un nivel de voltaje determinado y generar una salida de corriente continua a un nivel de voltaje diferente, permitiendo así regular la tensión que sale de la pila de combustible.
 - **“DC-AC Converter” (“convertidor de corriente continua a corriente alterna” o “inversor”):** tras haber conseguido el voltaje deseado, es necesario un componente eléctrico que transforme la corriente continua en corriente alterna, para que funcionen los motores eléctricos correspondientes.
5. **Motor eléctrico:** es el elemento encargado de convertir la energía eléctrica en energía mecánica para propulsar la aeronave. Puede haber uno o más motores eléctricos dependiendo del diseño y tamaño del avión.
6. **Caja de engranajes:** en algunos diseños, puede estar conectado el motor eléctrico a una caja de engranajes que aumenta o reduce la velocidad de giro y ajusta la relación de transmisión antes de transmitir la potencia a la hélice. Generalmente, suele ser una caja reductora, debido a las menores revoluciones de giro de la hélice frente al motor eléctrico.

7. **Hélice:** la energía mecánica producida por el motor eléctrico, la turbina o el generador se transfiere a la hélice a través de la caja de engranajes, y dicha hélice es la que se encarga de generar el empuje necesario para propulsar la aeronave.
8. **Batería eléctrica auxiliar:** una de las principales desventajas de las pilas de combustible es su ineficiencia para adaptarse a demandas de energía variables, ya que la potencia eléctrica que se suministra con ellas suele ser muy constante. Para ayudar en las situaciones más críticas de variación energética, como el despegue, se incluye una batería eléctrica convencional que complementa dicha demanda de potencia. También se utiliza para el arranque del sistema de propulsión en su conjunto.

5.2 Selección de los componentes y análisis de rendimientos

5.2.1 Sistema de almacenamiento y distribución de hidrógeno

Hoy en día, el modelo de almacenamiento de hidrógeno predominante para aplicaciones tanto estacionarias como de movilidad es en forma de gas comprimido. Para aplicaciones estacionarias de generación de potencia, se utiliza hidrógeno comprimido a una presión de alrededor de 137 bares, mientras que el estándar para sistemas de transporte se ha mantenido durante muchos años en tanques de 300 bares.

Existe una relación directa entre la presión del tanque y la densidad gravimétrica del sistema, la cual está condicionada por el porcentaje en masa de hidrógeno que se puede almacenar. Es por ello que la industria ha desarrollado un nuevo estilo de tanques a 700 bares de presión. El responsable de esta innovación fue el fabricante Toyota con su modelo de coche Mirai, consiguiendo una mejora en densidad de un 1,7% de H₂ hasta un 5,7% de H₂ [33].

Este tipo de tanques constituye la cuarta generación ("tipo IV") desde que se empezó su fabricación, y está conformada en su totalidad por material compuesto. A partir de este tanque de combustible se obtiene una densidad gravimétrica de 1 135 Wh/kg (4,09 MJ/kg) [34], lo que supera ampliamente los requisitos del proyecto y, por tanto, va a ser el sistema seleccionado para este trabajo.

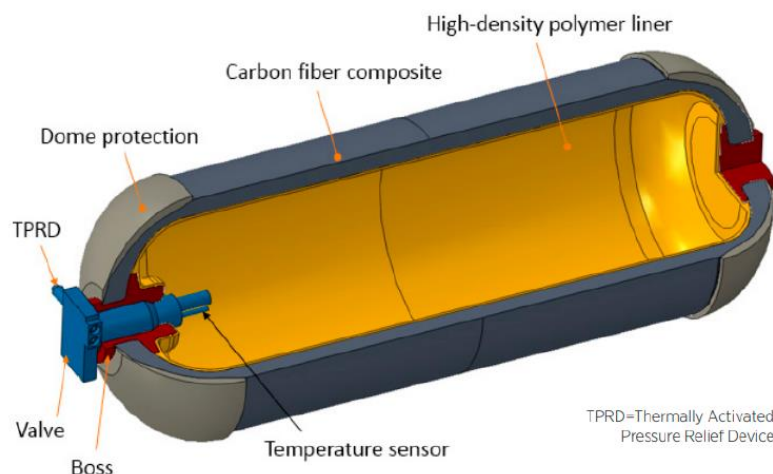


Figura 15. Tanque de almacenamiento presurizado de hidrógeno "tipo IV" a 700 bares. ([33])

Sin embargo, como se puede deducir, con este tipo de tanques a alta presión, no es posible el almacenaje del combustible en las alas por motivos de seguridad y volumen. Es por ello que suelen instalarse en el fuselaje, pudiendo reducir el número de asientos disponibles en la aeronave como se verá posteriormente en el presente informe.

El otro método de almacenamiento en el que más se está trabajando es en el almacenaje de hidrógeno líquido criogénico. Se denomina criogénico pues se necesita mantener su temperatura inferior a -253°C para que el hidrógeno permanezca en estado líquido. Aunque existen estudios que ya han calculado que se podría llegar a una densidad energética de 1619 Wh/kg ($5,83 \text{ MJ/kg}$) [12] con estos sistemas, el coste de mantener el hidrógeno en estado líquido puede suponer alrededor de un 17% de la energía en contenido de H_2 . Durante un ciclo de funcionamiento se estima que se puede llegar hasta una pérdida de otro 40% de energía en contenido de H_2 por evaporación [34] y, además, debido a que las pilas de combustible utilizan hidrógeno en estado gaseoso, esto resulta en otro cambio de estado del combustible y en una pérdida de rendimiento adicional en el sistema.

Es por todo esto que no se considera viable la utilización de sistemas de almacenamiento de hidrógeno líquido en aviación a corto plazo, y por eso los principales proyectos de motorización eléctrica basados en hidrógeno actuales (como son el de “Zero Avia” y el de “Universal Hydrogen”) utilizan H_2 en estado gaseoso [35].

A pesar de ello, se sigue investigando en el desarrollo de esta tecnología, ya que sus requisitos volumétricos son menores y desalojan un menor número de pasajeros de la cabina. Por otro lado, el límite de porcentaje de H_2 útil que se obtiene con hidrógeno comprimido ronda entre el 5 y el 9%, mientras que las estimaciones para el H_2 criogénico se encuentran entorno al 15-20%, más del doble [36]. Adicionalmente, en vuelos regionales de corta duración (alrededor de 1 hora) se estima que las pérdidas de evaporación por hidrógeno sean mucho menores que en trayectos largos, otra razón para pensar que este puede ser un posible mercado en el que explotar este tipo de tecnología.

5.2.2 Sistema de control térmico (TMS)

A la hora de trabajar con tanques de hidrógeno comprimido, siempre es necesario tener un correcto control de la temperatura, para asegurar la seguridad y rendimiento del proceso. En primera instancia, la temperatura en el interior de los tanques de H_2 suele ser similar a la del ambiente, pero debido a la alta presión de almacenamiento y a la baja conductividad térmica del material compuesto de fibra de carbono (CFRP) del que se fabrican, se produce un efecto de enfriamiento dentro de los mismos en su proceso de vaciado.

Esto puede resultar en temperaturas por debajo de -40°C en el interior de los tanques, lo que puede causar fallos en los elementos de sellado del tanque, inducir la transición vítrea del revestimiento de polímero de los tanques de “tipo IV” y, en última instancia, provocar fugas de hidrógeno y graves problemas de seguridad. Esto se puede observar en las siguientes figuras, extraídas del estudio de la referencia [37]:

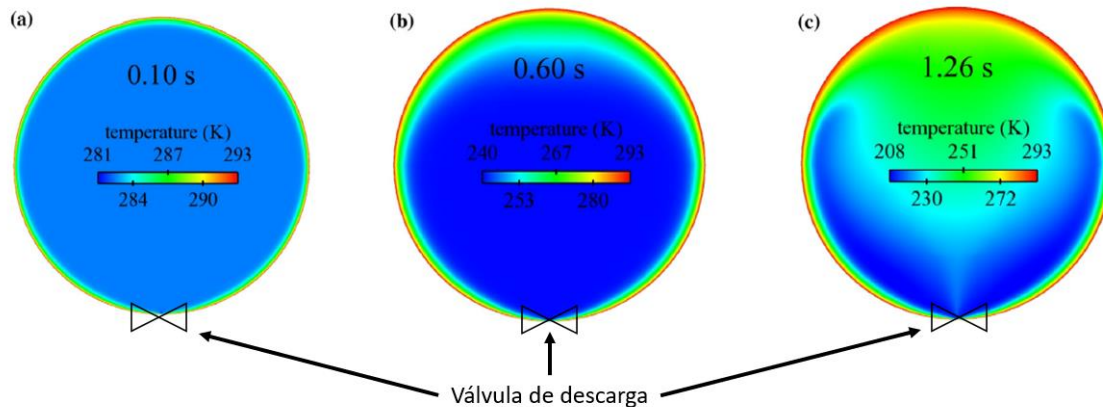


Figura 16. Variación de temperatura durante el proceso de descarga de un tanque de hidrógeno comprimido. (a) $t=0,10$ s, (b) $t=0,60$ s, (c) $t= 1,26$ s. ([37])

Por tanto, resulta necesario un sistema de control térmico (TMS, “Thermal Management System”) que prevenga esta situación. Además, con este sistema se optimiza la eficiencia del sistema, la cual está relacionada directamente con la velocidad de descarga del tanque y esta, a su vez, con la temperatura de descarga del gas.

Para solucionar este problema existen muchas propuestas, desde utilizar materiales conductores dentro de los tanques y que aumenten la temperatura por efecto Joule, hasta utilizar circuitos cerrados de agua o aceite que pasen por el interior de los tanques y hagan de intercambiadores de calor. De entre las opciones posible, en este proyecto se opta por escoger un sistema de recirculación de parte del hidrógeno del tanque (ver figura 17), el cual se canaliza a través de los principales componentes calientes del sistema (pila de combustible, motor eléctrico, etc.) para después reinsertarse a mayor temperatura dentro del tanque. Se trataría de un circuito cerrado independiente, por lo que funcionaría únicamente con una cantidad constante de hidrógeno, pero no afectaría negativamente a su eficiencia.

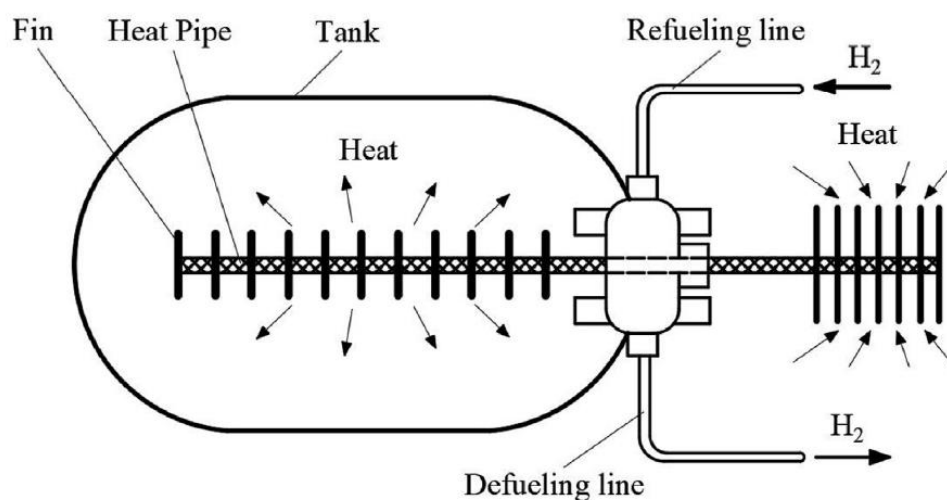


Figura 17. Diagrama esquemático de la aplicación de un sistema TMS a un tanque de combustible de hidrógeno comprimido. ([37])

En general, existen análisis que aseguran que con un TMS se podría mejorar la eficiencia de transferencia de H_2 del tanque a la pila hasta en un 2,4%, además de que se reduciría la degradación a largo plazo de la pila de combustible hasta en un 3% [38]. Por tanto, para el presente análisis no se tendrá en consideración ninguna pérdida de rendimiento inferida directamente por el sistema TMS.

5.2.3 *Pila de combustible*

En un estudio llevado a cabo por el “Centro Aeroespacial Alemán” (DLR) [39] se ponderan las principales características de los distintos tipos de pilas de combustible disponibles actualmente, en base a su idoneidad para aplicaciones aeronáuticas. En dicho análisis, los tipos de pila de combustible que obtienen una mayor puntuación son las PEMFC (“Proton Exchange Membrane Fuel Cell” o “Polymer Electrolyte Membrane Fuel Cell”) y las SOFC (“Solid Oxide Fuel Cell”).

En particular, las más desarrolladas y utilizadas a día de hoy son las PEMFC [28], habiéndose empleado en modelos como el “Airbus ATRA” o el “Boeing Phantom Works”. Las pilas de combustible PEMFC utilizan un electrolito sólido denominado “membrana de intercambio de protones”, que permite el paso de protones mientras bloquea el paso de electrones. Estas pilas de combustible funcionan, con hidrógeno como combustible y oxígeno del aire, generando electricidad y produciendo agua como único subproducto.

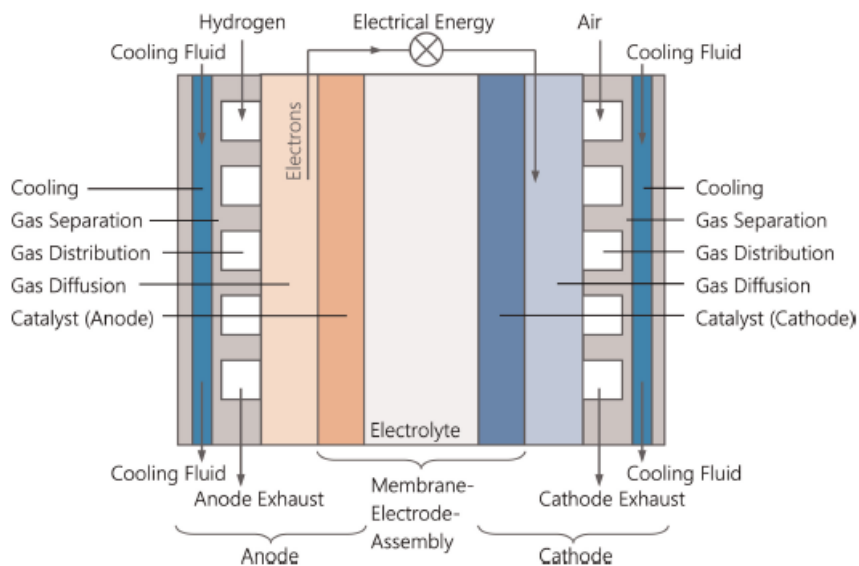


Figura 18. Esquema de una pila de combustible PEMFC. ([39])

Las pilas PEMFC son muy valoradas en aplicaciones aeroespaciales debido a su eficiencia, tamaño compacto, peso ligero, moderadamente rápida respuesta a cambios en la demanda de energía y su capacidad para no necesitar operar a temperaturas muy elevadas. Estas características las hacen adecuadas para el sector de la aviación, donde estos factores son críticos, por lo que se van a seleccionar para la arquitectura de este trabajo.

En términos generales, se puede considerar que los sistemas completos de almacenamiento y distribución de hidrógeno, junto con la conversión de energía mediante la pila de combustible,

tienen rendimientos que pueden oscilar entre el 40% y el 60%, según las tecnologías empleadas y las condiciones específicas de la aeronave. En el estudio de la referencia [31] se toma un valor nominal del 50% de eficiencia para el pre-dimensionado de un sistema de propulsión eléctrico por pila de combustible de hidrógeno, valor que se va a escoger también en el presente análisis.

5.2.4 Motor eléctrico

Atendiendo al estado del arte actual de los motores eléctricos [40], existen 5 tipos principales:

- **Motores de Corriente Continua (CC) con escobillas (“Brushed DC motors”)**: funcionan a través de la variación de corriente eléctrica a través de las bobinas del estátor, lo que genera un campo magnético variable que hace girar el rotor a través de imanes. Lo particular de este tipo de motores es que utiliza el rozamiento de escobillas con un conmutador para ir variando la polaridad de la corriente de las bobinas, manteniendo el movimiento continuo del motor.
- **Motores de CC sin escobillas (“Brushless DC motors”, BLDC)**: similar al anterior, pero en vez de utilizar escobillas, se usan sistemas electrónicos de posición del rotor para ir variando la corriente eléctrica. Tienen mayor eficiencia y son más duraderos que los motores con escobillas.
- **Motores SRM (“Switched Reluctance Motors”)**: se basan en ir generando campos magnéticos de manera consecutiva que vayan variando la reluctancia de distintas zonas del motor, atrayendo así continuamente al rotor a zonas de menor reluctancia (“resistencia magnética”) y generando movimiento.
- **Motores de Inducción (“Induction Motors”) o motores asíncronos de Corriente Alterna (CA)**: el campo magnético variable del estátor se consigue pasando CA a través de sus bobinas. Este campo magnético induce una corriente eléctrica en el rotor, lo que a su vez genera un campo magnético inducido. Es esta interacción electromagnética entre ambos campos magnéticos la que genera el movimiento. A diferencia de los anteriores, en este tipo de motores no se requieren conexiones eléctricas directas en el rotor.
- **Motores síncronos de CA (“AC Synchronous Motors”)**: con un estator similar al anterior, en este caso se consigue que la velocidad del rotor sea igual a la del campo magnético rotativo del estator a través de la utilización de imanes permanentes en el rotor o de inducir una corriente continua en el mismo. De esta manera, la velocidad de rotación del motor se sincroniza con la frecuencia de la CA suministrada. Así, se consigue un motor ideal para aplicaciones en las que se necesiten velocidades constantes o cuando se requiera un control más preciso que con los motores asíncronos.

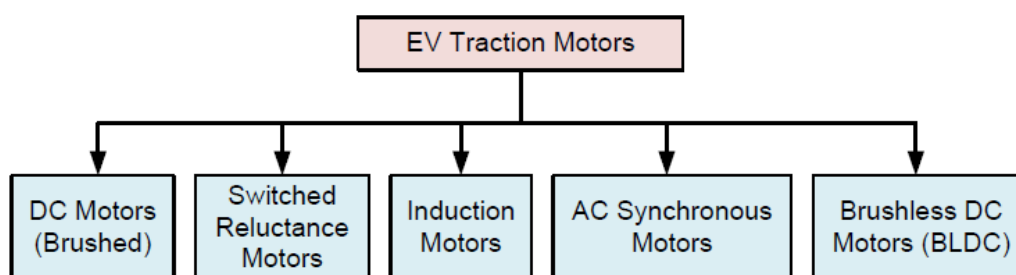


Figura 19. Tipos de motores eléctricos utilizados actualmente. ([40])

En un estudio comparativo entre todos estos tipos de motores eléctricos [41], se concluyó que los motores síncronos de CA producían menos contaminación, tenían un menor consumo de combustible y más potencia por unidad de volumen que el resto, lo que los hace óptimos para aplicaciones aeroespaciales. Dentro de este modelo de motores, hay 2 clasificaciones principales:

- *Motor síncrono de CA con rotor bobinado*: el rotor lleva un bobinado que se alimenta con una corriente continua, generando un campo magnético que se sincroniza con el del estátor para generar movimiento.
- *Motor síncrono de CA con imanes permanentes*: el roto lleva imanes permanentes que producen su movimiento por su interacción con el campo magnético del estator.

En este aspecto, los motores con rotor bobinado se consideran indeseables para aplicaciones aeroespaciales, debido a la reducida fiabilidad de alguno de sus componentes y a ser susceptibles de que se formen arcos eléctricos. De esta manera, se considera que el modelo de motor eléctrico óptimo para aviación sería el motor síncrono de CA con imanes permanentes, que a pesar de tener un peso algo mayor en algunos casos son más fiables en largos ciclos de funcionamiento y más seguros.

Este tipo de motores tiene un funcionamiento y características bastante similares a los BLDC, pero son preferibles para altas velocidades debido a su mayor control del campo magnético. A pesar de ello, los motores que más se han utilizado de momento en aviación son los BLDC. Por tanto, y debido a todo lo explicado anteriormente, se supone que el rendimiento del motor que se seleccione para el siguiente estudio es de al menos igual o mayor rendimiento que el de un BLDC.

A continuación, se muestran algunos de los rendimientos de los motores eléctricos más destacados utilizados en aviación durante los últimos años:

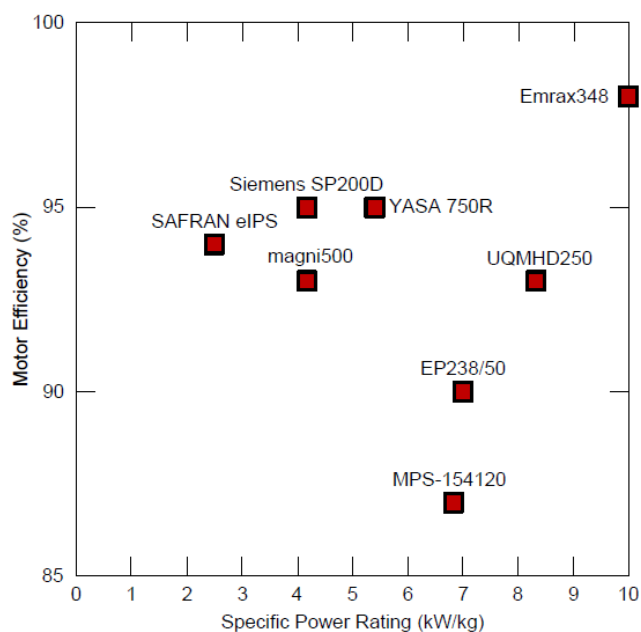


Figura 20. Rendimiento y potencia específica de distintos modelos de motores eléctricos utilizados en aviación en años recientes. ([40])

Debido a que la mayoría de los valores se encuentran por encima del 90% de eficiencia, y que el único que se encuentra por debajo es un modelo de motor de pequeño tamaño y potencia que no es representativo para el caso de estudio, se supone una eficiencia de al menos un 90% para el motor eléctrico de este proyecto.

5.2.5 Sistema de control y gestión de la energía

Al haber elegido una configuración con un motor síncrono de CA, y al obtenerse energía eléctrica en forma de CC a la salida de la pila de combustible, se necesitan dos componentes en la arquitectura de la planta de potencia bajo estudio:

- Convertidor de CC a CC: para regular el voltaje de salida de la pila de combustible al voltaje óptimo en el que opera el motor.
- Convertidor de CC a CA: necesario para el funcionamiento del motor síncrono de CA.

El primer tipo de convertidor suele tener rendimientos superiores al 95% [42], mientras que los nuevos convertidores de CC a CA llegan a eficiencias superiores al 99% [43]. Por tanto, esto son los rendimientos que se van a tener en cuenta en el análisis del presente trabajo.

5.2.6 Caja de engranajes:

Como ya se ha comentado, una caja de engranajes suele ser uno de los componentes típicos en un motor turbohélice. Su principal función es regular las velocidades de rotación o revoluciones entre los componentes del motor. En concreto, se suele utilizar para reducir las altas velocidades de rotación que produce el motor eléctrico en revoluciones apropiadas para el correcto funcionamiento de la hélice, optimizando a su vez el empuje que esta proporciona.

La eficiencia de las cajas de engranajes en turbo-maquinaria depende de muchos factores: requisitos de revoluciones, par o torque de trabajo, tipo de lubricante, o modelo de engranajes utilizados, entre otros. Por ejemplo, en el caso de un motor turbohélice de aviación, dos de los tipos de engranajes más utilizados son:

- **Engranajes helicoidales:** se emplean para transmitir potencia de manera más suave y eficiente que los engranajes rectos. Esto proporciona además una distribución más uniforme de la carga y una operación más silenciosa.
- **Engranajes planetarios:** se suelen combinar con el resto de engranajes para aportar compacidad y mayor durabilidad. Son altamente versátiles y permiten manejar cargas elevadas al poder distribuir la misma entre varios engranajes de manera simultánea.



**Figura 21. Ejemplos de engranajes helicoidales (izquierda) y planetarios (derecha).
(Elaboración propia a partir de imágenes públicas)**

Por otro lado, tanto el régimen de revoluciones como el de torque requerido suelen ser muy elevados en motores de aviación. Tras el análisis de varios estudios al respecto, se encuentra que la eficiencia de la caja de engranajes se va estabilizando para valores de potencia creciente, pudiendo irse reduciendo a medida que se aumenten las revoluciones.

En la siguiente figura [44] se muestra a evolución de la eficiencia de una caja de engranajes para un turborreactor convencional teniendo en cuenta las características antes descritas:

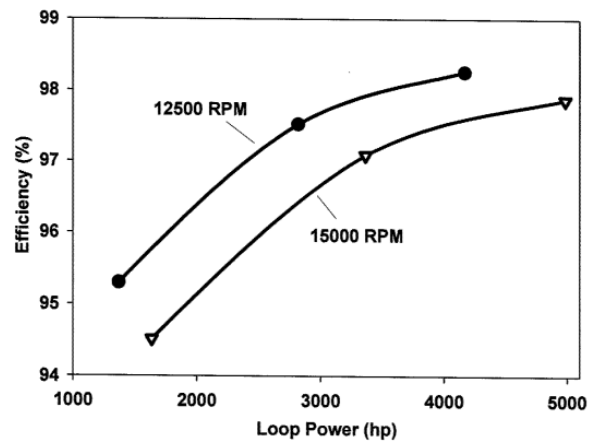


Figura 22. Rendimiento de una caja de engranajes helicoidal en régimen de altas revoluciones y par de trabajo. ([44])

La velocidad de rotación típica de la hélice de un motor turbohélice se encuentra entre 1 500 y 1 900 rpm [45]. En un turbohélice convencional como los PW120, la turbina de baja que se acopla a la caja de engranajes trabaja a una velocidad de rotación típica de entre 10 000 y 20 000 rpm, lo que daría una relación de transmisión de más de 10:1. En el caso de motores eléctricos, las revoluciones de trabajo son bastante menores, del orden de la cuarta parte o incluso menores. En la figura 23 puede observarse el régimen de vueltas a los que trabajan los principales modelos de motores eléctricos aeronáuticos hasta la fecha.

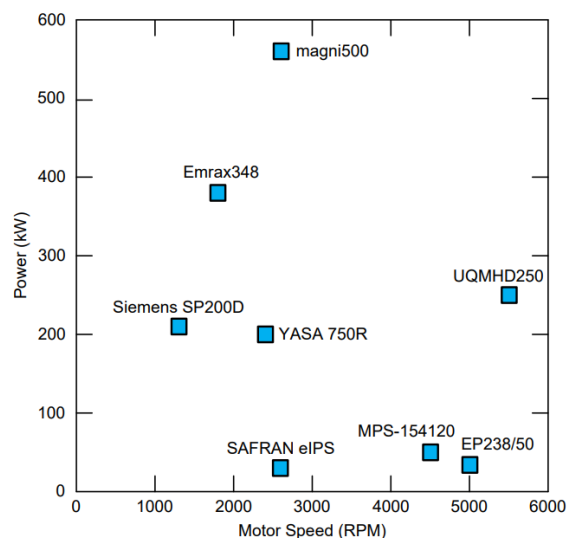


Figura 23. Potencia y velocidad de rotación normal de trabajo de distintos modelos de motores eléctricos utilizados en aviación en años recientes. ([40])

Como puede observarse, el rango de revoluciones normales de trabajo varía entre las 1 500 y las 5 500 rpm. Para la estimación de la eficiencia que puede proporcionar la caja de engranajes, se supone que el motor trabaja en un valor medio de entre los motores estudiados, unas 3 500 rpm. Esto daría una relación de reducción de 2:1, asumiendo que en el diseño propuesto la hélice es similar a una arquitectura convencional y tiene la misma velocidad de giro.

La potencia de los motores de la serie PW120 oscila entre los 1 400 y 1 800 kW. Se toma como referencia la configuración de menor potencia, que puede propulsar los modelos de avión antes descritos en el trabajo.

A continuación, se puede calcular el par o torque que debe ofrecer el motor eléctrico suponiendo que debe entregar una potencia 1 400 kW y girar a 3 500 rpm:

$$\begin{aligned} \text{Torque (Nm)} &= \frac{\text{Potencia (W)}}{\text{Velocidad de giro (rpm)}} * \frac{60}{2 * \pi} = \frac{1\,400\,000}{3\,500} * \frac{60}{2 * \pi} \quad (7) \\ &= 3819,7 \text{ Nm} \end{aligned}$$

De esta manera, entrando en la gráfica de la figura 24 con el torque y la velocidad de giro, se puede obtener la eficiencia de una caja de engranajes helicoidales como la que se plantea en el presente diseño.

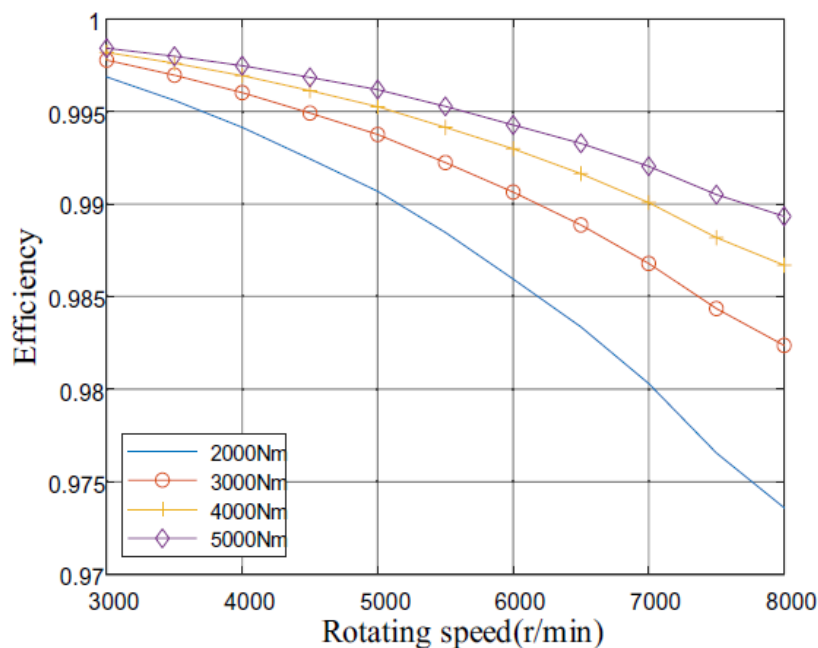


Figura 24. Eficiencia de una caja de engranajes helicoidales en función de la velocidad de giro y del par entregado. [46]

Analizando la gráfica, se puede corroborar la tendencia antes comentada de una mayor eficiencia tanto si se aumenta el par entregado por la caja de engranajes como si se reduce el régimen de vueltas al que esta trabaja. Finalmente, puede comprobarse que para una configuración moderna de caja de engranajes helicoidales como la del estudio de la referencia [46], en las condiciones de operación antes descritas, la eficiencia es superior al 99%, tomándose dicho valor en los cálculos sucesivos de este informe.

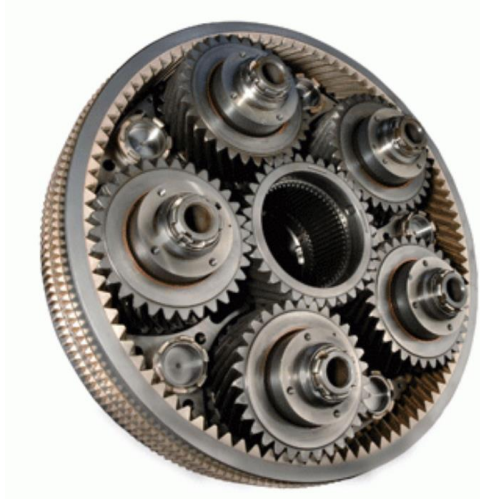


Figura 25. Ejemplo de caja de engranajes reductora helicoidal y planetaria de un turbohélice. ([47])

5.2.7 Hélice

Una hélice propulsora en un turbohélice es un componente imprescindible, el cual proporciona el empuje necesario para el movimiento del avión. Funciona convirtiendo la potencia generada por el motor eléctrico en movimiento rotativo, creando así una fuerza que impulsa el aire hacia atrás. Esta acción, por tanto, genera el empuje requerido para propulsar el avión hacia adelante. La eficiencia y el diseño de la hélice propulsora son críticos para la eficiencia general del sistema de propulsión.

En primer lugar, se debe conocer el rendimiento propulsivo de la hélice, que se define como la relación entre la potencia propulsora y el cambio de energía cinética en el flujo cuando este pasa a través de la misma. Es decir, se trata de la capacidad de convertir la potencia de un motor turbohélice en empuje útil para propulsar la aeronave.

Hay dos ángulos principales en una hélice, el ángulo de ataque (“angle of attack”) y el ángulo de paso (“pitch angle”), que a veces se denomina también ángulo de la hélice (“blade angle”):

- **Ángulo de ataque:** es el ángulo que forma la línea media de cuerda de la hélice con la dirección real del aire que pasa a través de esta.
- **Ángulo de paso:** es el ángulo que forma la línea media de cuerda de la hélice con la dirección de rotación de la propia hélice.

Ambos ángulos están relacionados, y si se modifica la posición relativa de la hélice los dos variarán su valor para una misma velocidad de vuelo.

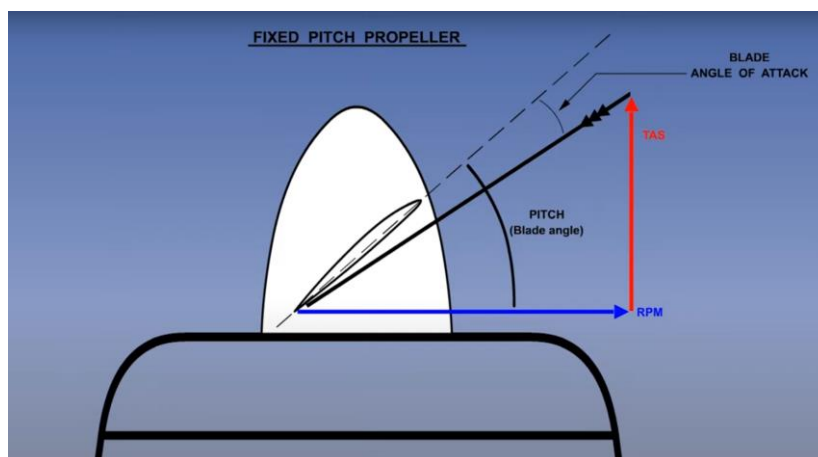


Figura 26. Ángulos de ataque y ángulo de paso de una hélice. ([48])

Existen motores turbohélice capaces de ir modificando el ángulo de paso para optimizar las actuaciones a distintos regímenes de vuelo. En la siguiente gráfica se muestra cómo varía el rendimiento propulsivo de una hélice en función del ángulo de paso y del régimen de vuelo, representado por el parámetro de avance: $J = V/nD$.

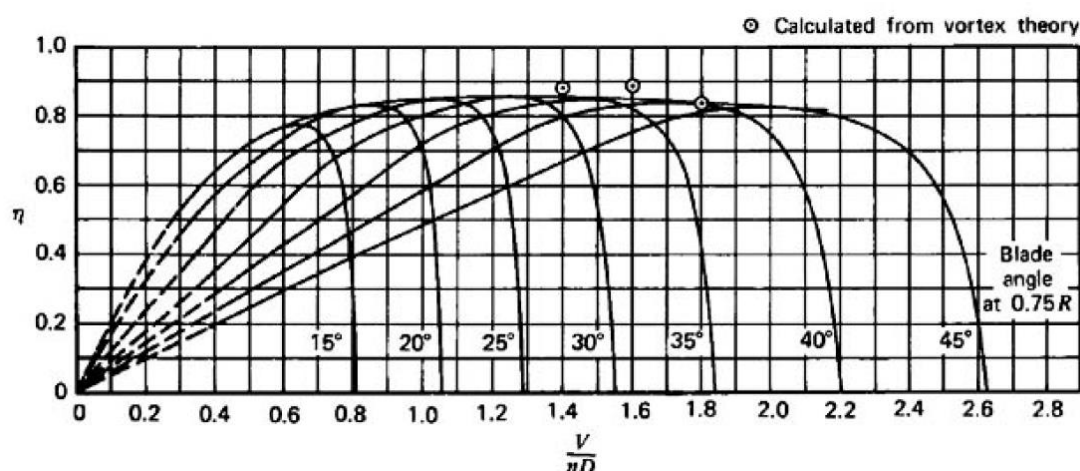


Figura 27. Rendimiento propulsivo típico de una hélice en función del parámetro de avance ($J=V/nD$) y del ángulo de hélice o ángulo de paso ("pitch angle"). ([49])

Se concluye que, a pesar de ir variando el ángulo de paso, siempre existe un valor óptimo de rendimiento entre el 80 y 90% para una hélice, por lo que en realidad será ese porcentaje el que se use en propulsión pura de toda la potencia suministrada por la planta propulsora.

En el proyecto actual, en el que se analiza el diseño de la planta de potencia de la aeronave, se estima que la hélice a utilizar es ajena a la arquitectura de la misma. Al convertir una arquitectura convencional en una eléctrica propulsada por pilas de combustible, no se modifica la hélice de la aeronave y los rendimientos propulsivo y mecánico de la misma se consideran similares.

Además, estos rendimientos no influyen en la potencia que generan los motores nominalmente, ya sean motores convencionales como el PW100 o motores eléctricos, por lo que no se tendrán en cuenta a la hora del cálculo de la potencia necesaria que debe entregar el sistema de pilas de combustible.

5.2.8 *Batería eléctrica auxiliar*

Como ya se ha comentado, una batería eléctrica auxiliar se ha incluido en el diseño de la planta propulsora al proporcionar respaldo energético y estabilidad operativa en las fases más críticas del vuelo. Estas fases son el despegue y el ascenso, así como la fase de crucero inicial. En las configuraciones “all-electric”, por tanto, lo que se va a intentar es que se utilice la capacidad de dicha batería en suministrar potencia durante dichas etapas de la misión, optimizando el consumo de hidrógeno global.

En el estudio de la referencia [50] se analiza el consumo de hidrógeno por parte de las células de combustible y de energía eléctrica de las baterías auxiliares de distintos modelos de turbohélices en función de 4 fases de vuelo:

- **Fase I:** despegue y primera fase de ascenso. Es la etapa que más energía demanda por unidad de tiempo, tanto en términos de cantidad de hidrógeno como de batería eléctrica consumida.
- **Fase II:** se corresponde con la última fase de ascenso y primera parte del crucero. La demanda de ambos tipos de energía disminuye, y se ajusta el consumo de energía eléctrica de la batería para que se descargue en su totalidad durante esta etapa. De esta manera, se optimiza el consumo de hidrógeno para el resto del vuelo y se obtiene tiempo adicional para que dicho consumo se adapte progresivamente a la potencia requerida, supliendo los problemas de demanda de energía repentina con los que cuentan las células de combustible.
- **Fase III:** comprende la segunda etapa del crucero e inicio del descenso. En esta fase del crucero únicamente se utiliza hidrógeno como método de propulsión, optimizándose para que se consuma casi en su totalidad en esta etapa.
- **Fase IV:** se trata de la fase de descenso final, donde se requiere la mínima potencia del sistema de propulsión.

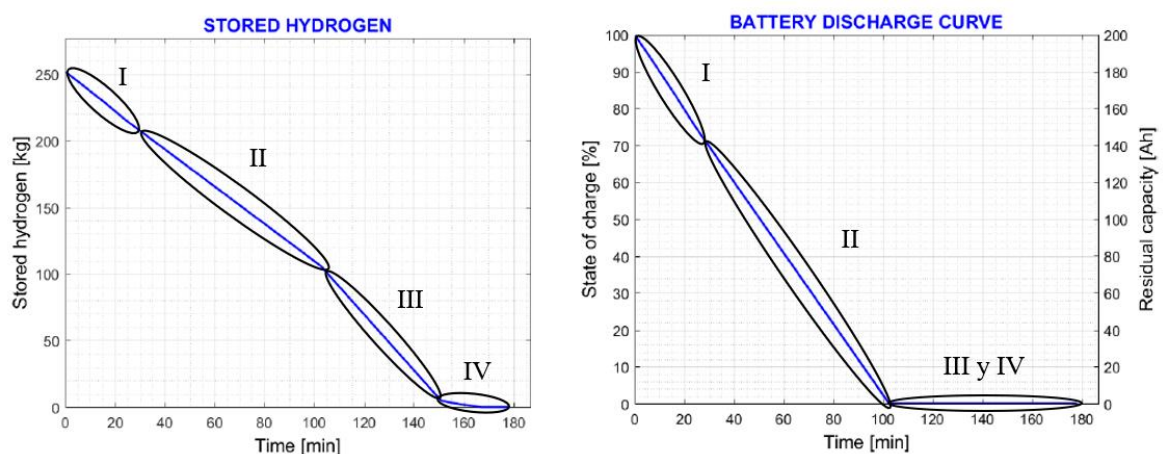


Figura 28. Simulación del consumo de hidrógeno y de energía eléctrica auxiliar en un modelo “retrofit all-electric” de un ATR72. [50]

En el mismo estudio, se estima que para un avión ATR 72 (de mayor tamaño que un ATR 42) la batería auxiliar necesita de al menos una potencia específica de 400 W/kg y de una densidad energética de al menos 250 Wh/kg.

Actualmente en la industria aeroespacial, las baterías con mayor utilización son las baterías de ion de litio o Li-Ion, debido a su alta fiabilidad, potencia específica y capacidad de adaptación a distintas demandas de energía. De entre ellas, los tres tipos con mayor aplicación en aviación son: las baterías de litio-ferrofosfato (LiFePO₄, o LFP), las baterías de óxido de litio-cobalto (LiCoO₂, o LCO) y las baterías de óxido de litio-níquel-manganeso-cobalto (LiNiMnCoO₂, o NMC).

Atendiendo a la figura 29, la batería de litio que asegura los requerimientos anteriores es la LCO, por lo que será la que se escoja en el presente trabajo.

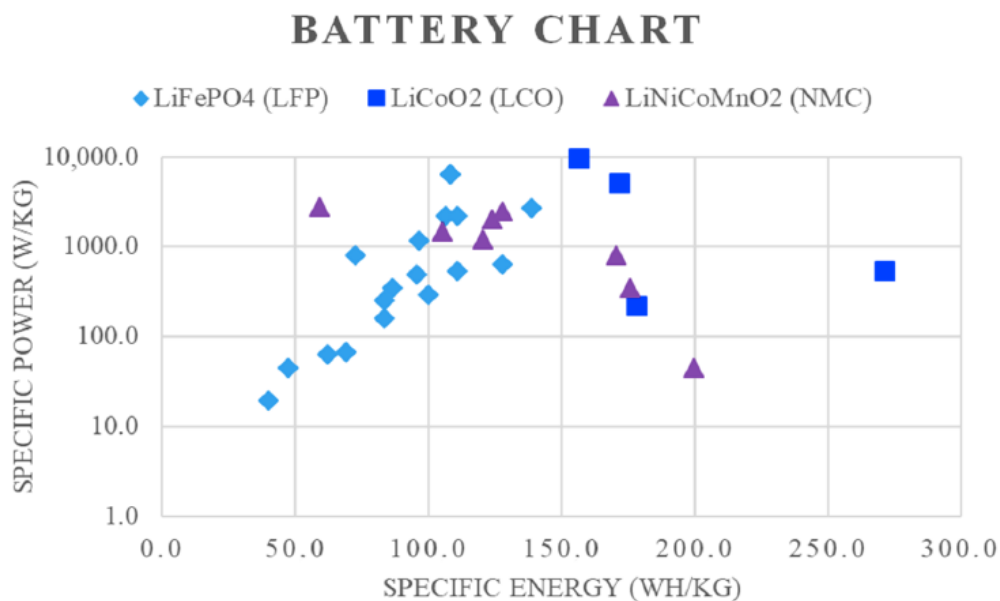


Figura 29. Potencia específica frente a densidad energética de distintos tipos de baterías de ion de litio. [32]

Cabe destacar que las baterías que más se han estado utilizando hasta ahora en aviación y automoción son las LFP, debido a su seguridad de manipulación y un presumible mayor ciclo de vida. Aun así, a pesar de obtener picos de potencia iguales o mayores en algunos casos que las LCO, su densidad energética no es tan elevada. Por tanto, si se escogieran baterías LFP, se deberían llevar más cantidad o “masa útil” de batería (en kg), lo que comprometería el peso total de la aeronave.

Este componente se considera adicional al sistema de propulsión, y su rendimiento no afecta a la eficiencia general del sistema, por lo que no se tendrá en cuenta en cálculos posteriores. Se propone como trabajo futuro realizar un estudio de masas más en detalle de la aeronave completa y del sistema de baterías, con tal de optimizar tanto el peso como la densidad energética de la aeronave en su conjunto.

5.3 Sistema de propulsión

5.3.1 *Cálculo de la potencia que deben entregar las pilas de combustible*

Tras haber analizado los rendimientos de cada uno de los componentes del sistema de potencia, la potencia mínima necesaria que deberían suministrar las pilas de combustible se muestra en la siguiente tabla:

Tabla 3. Cálculo de potencia mínima necesaria a suministrar por las pilas de combustible. (Elaboración propia).

	Rendimiento (%)	Potencia requerida (MW)
Valor nominal	-	2,80
Caja de engranajes	99	2,83
Motores eléctricos (entre los dos)	90	3,14
Sistema de Control y Gestión de la Energía (CC a CC)	95	3,31
Sistema de Control y Gestión de la Energía (CC a CA)	99	3,34
Sistema de Hidrógeno	50	6,68
Rendimiento total del sistema de propulsión / Potencia mínima que deben suministrar las pilas de combustible para alimentar al sistema de propulsión completo	41,9	6,68

5.3.2 *Selección del modelo de motor eléctrico*

A la hora de escoger un motor eléctrico aeronáutico, no se puede contar con motores eléctricos industriales convencionales. Si se estudian los catálogos de los algunos de los principales fabricantes de motores eléctricos en otras industrias tales como Siemens, Leroy-Somer o WEG (ver referencias [51], [52] y [53]), se puede observar como la potencia de la mayoría de los modelos no es suficiente para la demanda de la aeronave, mientras que los que sí alcanzan esa potencia requerida pesan demasiado. Por ejemplo, el modelo LC 500 L de Leroy-Somer proporciona una potencia de 1 500kW, pero pesa más de 6 000kg, algo inviable en el entorno aeroespacial. Es por ello que se centra el presente análisis en fabricantes y modelos con objetivos de potencia y peso acordes al sector aeronáutico (es decir, con alta potencia específica), como los presentados en la figura 20.

De entre los motores eléctricos para aviación que se han desarrollado en los últimos años, cabe destacar el éxito de los magni650. Estos son motores síncronos de CA e imanes permanentes que pueden producir 700 kW con un peso de 206kg. Como ya se ha visto anteriormente, los motores de la familia PW120 producen una potencia entre los 1 400 y los 1 800 kW, y al pesar de media unos 450 kg, significa que el modelo eléctrico supone una mejora en potencia específica (por unidad de peso) frente a los modelos PW de menor potencia.

En marzo de 2023, el proyecto “Universal Hydrogen” consiguió el primer vuelo de la historia de un Dash 8 (DHC8-Q300) modificado, en el que uno de los motores PW120 se sustituyó por un motor magni650 y se mantuvo en el aire durante 15 minutos [54]. De esta manera, queda

demostrado que la utilización de este tipo de motores va a resultar viable técnicamente a corto-medio plazo.

Además, atendiendo a la existencia de motores con incluso mayor potencia específica (ver figura 20), se considera que una configuración bimotor es razonablemente válida para el presente caso de estudio.

El caso más reciente que confirma de nuevo la viabilidad de la propulsión eléctrica en aviación turbohélice regional es el de Wright Electric. Su motor denominado “Wright Motor” (en lo sucesivo WM) está diseñado para proporcionar una potencia máxima de 2 MW y su objetivo es, justamente, la propulsión de los modelos de avión regional tratados en este proyecto (DHC8-Q300 y ATR 42).

En junio de 2023 el WM alcanzó una potencia en banco de ensayo de 1 MW y en noviembre de ese mismo año se consiguió su primer vuelo en un turbohélice, donde se registró una potencia máxima de 1,2 MW [55]. Se espera que el límite de potencia del motor vaya aumentando progresivamente en los próximos meses hasta alcanzar su valor de diseño de 2 MW. Adicionalmente, el WM no solo se ha diseñado de manera que puede utilizarse en motores turbohélice, sino también se espera que sea compatible en el futuro con turbofan.

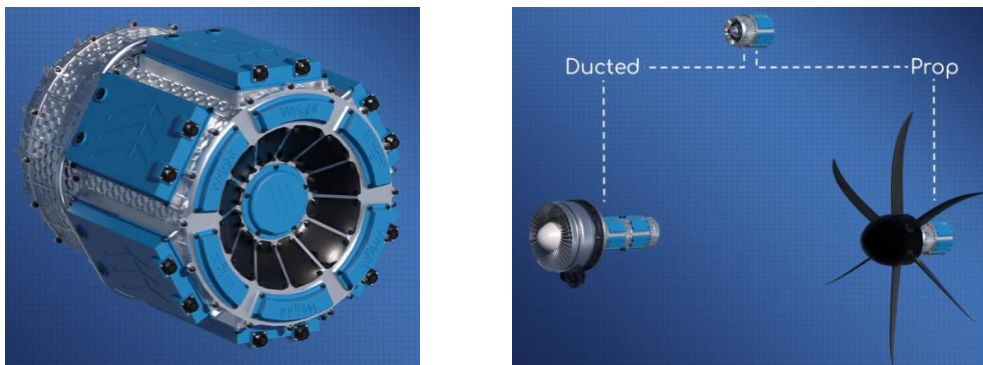


Figura 30. Motor WM (izquierda) y sus dos posibles configuraciones de turbofan (“ducted”) y turbohélice (“prop”) (derecha). ([55])

En armonía con lo estimado en este estudio, Wright Electric calcula que, al alcanzar una potencia probable de 1,5 MW, será posible propulsar uno de los turbohélices antes citados con una capacidad de entre 50 y 100 pasajeros y en vuelos de más de una hora. Esto va en la línea de lo estudiado en este trabajo, cumpliendo las especificaciones del motor WM con los requisitos de potencia especificados anteriormente.

Por todo esto, se escoge el WM como motor de referencia en el presente proyecto. Sus principales características de potencia se muestran a continuación:

- **Potencia máxima:** 2 MW (2 000 kW).
- **Potencia específica nominal:** 10 kW/kg.
- **Peso total estimado:** 200 kg.

Debido a la falta de más especificaciones técnicas sobre el motor, el volumen exacto que ocupa el mismo es desconocido.

A pesar de ello, se puede realizar una estimación de su tamaño a partir de una fotografía que existe sobre el WM. Esta se muestra en la figura 31, donde se muestra el motor al lado de una lata de refresco y, por tanto, es posible inferir una aproximación inicial sobre su volumen.

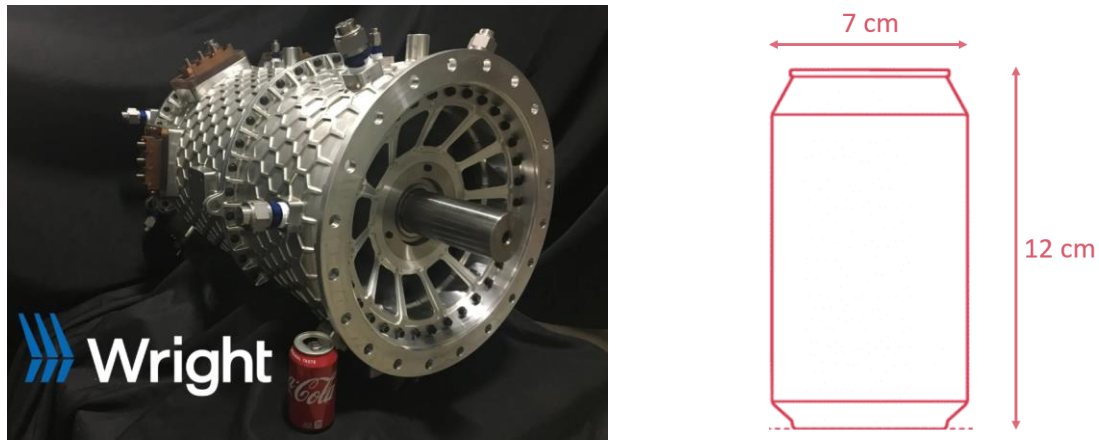


Figura 31. Motor WM junto a una lata de refresco (izquierda) y dimensiones de una lata de refresco convencional (derecha). ([55] y elaboración propia)

Atendiendo a la fotografía, se estima que el diámetro del WM se corresponde con aproximadamente 5 dimensiones de altura de la lata. Después, aproximando cada uno de los “paneles de abeja” del motor como un diámetro de lata, se estima que existirían unos 6 diámetros de lata por sección del motor. Al haber dos secciones, y para tener en cuenta de manera conservativa las uniones entre secciones cilíndricas y parte trasera del motor, se asume que la longitud del WM equivale a unos 15 diámetros de lata de refresco.

Sabiendo que las dimensiones principales de una lata de refresco convencional son 12 cm de alto y 7 cm de diámetro y asumiendo que el motor tiene forma cilíndrica, el volumen estimado que ocupa el WM resulta:

$$Diámetro_{WM} (cm) = longitud_{lata} * 5 = 12 * 5 = 60 \text{ cm} \quad (8)$$

$$Longitud_{WM} (cm) = diámetro_{lata} * 15 = 7 * 15 = 105 \text{ cm} \quad (9)$$

$$\begin{aligned} Volumen_{WM} (m^3) &= \pi * \left(\frac{D_{WM}}{2}\right)^2 * L_{WM} * 10^{-6} \\ &= \pi * \left(\frac{60}{2}\right)^2 * 105 * 10^{-6} = 0,297 \text{ m}^3 \end{aligned} \quad (10)$$

Comparando el resultado con el motor magni650, el cual tiene un peso similar al WM (206 kg) y un volumen de 0,260 m³, se confirma que la estimación entra dentro del rango de este tipo de motores eléctricos y, por tanto, se utilizará en lo sucesivo.

Este dato es importante, porque el volumen de este motor es significativamente menor que el de un motor de la familia PW100 (0,675 m³, calculado más adelante en este trabajo). Esta reducción de “volumen colgante” en el ala, sumado a no necesitar una entrada abierta de aire para funcionar (al ser un motor eléctrico), supone una reducción de la resistencia aerodinámica de la aeronave, desembocando en un consumo general menor en la misma. A pesar de estar

fuera del alcance de este proyecto, se considera interesante un estudio futuro en el que se analicen las ventajas aerodinámicas de este tipo de configuraciones.

5.3.3 Selección del modelo de pila de combustible

En la tabla 4 se han comparado los principales fabricantes de pilas de hidrógeno de tipo PEMFC. Para el análisis se han seleccionado modelos que permitieran ser escalables y poder acoplarse formando “stacks” o grupos de pilas de combustible, con el fin de poder obtenerse a potencia total requerida calculada en la tabla 3.

Tabla 4. Comparación entre los principales fabricantes de pilas de hidrógeno de tipo PEMFC. (Elaboración propia a partir de información de [56], [57], [58] y [59])

Comparación entre fabricantes de PEMFC				
Fabricante	Ballard	Toyota	PowerCell	Nuvera
Modelo	FCgen - HPS	TFCM - F	P System 100	E-60-HD
Potencia (kW)	140	80	100	67
Aplicación	Transporte	Transporte	Transporte	Transporte
Permite acoplamiento en stacks en serie (escalable)	Sí	Sí	Sí	Sí
Peso (kg)	55	240	212	190
Dimensiones (mm x mm x mm)	484 x 555 x 195	1270 x 630 x 410	606 x 696 x 674	1000 x 600 x 500
Volumen (m3)	0,0524	0,328	0,284	0,300

La selección final del modelo de pila de combustible es el “FCgen – HPS” de Ballard, debido a su gran ventaja frente a sus competidores en términos de mayor potencia y menor peso y volumen.

Esta gran diferencia entre competidores es prueba de que el mercado de las pilas de combustible en aviación es todavía emergente e innovador, en el que las diferencias tecnológicas son más apreciables. Asimismo, se puede observar que Ballard ha orientado mucho sus diseños al ámbito aeroespacial, tanto por las especificaciones de sus pilas como por su participación en programas internacionales como el “CleanSky 2” de la Unión Europea [60].

En base a la estimación de la potencia total necesaria en la tabla 3, se calcula el número de pilas PEMFC necesarias para la aeronave del presente proyecto, así como el peso y volumen total del conjunto de estas:

$$\text{Número}_{pilas} = \frac{\text{Potencia total necesaria (MW)}}{\text{Potencia por pila (MW)}} = \frac{6,68}{0,14} = 47,7 \approx 48 \quad (11)$$

$$\text{Peso total}_{pilas}(\text{kg}) = \text{peso}_{pila} * \text{Número}_{pila} = 55 * 48 = 2\ 640 \text{ kg} \quad (12)$$

$$\begin{aligned} \text{Volumen total}_{pilas}(\text{m}^3) &= \text{volumen}_{pila} * \text{Número}_{pilas} = 0,0524 * 48 \\ &= 2,515 \text{ m}^3 \end{aligned} \quad (13)$$

5.3.4 Selección del modelo de tanque de hidrógeno comprimido

Como ya se ha visto, para la arquitectura del sistema de propulsión se va a utilizar un tanque de hidrógeno de tipo IV. Al igual que en el apartado anterior, se ha realizado un estudio de mercado de los principales fabricantes de tanques de hidrógeno comprimido tipo IV para poder seleccionar el más adecuado para este trabajo.

Los principales criterios de selección que van a ser, como es habitual, el menor peso y volumen de ocupación posible. El estudio de mercado y el cálculo de estos requisitos se muestra en la tabla siguiente:

Tabla 5. Comparación entre los principales fabricantes de tanques de hidrógeno comprimido de tipo IV. (Elaboración propia a partir de información de [61], [62], [63], [64] y [65])

Comparación entre fabricantes de tanques de hidrógeno comprimido					
Fabricante	<i>Steelhead Composites</i>	<i>Toyota</i>	<i>Luxfer</i>	<i>Hexagon Purus</i>	<i>Mahytec</i>
Modelo	COPVs Type IV	G2XL-1	G-Stor® Go H2	H2-70-705X2078	RGV500
Permite acoplamiento en racks almacenables (escalable)	Sí	Sí	Sí	Sí	Sí
Aplicación	Transporte	Transporte	Transporte	Transporte	Transporte
Forma	Cilíndrica	Cilíndrica	Cilíndrica	Cilíndrica	Cilíndrica
Presión de almacenamiento (bar)	700	700	350	700	500
Peso total (kg)	118	243,8	244,1	264	260
Masa de H2 almacenada (kg de H2)	7	18,8	19,1	18,4	9,4
Porcentaje de masa de H2 almacenada (%)	5,93%	7,71%	7,82%	6,97%	3,62%
Diámetro exterior (mm)	410	702	685,8	705	480
Longitud (mm)	2100	2060	2762	2078	3070
Volumen (m3)	0,277	0,797	1,020	0,811	0,556
Densidad de H2 frente a volumen ocupado (kg de H2/m3)	25,248	23,579	18,721	22,683	16,921

Analizando los distintos competidores, se ha escogido como mejor opción la propuesta de Toyota y sus tanques G2XL-1. A pesar de que otros fabricantes tienen un valor ligeramente más alto en porcentaje o en densidad de hidrógeno, Toyota se mantiene en segundo lugar en ambos criterios muy cerca de la primera posición, por lo que no se compromete ninguno de ellos de manera exagerada.

Cabe destacar que, de manera general, los tanques de hidrógeno que se encuentran a más presión interna son capaces de aumentar su densidad de hidrógeno almacenado. Aun así, se puede observar que al tratarse este también de un mercado innovador y reciente, el diseño de cada compañía resulta clave. Por ejemplo, el tanque de Luxfer de tan solo 350 bar es capaz de obtener una densidad de H₂ mayor que el de Mahytec a 500 bar. También se hace notar que los pesos de los tanques recogidos en la tabla incluyen el hidrógeno en su interior.

Según el estudio ya comentado de la referencia [50], la cantidad estimada de hidrógeno necesaria para un vuelo turbohélice regional de características similares al presente proyecto es de alrededor de 250 kg. A continuación, se calcula el número mínimo de tanques G2XL-1 necesarios para el vuelo y su peso y volumen total:

$$Número_{tanques} = \frac{H_2 \text{ total necesario (kg)}}{H_2 \text{ por tanque (kg)}} = \frac{250}{18,8} = 13,3 \approx 14 \quad (14)$$

$$\begin{aligned} \text{Peso total}_{tanques} \text{ (kg)} &= \text{peso}_{tanque} * \text{Número}_{tanques} = 243,8 * 14 \\ &= 3413,2 \text{ kg} \end{aligned} \quad (15)$$

$$\begin{aligned} \text{Volumen total}_{tanques} \text{ (m}^3\text{)} &= \text{volumen}_{tanque} * \text{Número}_{tanques} \\ &= 0,797 * 14 = 11,158 \text{ m}^3 \end{aligned} \quad (16)$$

6. ANÁLISIS DEL DISEÑO PROPUESTO

Tras el diseño de la planta propulsora eléctrica para un avión regional turbohélice, en este capítulo se analizan los distintos presupuestos o “budgets” del proyecto. Estos presupuestos se utilizan para cuantificar varias características generales del sistema, de manera que se pueda obtener una visión global de la iniciativa y compararla con otras.

En este caso se han tomado aquellos “budgets” con el mayor interés desde el punto de vista aeronáutico y de estudio de negocio, con el objetivo de aportar realismo al trabajo y analizar la viabilidad y practicidad de la propuesta de diseño.

6.1 “Budget” de peso

En anteriores apartados de este estudio se han analizado los pesos y volúmenes de los componentes principales de una planta propulsora eléctrica basada en hidrógeno: “racks” de tanques, “stacks” de pilas y motor.

El resto de las partes descritas en la arquitectura, tales como el sistema de calentamiento de los tanques de hidrógeno, las canalizaciones por tuberías y convertidores de corriente se considera que pesan y ocupan mucho menos que los otros componentes, y muchos se encuentran incorporados en los otros componentes principales. Por tanto, todos ellos no se han tenido en cuenta en este estudio.

Asimismo, la caja de engranajes suele ser parte de la arquitectura del propio motor y suele contabilizarse en términos de peso y volumen dentro de este. Además, como en la mayoría de las configuraciones de motores de los principales fabricantes aeronáuticos, la hélice se considera un componente externo a la planta propulsora a la hora de analizar las propiedades de dichos motores. Así, en este proyecto tampoco se tendrán en cuenta el peso y volumen ocupado por la caja de engranajes y la hélice, considerándose que pertenecen al conjunto avión y no al conjunto motor.

De esta manera, el peso total estimado de la planta propulsora de hidrógeno resulta:

$$\begin{aligned} \text{Peso total}_{\text{planta propulsora H}_2} \text{ (kg)} \\ &= \text{Peso total}_{\text{tanques}} + \text{Peso total}_{\text{pilas}} + 2 * \text{Peso}_{\text{WM}} \quad (17) \\ &= 3413,2 + 2640 + 2 * 200 = 6453,2 \text{ kg} \end{aligned}$$

Atendiendo a las especificaciones del ATR42-300, por ejemplo, la máxima carga de combustible es de 4500 kg [26]. Si este se encuentra motorizado por un PW120 [66], el peso total de una configuración basada en queroseno convencional sería:

$$\begin{aligned} \text{Peso total}_{\text{planta propulsora queroseno}} \text{ (kg)} \\ &= \text{Peso}_{\text{combustible}} + 2 * \text{Peso}_{\text{motor}} = 4500 + 2 * 417,3 \quad (18) \\ &= 5334,6 \text{ kg} \end{aligned}$$

Como se puede observar, la configuración de hidrógeno supone un aumento de peso de la planta propulsora del 20,97% frente a una arquitectura de combustible convencional.

En términos de carga de pago, esto significaría la pérdida de 1118,6 kg, o el equivalente a unos 11 pasajeros (suponiendo una carga de pago media de 100 kg por pasajero), con su correspondiente efecto en la rentabilidad.

6.2 “Budget” de volumen

Al igual que con el peso, se calcula el volumen total ocupado por la planta propulsora de hidrógeno propuesta:

$$\begin{aligned} \text{Volumen total}_{\text{planta propulsora H}_2} (m^3) &= \text{Volumen total}_{\text{tanques}} + \text{Volumen total}_{\text{pilas}} \\ &+ 2 * \text{Volumen}_{WM} = 11,158 + 2,515 + 2 * 0,297 \\ &= 14,267 m^3 \end{aligned} \quad (19)$$

Sabiendo que la densidad del queroseno aeronáutico (por ejemplo, jet A-1) es de alrededor de 804 kg/m³, y que las dimensiones de un motor PW120 (aproximado a una forma cilíndrica) son 2,130 m de longitud y 0,635 m de diámetro, el volumen de una arquitectura de combustión de queroseno resulta:

$$\text{Volumen}_{\text{combustible}} (m^3) = \frac{\text{Peso}_{\text{combustible}}}{\text{Densidad}_{\text{combustible}}} = \frac{4500}{804} = 5,597 m^3 \quad (20)$$

$$\text{Volumen}_{\text{motor}} (m^3) = \pi * \left(\frac{0,635}{2}\right)^2 * 2,130 = 0,675 m^3 \quad (21)$$

$$\begin{aligned} \text{Volumen total}_{\text{planta propulsora queroseno}} (m^3) &= \text{Volumen}_{\text{combustible}} + 2 * \text{Volumen}_{\text{motor}} \\ &= 5,597 + 2 * 0,675 = 6,947 m^3 \end{aligned} \quad (22)$$

Así, el diseño de propulsión basado en hidrógeno supone un aumento del 105,37% (más del doble) con respecto a una configuración de queroseno convencional.

Como ya se ha comentado antes en el trabajo, el volumen ocupado por los tanques (11,158 m³) se debe distribuir por el fuselaje de la aeronave, en términos de seguridad operacional y de optimización del espacio. Esto, sin embargo, supone una reducción de los pasajeros disponibles en cabina. Suponiendo una configuración estándar de un ATR42-300 de 48 asientos, se calcula el volumen que ocupa cada uno de los asientos en base a las especificaciones de los mismos en la referencia [26]. Se utiliza la altura, el ancho y el “pitch” o espacio entre un punto de un asiento y ese mismo punto en el asiento de la fila siguiente:

$$\begin{aligned} \text{Volumen}_{\text{asiento}} (m^3) &= \text{altura} * \text{ancho} * \text{pitch} = 1,91 * 0,44 * 0,762 \\ &= 0,64 m^3 \end{aligned} \quad (23)$$

De esta manera, el volumen extra en cabina debido a los tanques de hidrógeno comprimido supone que se deben reducir 17,43 asientos, es decir 18 en términos prácticos.

Esta restricción en el número de asientos disponibles debidos a la nueva configuración basada en hidrógeno no es adicional a la ya estudiada en el “budget” de peso, pero si más restrictiva. Así, un turbohélice modelo ATR42-300 de 48 pasajeros debe reducir su número de asientos

disponibles a 30 para que sea compatible un sistema de propulsión basado en pilas de combustible como el presentado en este proyecto (pérdida del 37,5% de su capacidad).

El precio medio de los billetes de vuelos regionales en Estados Unidos en 2023 analizados en la referencia [67] ha sido de 367 \$ (340 €). La flota de ATR 42 y ATR 72 a nivel mundial realizó en 2021, de media, 1 459 FH al año [68], por lo que suponiendo vuelos de 1 hora serían 1 459 vuelos anuales resulta:

$$\begin{aligned} & \text{Ingresos asientos anuales}_{\text{planta propulsora queroseno}} \text{ (M€)} \\ & = N^{\circ} \text{asientos}_{\text{queroseno}} * N^{\circ} \text{vuelos}_{\text{anuales}} \\ & * \text{Precio billete} = 48 * 1459 * 340 = 23\,810\,880 \text{ €} \\ & = 23,81 \text{ M€} \end{aligned} \quad (24)$$

$$\begin{aligned} & \text{Ingresos asientos anuales}_{\text{planta propulsora H}_2} \text{ (M€)} \\ & = N^{\circ} \text{asientos}_{\text{H}_2} * N^{\circ} \text{vuelos}_{\text{anuales}} * \text{Precio billete} \\ & = 30 * 1459 * 340 = 14\,881\,800 \text{ €} = 14,88 \text{ M€} \end{aligned} \quad (25)$$

Por tanto, se concluye que la reducción de la carga de pago debida al almacenamiento de los tanques de combustible en el fuselaje del turbohélice supone una falta de ingresos de 8,93 M€ anuales por aeronave (un 37,5% menos, como ya se había adelantado).

El volumen, por tanto, representa el mayor de los condicionantes a la hora de implementar un sistema de propulsión basado en hidrógeno comprimido. Es por eso que configuraciones con hidrógeno líquido, las cuales se espera que optimicen el volumen de los tanques, jugarán un papel fundamental en el uso de este reactivo como propulsante.

6.3 “Budget” de gastos asociados a la aerolínea

Para poder analizar los beneficios que puede ofrecer una arquitectura eléctrica basada en hidrógeno frente a una de combustión convencional, primero debe conocerse en qué categorías se dividen los gastos de una aerolínea y qué proporción del total ocupa cada una de ellas.

A pesar de que pueden existir pequeñas discrepancias a la hora de agrupar los costes dependiendo de la aerolínea y su estructura empresarial, existen dos grupos principales de gastos: directos e indirectos. Dentro de estos, se encuentran los siguientes costes asociados (clasificación basada en OACI y estudios especializados, [69] y [70]):

- **Gastos Directos (DOC, “Direct Operating Costs”)**: son los costes relacionados con la operación propia de la aeronave:
 - Adquisición de la aeronave y derechos de uso. Amortizaciones.
 - Combustible.
 - Mantenimiento.
 - Operación: tasas de navegación, tasas aeroportuarias, tasas de mercancías, tasas de handling, etc.
 - Personal.

- **Gastos Indirectos**: son los costes que no se relacionan directamente con el vuelo de la aeronave de un punto a otro, pero que una aerolínea también debe tener en cuenta debido a su importancia económica. Se pueden dividir en dos grupos:

- Costes de operación en tierra: servicios de la aeronave y de pasajeros en tierra, adquisición de equipamiento en tierra, tasas de aparcamiento, reservas, etc.
- Costes de operación sistemáticos: gastos administrativos, de marketing, recursos humanos y personal de la empresa, servicios a pasajeros en vuelo, etc.

El peso que tienen cada una de estas categorías sobre los costes totales varía en función de: regímenes de vuelo y operación, modelo de aeronave, situación geográfica, etc. En el estudio de la referencia [71] se analizan los costes de las principales aerolíneas regionales de Ecuador. Al tratarse de aerolíneas que operan con modelos de turbohélices Dash 8 y ATR 42 y en regímenes de vuelo, los datos recogidos se consideran de especial relevancia para el presente proyecto. A partir de dichos datos, se ha elaborado en el Anexo 3 una distribución de gastos en base a las categorías antes explicadas y por modelo de aeronave.

Al representar los gastos directos (DOC) más del 80% de los gastos totales asociados a la aerolínea, estos son en los que se pondrá el foco en el presente informe, con el objetivo de ver cómo varían los principales DOC al cambiar una propulsión tradicional por otra basada en hidrógeno.

Por último, en el Anexo 3 se realiza el promedio de los porcentajes de DOC calculados para ambos modelos de aeronave, el cual se toma como representativo de la distribución de los DOC en una aeronave turboprop regional. Esta distribución de gastos se muestra en forma de gráfico circular seguidamente:

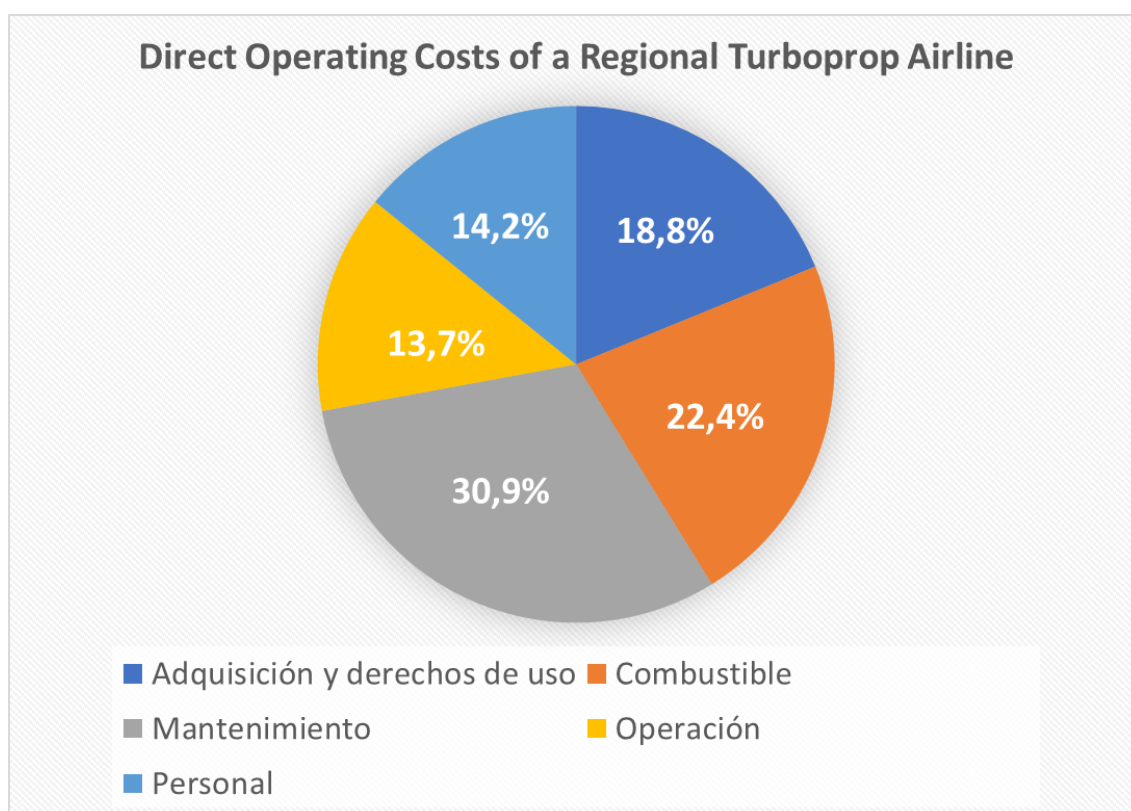


Figura 32. DOC de una aerolínea regional operando modelos turboprop ATR 42 y Dash 8. (Elaboración propia en base a datos de [71])

De esta manera, se puede observar que el coste de mayor relevancia dentro de los DOC (y, por tanto, de todos los gastos en general) para un turbohélice regional se trata del mantenimiento del mismo (30,9%), seguido de su gasto en combustible (22,4%). Por tanto, estos serán los DOC a analizar en profundidad en este trabajo, contemplando en el gasto de combustible tanto el consumo del mismo como el ahorro en emisiones debido a este.

En cuanto al resto de DOC (adquisición, personal y operación), se decide postergar su estudio exhaustivo debido a que:

- Falta información relevante disponible en estos campos en materia de propulsión basada en hidrógeno.
- Representan menos de la mitad de los gastos directos totales.
- Se estima que las variaciones en estos tipos de gastos entre un modelo de propulsión y otro no sean tan notorias como en el resto de conceptos.

Aun así, se deja como trabajo futuro el análisis en detalle del posible ahorro o sobreconsumo ocasionado por la implementación de un motor basado en hidrógeno en cada uno de estos DOC.

6.3.1 "Budget" de mantenimiento

Los gastos de mantenimiento de una aeronave pueden dividirse en los distintos segmentos de mantenimiento que preponderan en la industria actual. Estas categorías, en las cuales se clasifican todas las operaciones de mantenimiento aeronáutico, se explican brevemente a continuación:

- **"Line Maintenance"**: constituye todo tipo de tareas de mantenimiento que se pueden realizar fuera de un hangar. Se trata de operaciones e inspecciones simples que se ejecutan mientras la aeronave sigue en su entorno de operación. Entre las actividades más frecuentes destacan las inspecciones rutinarias antes del vuelo, inspecciones boroscópicas, detección de errores o reemplazo de piezas LRU ("Line-Replaceable Unit"), que son componentes diseñados para ser sustituidos rápidamente en este tipo de mantenimiento denominado de "Primera línea" o ML1 ("Maintenance Level 1").
- **"Base Maintenance"**: al contrario que con la categoría anterior, cuando se realiza este tipo de mantenimiento la aeronave debe ser retirada del servicio. Las operaciones se ejecutan en un hangar, tienen más complejidad técnica que las de "Primera línea" y pueden durar varios días o semanas. Esta condición de mantenimiento agrupa actividades relacionadas con revisiones programadas, como análisis de la estructura, prevención de la corrosión o reemplazo de algunos componentes principales, incluyendo módulos o motores enteros de la aeronave. Este tipo de mantenimiento se considera de tipo ML2.
- **"Component" ó "Shop Maintenance"**: se trata del mantenimiento más exhaustivo. Esta categoría engloba las operaciones realizadas sobre todos los componentes aeronáuticos retirados durante los procesos de "Line" y "Base Maintenance", entre los que se incluyen los motores de la aeronave. En este tipo de intervenciones se desmonta y analiza profundamente cada sistema, reparando o reemplazando los componentes que sean necesarios para asegurar la aeronavegabilidad de todos ellos. Estas operaciones se denominan "Shop Visits" (SV), se llevan a cabo en talleres especializados y su duración

es de varios meses, dependiendo de la complejidad de las mismas. Estos centros de mantenimiento se consideran de tipo ML3.

Según un estudio llevado a cabo por la IATA analizando datos de las principales 37 aerolíneas a nivel mundial, el gasto total de todas ellas en mantenimiento se distribuye de la siguiente manera:

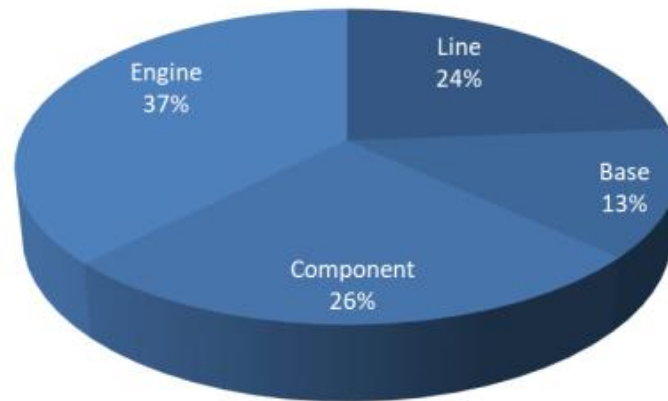


Figura 33. Distribución de los costes de mantenimiento por segmento en base a datos de las principales aerolíneas de 2021. [72]

Donde se han separado los gastos de mantenimiento totales del motor en un solo apartado (37%), y luego los 3 tipos de ML del resto de componentes principales por otro (24%, 13% y 26% para ML1, ML2 y ML3 respectivamente). De esta manera, se observa que la planta propulsora de la aeronave es el sistema que mayores costes supone a nivel de mantenimiento.

Tras haber concluido que el mantenimiento del sistema propulsor es fundamental en el cálculo de los costes directos de una aeronave, se procede a analizar si la planta propulsora eléctrica supone algún ahorro en este aspecto frente a un sistema motor convencional.

Para obtener una estimación lo más fiable posible de los costes de mantenimiento por motor turbohélice regional estándar, se toman datos del mayor “lessor” o arrendador de aeronaves regionales en todo el mundo: Nordic Aviation Capital (NAC).

En 2018, NAC tenía una flota de 466 aeronaves regionales [24], de las cuales más de la mitad eran turbohélices (276) y siendo la mayoría de estos modelos ATR 42 y ATR 72. Al observarse esta tendencia, se considera una medida conservadora el asumir que al menos el 50% de la flota del grupo NAC son aeronaves regionales turbohélice que se corresponden con los modelos de estudio de este proyecto. Además, se estimará que la distribución de costes es uniforme entre modelos de aeronaves al tratarse de un análisis preliminar.

Así, analizando que en 2022 NAC asumió unos costes totales de 3 032 millones de dólares (unos 2 813 millones de euros) [73] y contaba con una flota de 315 aeronaves (por lo tanto, alrededor de 158 regionales turbohélice):

$$\begin{aligned} \text{Costes anuales}_{\text{avión Rg}}(M\text{€}) &= \frac{\text{Costes anuales}_{\text{totales}}(M\text{€})}{N^{\circ} \text{ aeronaves}_{\text{Rg}}} = \frac{2813}{158} \\ &= 17,80 M\text{€} \end{aligned} \quad (26)$$

Estimando que los DOC medios de este tipo de aeronaves se corresponden con el 87,78% de los costes totales (media de ambos valores del Anexo 3), resulta:

$$\begin{aligned} DOC \text{ anuales}_{\text{avión Rg}} (M\text{€}) &= \text{Costes anuales}_{\text{avión Rg}} (M\text{€}) * 87,78\% \\ &= 17,80 * \frac{87,78}{100} = 15,62 M\text{€} \end{aligned} \quad (27)$$

$$\begin{aligned} \text{Costes mantenimiento anuales}_{\text{avión Rg}} (M\text{€}) \\ &= DOC \text{ anuales}_{\text{avión Rg}} (M\text{€}) * 30,9\% = 15,62 * \frac{30,9}{100} \\ &= 4,83 M\text{€} \end{aligned} \quad (28)$$

$$\begin{aligned} \text{Costes mantenimiento anuales}_{\text{planta propulsora turbohélice Rg}} (M\text{€}) \\ &= \text{Costes mantenimiento anuales}_{\text{avión Rg}} (M\text{€}) * 37\% \\ &= 4,83 * \frac{37}{100} = 1,79 M\text{€} \end{aligned} \quad (29)$$

Por tanto, se obtiene que el mantenimiento de únicamente la planta propulsora supone un coste medio de 1,79 M€ anuales por avión regional turbohélice, o lo que es lo mismo, más del 10% de todos sus DOC anuales. De esta manera, se destaca la gran repercusión que puede tener el ahorro en este campo para las aerolíneas.

En este aspecto, se procede a evaluar los componentes principales que componen la planta propulsora eléctrica, para ver si existen rangos de mejora o ahorro en su mantenimiento frente a turbohélices convencionales.

Por un lado, si se compara un motor eléctrico con un motor turbohélice de combustión, se concluye que el primero tiene:

- *Menos partes móviles:* al tratarse de un diseño con menor complejidad, en el que no se involucran tantos componentes móviles y rotatorios como un compresor o una turbina, se reduce el índice de potenciales fallos mecánicos y necesidades de calibración, repuesto, equilibrado, etc.
- *Menos componentes sujetos a desgaste:* en este caso, al haber escogido una arquitectura de motor “brushless” o sin escobillas, estas no pueden interferir en el mantenimiento del motor, no teniendo que reparar ni sustituir las debido a su uso continuado. De la misma manera, existe un ahorro en necesidad de cambios de filtros, bujías, etc. debido a no realizarse una combustión dentro del motor eléctrico.
- *Menor susceptibilidad a contaminantes y deterioro:* al no producirse una combustión interna, no existen sedimentos y residuos de la reacción del combustible con el oxígeno que puedan favorecer la contaminación y posterior corrosión de los componentes del motor, sobre todo a alta temperatura. Por otra parte, debido a que el motor eléctrico no necesita estar abierto al ambiente para extraer aire y utilizarlo en la combustión, se elimina el paso de todas las partículas de contaminación ambiental, arena, etc. que deterioran por abrasión los componentes de los motores convencionales, reduciendo también las necesidades de mantenimiento.

Para poder contabilizar estos efectos, es necesario definir el “Shop Visit Rate” (SVR). El SVR es un parámetro que cuantifica la cantidad de veces que un motor debe ser retirado del servicio y

enviado a taller (de manera planificada o no) en un período de tiempo concreto. Este está relacionado con los gastos de mantenimiento ML3 del motor, los cuales son los más mayoritarios en este tipo de componentes y, por tanto, se consideran suficientemente representativos del gasto en mantenimiento total del motor.

El SVR se calcula normalmente como el número de retiradas dividido por el número de horas de vuelo ("Flight Hours", FH) en un período de 12 meses, y se multiplica el resultado por 1 000 para conocer cuantas retiradas hay por cada 1 000 FH. En el estudio de la referencia [74], se establece una relación entre el SVR por cada 1 000 FH y el tiempo de vuelo medio de la aeronave:

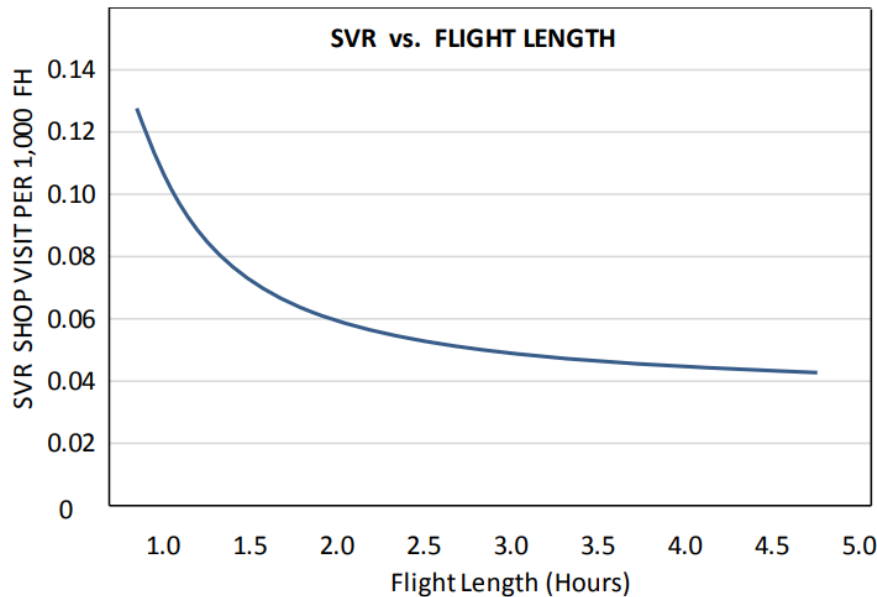


Figura 34. Relación entre el SVR por cada 1 000 FH y el tiempo de vuelo. ([74])

Conociendo el SVR, se puede calcular el tiempo medio entre revisiones o MTBR ("Mean Time Between Removals"), que es el inverso del primero (multiplicado por las 1 000 FH que se habían añadido antes al SVR). Sabiendo que el vuelo medio de la aeronave del presente proyecto es de 1 hora, se tiene:

$$MTBR_{\text{avión } Rg}(FH) = \frac{1}{SVR_{Rg}} * 1000 FH = \frac{1}{0,12} * 1000 = 8\,333,33 FH \quad (30)$$

La flota de ATR 42 y ATR 72 a nivel mundial realizó en 2021, de media, 1 459 FH al año [68]. Si se toma ese dato, se tiene que en un turbohélice regional convencional debe retirarse el motor y realizarle mantenimiento ML3 cada 5,7 años aproximadamente.

A día de hoy, no existen valores fiables sobre el mantenimiento de motores eléctricos en aviación debido a que no se están utilizando de manera regular. A pesar de ello, si se consulta un manual de un motor síncrono de CA con imanes permanentes que existe hoy en el mercado como los del fabricante EMWB ("Elektro Motoren Werk Brienz AG") [75], se puede comprobar que se debe realizar una revisión general cada 16 000 horas de funcionamiento. Aplicando este valor a un avión comercial se obtiene un MTBR de 16 000 FH, casi el doble que en el caso convencional. Además, el número de componentes a reemplazar es mucho más bajo que en un turbohélice al uso, como ya se ha comentado, lo que reduciría aún más los gastos en mantenimiento.

Con los MTBR calculados anteriormente, se obtienen el número de SV anuales para cada tipo de configuración:

$$SV \text{ anuales}_{\text{avión } Rg} = \frac{Usos \text{ medio}_{Rg}(FH)}{MTBR_{\text{avión } Rg}(FH)} = \frac{1459}{8333,33} = 0,175 \quad (31)$$

$$SV \text{ anuales}_{\text{eléctrico } Rg} = \frac{Usos \text{ medio}_{Rg}(FH)}{MTBR_{\text{eléctrico } Rg}(FH)} = \frac{1459}{16000} = 0,0911 \quad (32)$$

Y con los gastos de mantenimiento anuales para un avión turbohélice regional resulta:

$$\begin{aligned} & \text{Costes mantenimiento anuales}_{\text{planta propulsora eléctrica } Rg} (M\text{€}) \\ &= \text{Costes mantenimiento anuales}_{\text{planta propulsora turbohélice } Rg} (M\text{€}) \\ & * \frac{SV \text{ anuales}_{\text{eléctrico } Rg}}{SV \text{ anuales}_{\text{avión } Rg}} = 1,79 * \frac{0,0911}{0,175} = 0,93 M\text{€} \end{aligned} \quad (33)$$

Por tanto, se concluye que una planta propulsora eléctrica tiene unos gastos de mantenimiento anuales de 0,93 M€ (al menos en ML3). Esto supone un ahorro de alrededor de 860 000 € anuales, o lo que es lo mismo, del 48,04% de los gastos de mantenimiento de un avión turbohélice regional.

En el caso de la planta de propulsión eléctrica, también se deben tener en cuenta los dos componentes que no forman parte de una arquitectura de combustión al uso: las pilas y los tanques de combustible.

En cuanto a las pilas PEMFC, se ha determinado en muchos estudios como el de la referencia [76] que no necesitan mantenimiento durante su vida útil. De hecho, se estima que poseen hasta 20 000 horas de vida, es decir, 20 000 FH en el caso de un avión comercial. Esto es más del doble del MTBR calculado anteriormente, y suponiendo la misma media de 1 459 FH anuales da como resultado que las PEMFC deberían reemplazarse de manera obligatoria cada 13,7 años. Además, debido a su configuración en “stacks” ya comentada, su reemplazo se puede realizar “en línea” y es sencillo e individualizado celda a celda.

Por otra parte, se estima que los tanques de hidrógeno comprimido tienen una vida de 10 años [77], también por encima del MTBR de un turbohélice de combustión. Al estar almacenados en “racks”, se cumple la misma casuística de reemplazo que con las pilas de combustible. Adicionalmente, al haber seleccionado tanques hecho de material compuesto estos no sufrirán grietas por fatiga ni por fragilización a baja temperatura (como los metales), reduciendo aún más las necesidades de mantenimiento de estos componentes.

De esta manera, no se estima que las pilas de combustible ni los tanques de hidrógeno supongan un incremento adicional en gastos de mantenimiento frente a configuraciones turbohélices convencionales.

6.3.2 “Budget” de consumo

En este apartado se pretende calcular cuál es el consumo de combustible (queroseno, “JET-A1”) o reactivo (hidrógeno) por vuelo medio para cada uno de los casos modelo, con intención de comparar ambos y estimar el posible ahorro o sobrecoste de la moderna configuración eléctrica frente a la configuración tradicional.

Atendiendo a los datos ya utilizados de la tabla 1, se toma que el vuelo regional medio (alrededor de 600 nm) de un turbohélice convencional necesita de unos 3 100 kg de queroseno por operación. Sabiendo que el precio de mercado del “JET-A1” según IATA [78] está alrededor de 109,66 \$ (101,22 €) por barril (“bbl”, equivalente a 159 litros), y que la densidad del queroseno es de 0,804 kg/l, se tiene que:

$$\text{Precio } JET - A1 \left(\frac{\text{€}}{\text{kg}} \right) = 101,22 \frac{\text{€}}{\text{bbl}} * \frac{1 \text{ bbl}}{159 \text{ l}} * \frac{1 \text{ l}}{0,804 \text{ kg}} = 0,792 \frac{\text{€}}{\text{kg}} \quad (34)$$

$$\begin{aligned} \text{Gasto consumo por vuelo}_{\text{avión } Rg} (\text{€}) \\ &= \text{Peso combustible}_{\text{avión } Rg} * \text{Precio } JET - A1 \\ &= 3100 * 0,792 = 2455,2 \text{ €} \end{aligned} \quad (35)$$

Como ya se ha visto anteriormente en el presente proyecto, un vuelo regional de similares características en el caso eléctrico necesita de unos 250 kg de hidrógeno comprimido. Si se tiene en cuenta que el hidrógeno se está vendiendo en el mercado al consumidor por un valor de alrededor de 25 \$ (23 €) por kg [79], resulta:

$$\begin{aligned} \text{Gasto consumo por vuelo}_{\text{eléctrico } Rg} (\text{€}) \\ &= \text{Peso reactivo}_{\text{eléctrico } Rg} * \text{Precio } H_2 = 250 * 23 \\ &= 5750 \text{ €} \end{aligned} \quad (36)$$

Lo que significa que, en el caso eléctrico, cada vuelo sale un 234,2% más caro que en una configuración propulsada por queroseno. Esto son 3 294,8 € de sobrecoste por vuelo.

Si se realizan 1 459 FH anuales, estas cantidades resultan:

$$\begin{aligned} \text{Gasto consumo anual}_{\text{avión } Rg} (\text{M€}) \\ &= \text{Gasto consumo por vuelo}_{\text{avión } Rg} * FH_{\text{anuales}} \\ &= 2455,2 * 1459 = 3 582 137 \text{ €} = 3,58 \text{ M€} \end{aligned} \quad (37)$$

$$\begin{aligned} \text{Gasto consumo anual}_{\text{eléctrico } Rg} (\text{M€}) \\ &= \text{Gasto consumo por vuelo}_{\text{eléctrico } Rg} * FH_{\text{anuales}} \\ &= 5750 * 1459 = 8 389 250 \text{ €} = 8,39 \text{ M€} \end{aligned} \quad (38)$$

Visto de otra manera, el precio de combustible por cada vuelo podría salir rentable (es decir, por al menos el mismo precio que actualmente) si:

$$\begin{aligned} \text{Precio mínimo rentable}_{H_2} \left(\frac{\text{€}}{\text{kg}} \right) \\ &= \text{Precio } H_2 * \frac{\text{Gasto medio por vuelo}_{\text{avión } Rg}}{\text{Gasto medio por vuelo}_{\text{eléctrico } Rg}} \\ &= 23 * \frac{2455,2}{5750} = 9,82 \frac{\text{€}}{\text{kg}} \end{aligned} \quad (39)$$

Es decir, el vuelo saldría rentable en términos de combustible si el precio del hidrógeno se redujera hasta los 9,82 €/kg o menos, inferior a la mitad de su precio actual.

Sabiendo de apartados anteriores que el avión regional modelo del trabajo realiza unas 1459 FH anuales, y que el vuelo regional medio en este proyecto se estima con una duración de 1 hora:

$$\begin{aligned} \text{Sobrecoste anual medio}_{\text{eléctrico } Rg} (M\text{€}) \\ &= \text{Sobrecoste}_{\text{por vuelo}} * \text{Horas de vuelo}_{\text{anuales}} \\ &= 3294,8 * 1459 = 4\ 807\ 113 \text{ €} = 4,81 \text{ M€} \end{aligned} \quad (40)$$

Por tanto, la configuración eléctrica supone un sobrecoste en materia de combustible de unos 4,81 M€ anuales (un incremento del 134,36%), algo que debe reducirse si se pretende utilizar este tipo de arquitecturas en la aviación comercial del futuro.

6.3.3 "Budget" de emisiones

Como ya se ha comentado, las principales organizaciones gubernamentales y de aviación como la UE o EASA están imponiendo cada vez más restricciones al uso de sistemas de propulsión con alto nivel de emisiones. Esto engloba a los motores de aviación convencionales, los cuales empiezan a tener ya tasas impositivas cada vez más altas por la cantidad de emisiones que estos liberan a la atmósfera.

Dado que la utilización de hidrógeno como propulsante en pilas de combustible no supone la emisión de gases contaminantes, como lo son el CO₂ o los NO_x, se pretende calcular el ahorro en este tipo de penalizaciones económicas que se obtiene con el uso de un motor basado en hidrógeno. A día de hoy, únicamente existen impuestos a la emisión de CO₂ e impuestos directos al queroseno en algunos países (como Suiza o Noruega), siendo los que se calculen a continuación.

Teniendo en cuenta las especificaciones de un ATR42-600 [80] (con motorización de la familia PW100), este emite en un vuelo estándar de 400 NM (alrededor de 740 km, similares a los del presente estudio) 3,22 toneladas de CO₂. Si dicho vuelo tiene una duración de 1 hora, y sabiendo que un turbohélice de estas características realiza 1459 FH anuales, se obtiene:

$$\begin{aligned} \text{emisiones } CO_2 \text{ anuales (ton } CO_2) \\ &= \text{Emisiones } CO_2 \text{ por vuelo} * FH_{\text{anuales}} \\ &= 3,22 \text{ ton } CO_2 * 1459 = 4\ 698 \text{ ton } CO_2 \end{aligned} \quad (41)$$

Primeramente, se pone el foco en los impuestos por tonelada de CO₂ emitida o ETs ("Emission trading systems"). Este es un valor que muestra el impuesto medio que se ha aplicado a un avión por sus emisiones por vuelo, calculándose en base a un porcentaje arbitrario de las emisiones totales de la aeronave. En el 2022, en la zona de la UE se aplicó de media un ETs de 45 € por tonelada de CO₂ [81]. De esta manera, resulta:

$$\begin{aligned} \text{Sobrecoste anual}_{\text{emisiones } CO_2} (M\text{€}) \\ &= \text{ETS}_{\text{por vuelo}} * \text{emisiones } CO_2 \text{ anuales} = 4698 * 45 \\ &= 211\ 410 \text{ €} = 0,21 \text{ M€} \end{aligned} \quad (42)$$

Aun así, se ha de tener en cuenta que, a día de hoy, no se está aplicando este impuesto a la totalidad de las emisiones de las aeronaves. Actualmente, el valor de ETs es de 45€ porque se aplican impuestos al 15% aproximadamente de las emisiones totales de CO₂. Por tanto, si en un futuro (en el año 2050 o posterior) se calculara dicho impuesto con la totalidad de las emisiones (el 100%), el ETs aumentaría, y se podría llegar a sobrecostes anuales de:

$$\begin{aligned} & \text{Sobrecoste anual en el futuro}_{emisiones CO_2} (M\text{€}) \\ &= ETS \text{ en el futuro}_{por vuelo} * emisiones CO_2 \text{ anuales} \\ &= \left(4698 * \frac{100}{15}\right) * 45 = 1\,409\,400 \text{ €} = 1,41 \text{ M€} \end{aligned} \quad (43)$$

Como ya se ha visto, en un vuelo regional como los de este estudio se necesitan 3100 kg de queroseno por vuelo, siendo la densidad de este 0,804 kg/l. Si se aplicara en un futuro en toda la UE la tasa que impone Suiza de 0,45 € por litro de queroseno [81], anualmente esto supondría un sobrecoste de:

$$\begin{aligned} & \text{Sobrecoste anual}_{impuesto al fuel} (M\text{€}) \\ &= \frac{Peso_{combustible por vuelo}}{Densidad_{combustible}} * FH_{anuales} * tasa Suiza \\ &= \frac{3100}{0,84} * 1459 * 0,45 = 2\,422\,982 \text{ €} = 2,42 \text{ M€} \end{aligned} \quad (44)$$

En conclusión, sumando los resultados obtenidos podría llegarse, en un futuro no muy lejano, a un sobrecoste anual de 3,83 M€ anuales debido a la utilización de queroseno en el sistema de propulsión. Esto supone otro gran ahorro si se opta por una arquitectura basada en hidrógeno, la cual está exenta de este tipo de tasas impositivas.

7. RESUMEN DE RESULTADOS

Después de todo el estudio presentado, se muestran en forma de tabla la arquitectura final seleccionada en el proyecto, así como las variaciones finales en los “budget” propuestos y de la rentabilidad anual al pasar de una configuración turbohélice convencional a otra basada en pilas de combustible de hidrógeno:

Tabla 6. Diseño de arquitectura basada en hidrógeno propuesta en el presente estudio.
(Elaboración propia)

ARQUITECTURA PROPUESTA BASADA EN HIDRÓGENO		
Componente	Tipo	Modelo/Fabricante
Sistema de almacenamiento y distribución de hidrógeno	Tanques de hidrógeno comprimido tipo IV (700 bar)	Toyota (G2XL-1)
Sistema de control térmico (TMS)	Recirculación de hidrógeno	Genérico
Pilas de combustible	PEMFC	Ballard ("Fcggen-HPS")
Sistema de control y gestión de energía	Convertidor DC-DC y convertidor DC-AC	Genérico
Motor eléctrico	Motor síncrono de CA con imanes permanentes	Wright Electric (motor "WM")
Caja de engranajes	Helicoidal y planetaria	Genérico
Hélice	-	Genérico
Batería eléctrica auxiliar	LCO	Genérico

Tabla 7. Comparativa actual de ahorros, sobrecostes y rentabilidad anual asociados al uso de una configuración basada en hidrógeno frente a una convencional basada en queroseno.
(Elaboración propia)

COMPARATIVA DE CONFIGURACIONES BASADAS EN QUEROSENO / HIDRÓGENO				
"Budget" económico	Queroseno	Hidrógeno	Variación	Porcentaje
Peso (kg)	5334,6	6453,2	1118,6	↑20,97%
Volumen (m3)	6,947	14,267	7,320	↑105,37%
Asientos (pax)	48	30	-18	↓37,50%
Ingresos asientos anuales (M€)	23,81	14,88	-8,9	↓37,50%
Mantenimiento anual (M€)	1,79	0,93	-0,9	↓48,04%
Consumo anual (M€)	3,58	8,39	4,81	↑134,36%
Emisiones anuales (ton CO2)	4698	0	-4698	↓100,00%
Impuestos emisiones y combustible anuales (M€)	3,83	0	-3,8	↓100,00%
RENTABILIDAD ANUAL (Ingresos - Costes) (M€)	14,61	5,56	-9,05	↓61,94%

8. CONCLUSIONES Y TRABAJOS FUTUROS

- La propulsión eléctrica se postula como una alternativa real para la reducción de emisiones de la aviación mundial. Actualmente, este tipo de propulsión resulta factible en aviación turbohélice regional, y se espera que se vaya desarrollando en términos de potencia y eficiencia para poder utilizarse en mercados de mayor capacidad y rango.
- El diseño preliminar propuesto es capaz de suministrar la potencia mínima estimada (6,68 MW) para el vuelo de las aeronaves regionales DHC8-Q300 y el ATR 42 y de sustituir la utilización de motores convencionales como los de la serie PW100, ofreciendo un rendimiento del sistema completo del 41,9 %.
- La configuración de propulsión por pilas de combustible que se ha escogido es la basada en hidrógeno comprimido, la más recomendable hoy en día en cuanto a consumo energético y seguridad. Aun así, la utilización de hidrógeno líquido podría ser clave en el corto plazo. Se necesitaría energía adicional para alimentar el sistema de refrigeración, pero el porcentaje de H₂ útil que se puede llegar almacenar es más del doble que con hidrógeno comprimido, lo que podría ayudar a optimizar el espacio y la capacidad de carga.
- Se han podido calcular los principales gastos de operación asociados al sistema de propulsión, siendo los más determinantes el mantenimiento y el consumo de combustible (representando más del 50% de estos).
- Comparando ambas configuraciones, el diseño basado en hidrógeno presenta desventajas competitivas en cuanto a peso, volumen ocupado, reducción de pax y consumo de combustible. Por otro lado, las mejoras en el mantenimiento y eliminación de emisiones e impuestos asociados pueden representar una ventaja creciente en el futuro próximo.
- En términos de peso y volumen, los componentes que más influyen dentro del diseño son, con mucha diferencia, los tanques de hidrógeno y “stacks” de pilas de combustible. En cuanto al consumo de combustible, la configuración del proyecto podría igualar la rentabilidad del consumo de queroseno si se redujera el precio del hidrógeno al menos hasta 9,82€/kg.
- La rentabilidad anual de una arquitectura basada en hidrógeno, aunque positiva, es muy inferior a la que se consigue hoy en día con una basada en queroseno (más de un 60 % menor). Según este estudio preliminar, parece que la disminución del precio del hidrógeno no podría compensar esta pérdida de rentabilidad. Por tanto, resulta necesario resolver el problema de optimización del espacio disponible y minimizar la pérdida de carga útil en cada vuelo para que este tipo de tecnología resulte competitiva.
- Como trabajo futuro, se podría ampliar el diseño de la planta propulsora, analizando cada componente de manera aún más pormenorizada. También se podría añadir el estudio de una misión de vuelo real para que pudieran obtenerse valores de consumo, peso, volumen, etc. cada vez más precisos.

9. ANEXOS

9.1 ANEXO 1: Datos comparativos entre turbohélices y turborreactores dentro de la aviación regional.

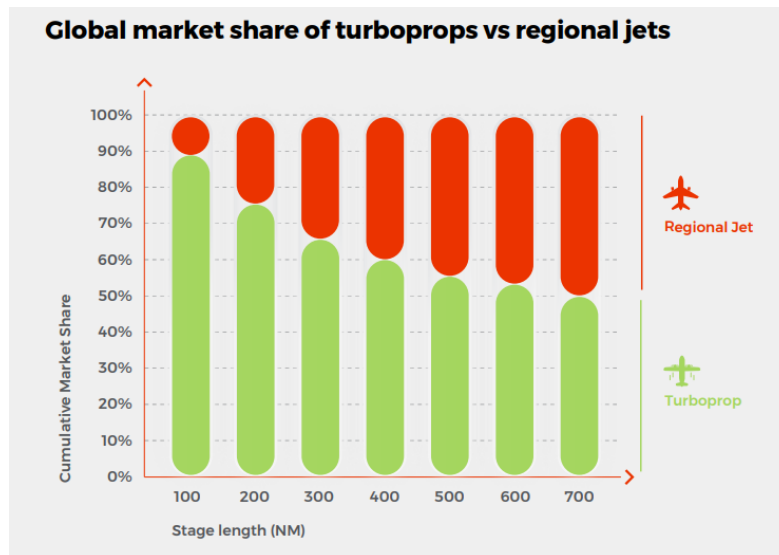


Figura 35. Cuota de mercado de turbohélices y jets regionales en función de la distancia de vuelo. ([7])

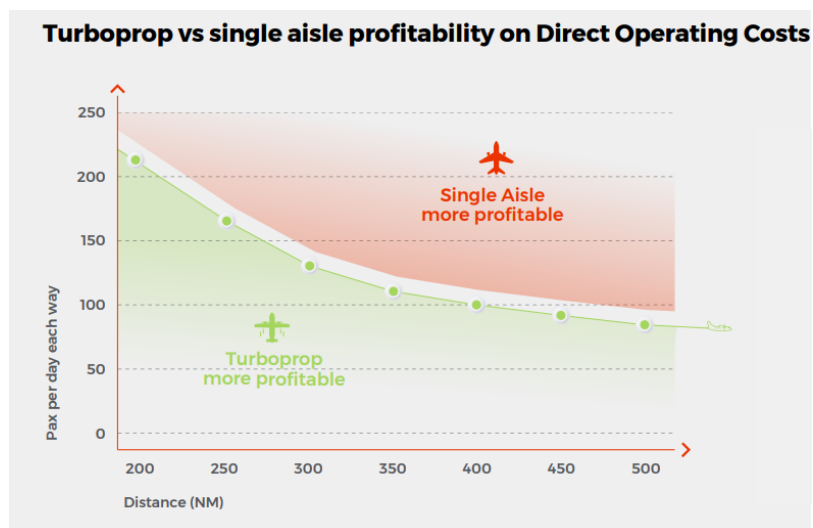


Figura 36. Rentabilidad de turbohélices y jets regionales en función de la distancia de vuelo. ([7])

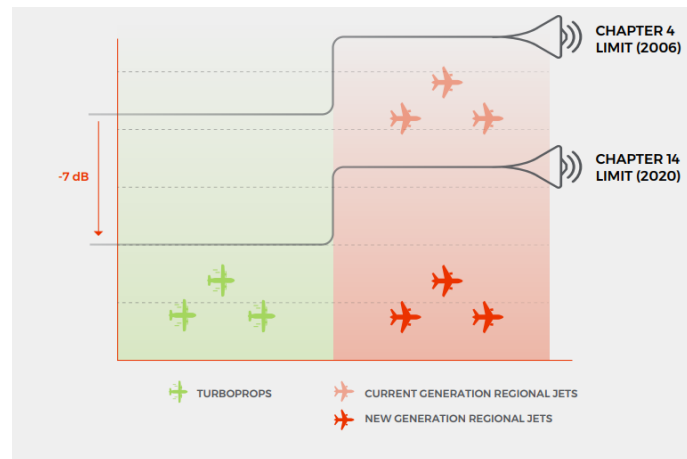


Figura 37. Comparativa de emisión de ruido de turbohélices y jets regionales en función de la distancia de vuelo. ([7])

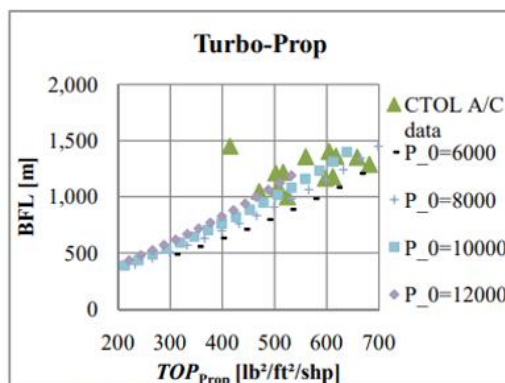


Fig. 5 Turbo-prop take-off performance

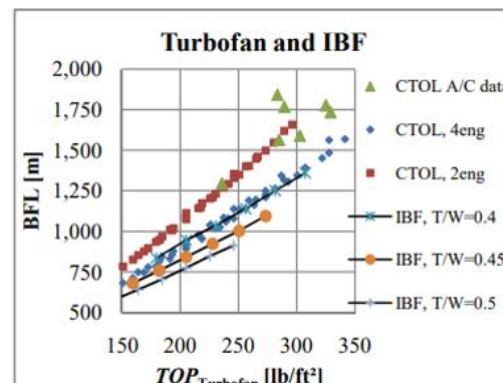


Fig. 6. Turbofan and IBF take-off performance

Figura 38. Comparativa de la distancia mínima de despegue/aterrizaje (BFL, “Balanced Field Length”) entre turbohélices (izquierda) y jets regionales (derecha). ([16])

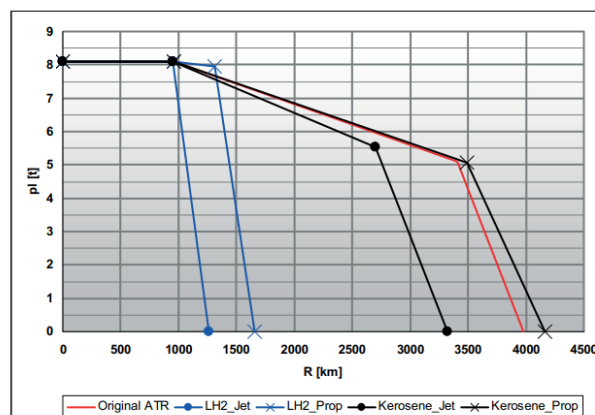


Figura 39. Comparativa de la capacidad de carga frente al rango de vuelo de una configuración turbohélice frente a una de turborreactor, analizándose tanto para una propulsión basada en hidrógeno como para una basada en queroseno. ([17])

9.2 ANEXO 2: Tipos de pilas de combustible de hidrógeno más utilizados actualmente y que proporcionan mayor potencia eléctrica.

Tabla 8. Comparativa de los tipos de pila de combustible más empleados. ([28])

	Electrolito	Catalizador	Temperatura de operación	Potencia	Eficiencia eléctrica	Ventajas	Desventajas
PEMFC	Membrana polimérica sólida	Platino sobre sustrato de carbono	80-95 °C	0.1-100 kW	50-70% (pila) 30-50% (sistema)	Baja sensibilidad a la corrosión Baja temperatura de trabajo Bajo tiempo de activación	Alto coste de los catalizadores Alta sensibilidad a la contaminación del combustible
DMFC	Membrana polimérica sólida	Platino	50-120 °C	1 mW - 100 kW	20-30% (pila) 10-25% (sistema)	Combustible fácil de transportar	Reducida eficiencia debido al combustible empleado Alta sensibilidad al CO ₂
SAFC	Membrana de sales sólidas conductoras de protones	Platino	200-300 °C	10 W - 1 kW	55-60% (pila) 40-45% (sistema)	Gran variedad de combustibles	Necesario un sistema preciso de gestión de la humedad
AFC	Disolución de hidróxido de potasio o de hidróxido de sodio	Metales no preciosos	70-140 °C	10-100 kW	60-70% (pila) 62% (sistema)	Bajo coste de los catalizadores Baja temperatura de trabajo Bajo tiempo de activación	Alta sensibilidad a la contaminación por CO ₂
PAFC	Ácido fosfórico líquido	Platino sobre sustrato de carbono	150-200 °C	100-400 kW	55% (pila) 36-40% (sistema)	Viable para cogeneración Baja sensibilidad a las impurezas del combustible	Alto coste de los catalizadores Alto tiempo de activación
MCFC	Sales de carbonatos en matriz cerámica	Metales no preciosos	650 °C	0.3 W - 3 MW	45-55% (pila) 55% (sistema)	Alta eficiencia eléctrica Gran variedad de combustibles Viable para cogeneración	Alta temperatura de trabajo Baja resistencia de los componentes Alto tiempo de activación Baja densidad energética
SOFC	Sólido cerámico	Cerámico, níquel	800-1000 °C	>100 kW	60-65% (pila) 50-60% (sistema)	Alta eficiencia eléctrica Gran variedad de combustibles Viable para cogeneración	Alta temperatura de trabajo Baja resistencia de los componentes Alto tiempo de activación Número limitado de apagados

9.3 ANEXO 3: Distribución de costes de una aerolínea regional operando aeronaves turbohélice.

Tabla 9. Distribución por categorías de los costes directos e indirectos de las principales aerolíneas regionales de Ecuador. (Elaboración propia a partir de datos de [71])

Aeronave	COSTES INDIRECTOS				COSTES DIRECTOS (DOC)			
	Categorías principales	Conceptos de gasto incluidos	Porcentaje sobre el TOTAL	Porcentaje sólo INDIRECTOS	Categorías principales	Conceptos de gasto incluidos	Porcentaje sobre el TOTAL	Porcentaje sólo DIRECTOS
<i>Dash 8 : se obtienen 6,34% de beneficios, eso sumado al total de Indirectos y de Directos da el 100%</i>	Costes de operación en tierra (%)	Servicios Tierra	6,36	82,2	Adquisición y derechos de uso (%)	Depreciación (reserva) + Leasing	14,40	16,8
	Costes de operación sistemáticos (%)	Fiducia (administración de flujo de fondos) + Publicidad	1,38	17,8	Combustible (%)	Combustible	18,74	21,8
					Mantenimiento (%)	Reservas de mantenimiento + Repuestos de mantenimiento	27,84	32,4
					Operación (%)	Servicio a Bordo + Servicios Aeropuerto + Seguros + Otros gastos operacionales	11,74	13,7
					Personal (%)	Sueldos Directos + Prestaciones Sociales + Capacitación (Mecánicos + Tripulación)	13,20	15,4
	TOTAL INDIRECTOS (%) Dash 8			7,74	100,0	TOTAL DIRECTOS (%) Dash 8		85,92
<i>ATR 42 : se obtienen 4,40% de beneficios, eso sumado al total de Indirectos y de Directos da el 100%</i>	Costes de operación en tierra (%)	Servicios Tierra	4,91	82,2	Adquisición y derechos de uso (%)	Depreciación (reserva) + Leasing	18,72	20,9
	Costes de operación sistemáticos (%)	Fiducia (administración de flujo de fondos) + Publicidad	1,06	17,8	Combustible (%)	Combustible	20,57	22,9
					Mantenimiento (%)	Reservas de mantenimiento + Repuestos de mantenimiento	26,36	29,4
					Operación (%)	Servicio a Bordo + Servicios Aeropuerto + Seguros + Otros gastos operacionales	12,35	13,8
					Personal (%)	Sueldos Directos + Prestaciones Sociales + Capacitación (Mecánicos + Tripulación)	11,63	13,0
	TOTAL INDIRECTOS (%) ATR 42			5,97	100,0	TOTAL DIRECTOS (%) ATR 42		89,63

Tabla 10. Promedio entre DOC de las aeronaves Dash 8 y ATR 42. (Elaboración propia)

Valor del porcentaje promedio DOC entre Dash 8 y ATR42	
Adquisición y derechos de uso	18,8
Combustible	22,4
Mantenimiento	30,9
Operación	13,7
Personal	14,2
TOTAL DIRECTOS (%)	100,0

REFERENCIAS

- [1] Ajanovic A. y Haas R. (2019), “On the Environmental Benignity of Electric Vehicles”, *Journal of Sustainable Development of Energy, Water and Environment Systems*, 7(3), 2019. Disponible en: <https://doi.org/10.13044/j.sdewes.d6.0252>.
- [2] Parlamento Europeo, “Acciones de la UE para reducir las emisiones de aviones y barcos”, 2022 [consulta 2023]. [En línea]. Disponible en: <https://www.europarl.europa.eu/news/es/headlines/society/20220610STO32720/acciones-de-la-ue-para-reducir-las-emisiones-de-aviones-y-barcos>.
- [3] A21, “Encomiendan a la EASA monitorear el progreso de la descarbonización”, 2023 [consulta 2023]. [En línea]. Disponible en: <https://a21.com.mx/index.php/organismos/2023/09/15/encomiendan-la-easa-monitorear-progreso-de-descarbonizacion>.
- [4] AIRBUS, “Airbus Global Market Forecast 2023”, 2023 [consulta 2023]. [En línea]. Disponible en: <https://www.airbus.com/sites/g/files/jlcpta136/files/2023-06/Airbus%20Global%20Market%20Forecast%202023-2042%20Presentation.pdf>.
- [5] Prentice B., DiNota A., Sargent S., Hayes L., Franzoni C., Mishra U. y Stelle M., “Global fleet and MRO market forecast 2023-2033”, *Oliver Wyman*, 2023. [consulta 2023]. [En línea]. Disponible en: <https://www.oliverwyman.com/our-expertise/insights/2023/feb/global-fleet-and-mro-market-forecast-2023-2033.html>.
- [6] Markets and Markets, “Electric Aircraft market forecast”, 2022 [consulta 2023]. [En línea]. Disponible en: <https://www.marketsandmarkets.com/Market-Reports/electric-aircraft-market-52646445.html#:~:text=The%20Electric%20Aircraft%20market%20is,at%20a%20CAGR%20of%2019.8%25>.
- [7] ATR, “Turboprop Market Forecast (2022-2041)”, 2022 [consulta 2023]. [En línea]. Disponible en: https://www.atr-aircraft.com/wp-content/uploads/2022/07/ATR_Market-Forecast_2022_Digital_HD.pdf.
- [8] Eisenhut D., Moebs N., Windels E., Bergmann D., Geiß I., Reis R. y Strohmayer A., “Aircraft Requirements for Sustainable Regional Aviation”, *10th EASN International Conference on Innovation in Aviation & Space to the Satisfaction of the European Citizens*, 8(3), 2021. Disponible en: <https://doi.org/10.3390/aerospace8030061>.
- [9] Bills A., Sripad S., Fredericks W., Singh M. y Viswanathan V., “Performance Metrics Required of Next-Generation Batteries to Electrify Commercial Aircraft”, *ACS Energy Lett*, 5(2), pp. 663–668, 2020. Disponible en: <https://pubs.acs.org/doi/10.1021/acsenergylett.9b02574>.
- [10] Rohacs J. y Rohacs D., “Energy coefficients for comparison of aircraft supported by different propulsion systems”, *Energy*, vol. 191, 2020. Disponible en: <https://doi.org/10.1016/j.energy.2019.116391>.
- [11] Pagoni I. y Psaraki-Kalouptsidi V., “Calculation of aircraft fuel consumption and CO2 emissions based on path profile estimation by clustering and registration”, *Transportation Research Part D: Transport and Environment*, vol. 54, pp. 172-190, 2017. Disponible en: <https://doi.org/10.1016/j.trd.2017.05.006>.

- [12] Soriano L., “Pilas de combustible y sistemas de almacenamiento o generación de hidrógeno para propulsión de aeronaves no tripuladas (UAVs) eléctricas de gran autonomía”, *Universidad Politécnica de Madrid (ETSII)*, 2016. Disponible en: <https://oa.upm.es/43480/>.
- [13] Roca R. “Investigadores chinos logran una densidad récord de 711 Wh/kg en una batería de litio”, *El periódico de la energía*, 2023 [consulta 2023]. [En línea]. Disponible en: <https://elperiodicodelaenergia.com/investigadores-chinos-logran-una-densidad-record-de-711-wh-kg-en-una-bateria-de-litio/>.
- [14] Liu H., Qin J., Li C. y Dong P., “Performance comparison and potential evaluation of energy systems with different fuel cells for electric aircraft”, *Applied Thermal Engineering*, vol. 242, 2024. Disponible en: <https://doi.org/10.1016/j.applthermaleng.2024.122447>.
- [15] AIRBUS, “ZEROe. Towards the world’s first hydrogen-powered commercial aircraft”, [consulta 2023]. [En línea]. Disponible en: <https://www.airbus.com/en/innovation/low-carbon-aviation/hydrogen/zeroe>.
- [16] Gologan C. y Schmitt D., “Comparison of powered-lift turboprop aircraft with conventional turboprop aircraft for ESTOL application”, *ICAS, 27th International Congress of the Aeronautical Sciences*, 2010. Disponible en: https://www.icas.org/ICAS_ARCHIVE/ICAS2010/PAPERS/454.PDF.
- [17] Seeckt K. y Scholz D., “Jet versus prop, hydrogen versus kerosene for a regional freighter aircraft”, *Hamburg University of Applied Sciences*, 2009. Disponible en: <https://citeseerx.ist.psu.edu/document?repid=rep1&type=pdf&doi=487ebd32fd9bbb2ab6bb65ec93ef9e6f9254ac03>.
- [18] European Aviation Safety Agency, “Type-Certificate Data Sheet EASA.E.033 for TP400-D6 Engine, Issue 08”, 2021 [consulta 2023]. [En línea]. Disponible en: <https://www.easa.europa.eu/en/downloads/7739/en>.
- [19] Pratt and Whitney, “Página Web principal” [consulta 2023]. [En línea]. Disponible en: <https://www.prattwhitney.com/en>.
- [20] Comisión de Investigación de Accidentes e Incidentes de Aviación Civil, “Incidente ocurrido a la aeronave ATR 72-212 A, con matrícula EC-MPI operada por Canarias Airlines en el aeropuerto de Tenerife Norte – GCXO”, *MITMA, Gobierno de España*, 2019 [consulta 2023]. [En línea]. Disponible en: https://www.mitma.gob.es/recursos_mfom/comodin/recursos/in-052-2019_informe_final_nm2.pdf.
- [21] Planespotters, “Página Web principal” [consulta 2023]. [En línea]. Disponible en: <https://www.planespotters.net/>.
- [22] Wikipedia, “List of De Havilland Canada Dash 8 operators”, 2024 [consulta 2024]. [En línea]. Disponible en: https://en.wikipedia.org/wiki/List_of_De_Havilland_Canada_Dash_8_operators.
- [23] ATR, “ATR-600 series. The latest generation turboprop”, 2011 [consulta 2024]. [En línea]. Disponible en: http://routenetwork.com/pdf/ATR_42-600_Series_Aircraft_-_Main_Brochure.pdf.
- [24] CAPA, “Nordic Aviation Capital: the world's largest regional aircraft lessor”, 2018 [consulta 2024]. [En línea]. Disponible en: <https://centreforaviation.com/analysis/reports/nordic-aviation-capital-the-worlds-largest-regional-aircraft-lessor-440700>.

- [25] Qantas, “Qantas Annual Report 2022”, 2022 [consulta 2024]. [En línea]. Disponible en: https://investor.qantas.com/FormBuilder/_Resource/_module/doLLG5ufYkCyEPJF1tpgyw/file/annual-reports/2022-Annual-Report.pdf.
- [26] ATR, “ATR 42-300 Brochure booklet”, 2020 [consulta 2024]. [En línea]. Disponible en: <https://www.atr-aircraft.com/wp-content/uploads/2020/07/42-300.pdf>.
- [27] Bombardier, “Dash 8 Q300 Airport Planning Manual”, 2001 [consulta 2024]. [En línea]. Disponible en: [https://customer.aero.bombardier.com/webd/BAG/CustSite/BRAD/RACSDocument.nsf/51aae8b2b3bdf6685256c300045ff31/ec63f8639ff3ab9d85257c1500635bd8/\\$FILE/ATT3MP36.pdf/D8300-APM.pdf](https://customer.aero.bombardier.com/webd/BAG/CustSite/BRAD/RACSDocument.nsf/51aae8b2b3bdf6685256c300045ff31/ec63f8639ff3ab9d85257c1500635bd8/$FILE/ATT3MP36.pdf/D8300-APM.pdf).
- [28] Guijarro J., “Revisión del estado de la tecnología y perspectivas de implementación de pilas de combustible en el sector aeronáutico”, *Universidad de Sevilla*, 2022. Disponible en: <https://idus.us.es/handle/11441/141060>.
- [29] Zhang J., Roumeliotis I. y Zolotas A., “Sustainable Aviation Electrification: A Comprehensive Review of Electric Propulsion System Architectures, Energy Management, and Control”, *Emission Control in Sustainable Transportation System for Better Environment*, 14(10), 2022. Disponible en: <https://www.mdpi.com/2071-1050/14/10/5880>.
- [30] Stückl S., van Toor J. y Lobentanzer H., “Voltair. The all-electric propulsion concept platform. A vision for atmospheric friendly flight”, *ICAS, 28th International Congress of the Aeronautical Sciences*, 2012. Disponible en: https://www.icas.org/ICAS_ARCHIVE/ICAS2012/PAPERS/521.PDF.
- [31] Vonhoff G., “Conceptual Design of Hydrogen Fuel Cell Aircraft: Flying on hydrogen for a more sustainable future”, *TU Delft*, 2021. Disponible en: <http://resolver.tudelft.nl/uuid:8bd63dec-b67b-496b-92bc-3d5c07ff859f>.
- [32] Eissele J., Lafer S., Mejía C., Schließus J., Wiedmann T., Mangold J. y Strohmayer A., “Hydrogen-Powered Aviation—Design of a Hybrid-Electric Regional Aircraft for Entry into Service in 2040”, *12th EASN International Conference on Innovation in Aviation & Space for Opening New Horizons*, 2023. Disponible en: <https://www.mdpi.com/2226-4310/10/3/277>.
- [33] Rivard E., Trudeau M. y Zaghbi K., “Hydrogen Storage for Mobility: A Review”, *Functional Materials for Energy Conversion and Storage*, 2019. Disponible en: <https://www.mdpi.com/1996-1944/12/12/1973>.
- [34] Sharma A. y Kumar S., “Energy sustainability through green energy”, *Green Energy and Technology*, 2015. Disponible en: <https://link.springer.com/book/10.1007/978-81-322-2337-5>.
- [35] Gallucci M., “The first hydrogen-powered planes are taking flight”, *Canary Media*, 2023 [consulta 2024]. [En línea]. Disponible en: <https://www.canarymedia.com/articles/air-travel/the-first-hydrogen-powered-planes-are-taking-flight#:~:text=Both%20ZeroAvia%20and%20Universal%20Hydrogen,to%20use%20liquid%20hydrogen%20eventually>.
- [36] Franzén K. y Jangelind F., “States and prospects of hydrogen storage technologies in aircraft applications”, *KTH School of Industrial Engineering and Management*, 2021. Disponible en: <https://www.diva-portal.org/smash/get/diva2:1581910/FULLTEXT01.pdf>.

- [37]Zhao L., Zhao Q., Zhang J., Zhang S., He G., Zhang M., Su T., Liang X., Huang C. y Yan W., “Review on studies of the emptying process of compressed hydrogen tanks”, *International Journal of Hydrogen Energy*, vol. 46, pp. 22554-22573, 2021. Disponible en: <https://doi.org/10.1016/j.ijhydene.2021.04.101>.
- [38]Zhu D., Ait-Amirat Y., N’Diaye A. y Djerdir A. “Active thermal management between proton exchange membrane fuel cell and metal hydride hydrogen storage tank considering long-term operation”, *Energy Conversion and Management*, vol. 202, 2019. Disponible en: <https://doi.org/10.1016/j.enconman.2019.112187>.
- [39]Kazula S., de Graaf S. y Enghardt L., “Review of fuel cell technologies and evaluation of their potential and challenges for electrified propulsion systems in commercial aviation”, *Journal of the global power and propulsion society*, 2023. Disponible en: https://elib.dlr.de/195287/1/01.1_GPPSJ-TC-2022_Kazula.pdf.
- [40]Cameron R., Vagapov Y. y Anuchin A., “A Review of Electrical Motor Topologies for Aircraft Propulsion”, *55th International Universities Power Engineering Conference*, 2020. Disponible en: <https://doi.org/10.1109/UPEC49904.2020.9209783>.
- [41]Hashemnia N. y Asaei B., “Comparative study of using different electric motors in the electric vehicles”, *18th International Conference on Electrical Machines*, 2008. Disponible en: <https://doi.org/10.1109/ICELMACH.2008.4800157>.
- [42]Maxim Integrated, “Source Resistance: The Efficiency Killer in DC-DC Converter Circuits”, 2004 [consulta 2024]. [En línea]. Disponible en: <https://www.analog.com/en/resources/technical-articles/source-resistance-the-efficiency-killer-in-dcdc-converter-circuits.html>.
- [43]Kawamura A., Miguchi Y., Setiadi H. y Obara H., “Survey of 99.9% Class Efficiency DC-AC Power Conversion and Technical Issues”, *IEEJ Transactions on Electrical and Electronic Engineering*, vol. 18, pp. 6-14, 2022. Disponible en: <https://doi.org/10.1002/tee.23728>.
- [44]Handschuh R. y Kilmain C., “Efficiency of High-Speed Helical Gear Trains”, NASA, 2003. [consulta 2024]. [En línea]. Disponible en: <https://apps.dtic.mil/sti/pdfs/ADA414211.pdf>.
- [45]Herbert A., “Torque, ITT, NP, and NG Explained on Turboprop Engines”, *Airplane Academy* [consulta 2024]. [En línea]. Disponible en: https://airplaneacademy.com/torque-itt-np-and-ng-explained-on-turboprop-engines/#TQ_%E2%80%93_Torque.
- [46]Lu F., Cao X. y Liu W., “Optimal design of high efficiency double helical gear based on dynamics model”, *Discover Applied Sciences*, vol. 3, 2021. Disponible en: <https://doi.org/10.1007/s42452-021-04696-0>.
- [47]Take Off Briefing, “Transición al turbohélice”, 2013 [consulta 2024]. [En línea]. Disponible en: <https://takeoffbriefing.com/transicion-al-turbohelice/>.
- [48]SK, “CPL ATPL CBT. Technical General. Principle of flight. Propeler. Variable pitch propeller”, 2017 [consulta 2024]. [En línea]. Disponible en: <https://www.youtube.com/watch?v=jLI6VL8iLzU>.
- [49]Giuseppe T., “Apuntes de la asignatura de Aerodinámica Avanzada y Aeroelasticidad”, *Máster Universitario en Ingeniería Aeronáutica, Universidad Europea de Madrid*, 2019. [consulta 2024].
- [50]Comincini D., “Modular approach to hydrogen hybrid-electric aircraft design”, *Politecnico de Milano*, 2018. Disponible en: <https://hdl.handle.net/10589/143966>.

- [51]Siemens, “Catálogo de productos”, 2019 [consulta 2024]. [En línea]. Disponible en: <https://assets.new.siemens.com/siemens/assets/api/uuid:782b04d0-82f4-488a-936b-514cd8bb5d5f/version:1677056836/artempresioncatalogosimotics.pdf>.
- [52]Leroy-Somer, “Catálogo de productos”, 2020 [consulta 2024]. [En línea]. Disponible en: https://www.leroy-somer.com/documentation_pdf/5370_en.pdf.
- [53]WEG, “Catálogo de productos”, 2020 [consulta 2024]. [En línea]. Disponible en: <https://static.weg.net/medias/downloadcenter/hb2/h10/WEG-01-2020-standard-stock-catalog-general-purpose-motors-us100-brochure-english.pdf>.
- [54]MagniX, “magniX Powers First Flight of World's Largest Hydrogen Fuel Cell Airplane”, 2023 [consulta 2024]. [En línea]. Disponible en: <https://www.magnix.aero/detail/magnix-powers-first-flight-of-world-s-largest-hydrogen-fuel-cell-airplane>.
- [55]Wright, “Página Web principal”, [consulta 2024]. [En línea]. Disponible en: <https://www.weflywright.com/>.
- [56]Ballard, “FCgen-HPS Product Specification Sheet”, [consulta 2024]. [En línea]. Disponible en: https://www.ballard.com/docs/default-source/spec-sheets/fcgen-hps.pdf?sfvrsn=704ddd80_6.
- [57]Toyota, “Toyota fuel cell modules. A sustainable zero-emission solution” [consulta 2024]. [En línea]. Disponible en: <https://www.toyota.ie/content/dam/toyota/tme/assets-without-cars/2022/image/lifestyle/brands-and-services/toyota-fuel-cell/fuel-cell-business/toyota-fuel-cell-module-brochure.pdf>.
- [58]PowerCell Group, “Página Web principal”, [consulta 2024]. [En línea]. Disponible en: <https://powercellgroup.com/segments/aviation/>.
- [59]Nuvera, “Nuvera E-Series Cutsheet”, 2023 [consulta 2024]. [En línea]. Disponible en: https://www.nuvera.com/wp-content/uploads/2023/01/Nuvera-E-Series-Cutsheet_2023.pdf.
- [60]Publications Office of the European Union, “Hydrogen-powered aviation. A fact-based study of hydrogen technology, economics, and climate impact by 2050”, 2020 [consulta 2024]. [En línea]. Disponible en: https://cleansky.paddlecms.net/sites/default/files/2021-10/20200507_Hydrogen-Powered-Aviation-report.pdf.
- [61]Steelhead Composites, “Hydrogen COPV Brochure 1001”, [consulta 2024]. [En línea]. Disponible en: <https://steelheadcomposites.com/wp-content/uploads/2022/10/Hydrogen-COPV-Brochure-1001.pdf>.
- [62]Toyota, “Toyota high-pressure hydrogen tank”, [consulta 2024]. [En línea]. Disponible en: https://www.toyota.co.jp/fuelcells/en/pdf/pdf2_202303.pdf.
- [63]Luxfer, “Página Web principal”, [consulta 2024]. [En línea]. Disponible en: <https://www.luxfercylinders.com/product/g-stor-go-h2-type-4-carbon-composite-cylinders/>.
- [64]Hexagon Purus, “HPU 0223-01 Datenblatt. Hydrogen high-pressure Type 4 cylinders”, 2023 [consulta 2024]. [En línea]. Disponible en: https://s3.eu-central-1.amazonaws.com/hexagonpurus-website/HPU_0223_01_Datenblatt_Type4_Mobility.pdf.
- [65]Mahytec, “RGV500. Hydrogen Tank 500 Bar”, 2023 [consulta 2024]. [En línea]. Disponible en: https://www.mahytec.com/wp-content/uploads/2023/06/CL-DS7_RGV500_EN.pdf.
- [66]European Aviation Safety Agency, “Type-Certificate Data Sheet No. IM.E.041 for PW100 series engines, Issue 07”, 2023 [consulta 2024]. [En línea]. Disponible en: <https://www.easa.europa.eu/en/downloads/7725/en>.

- [67]Bureau of Transportation Statistics, “Average domestic airline itinerary Fares by origin city for Q3 2023”, *United States Department of Transportation*, [consulta 2024]. [En línea]. Disponible en: <https://www.transtats.bts.gov/AverageFare/>.
- [68]Skylink, “The 2021 ATR 42/72 aircraft maintenance and material forecast”, 2021 [consulta 2024]. [En línea]. Disponible en: <https://www.skylinkintl.com/blog/atr#:~:text=Annual%20ATR%2042%2F72&text=On%20average%2C%20the%20worldwide%20ATR,utilization%20of%201%2C459%20flight%20hours>.
- [69]OACI, “Airline Operating Costs and Productivity”, 2017 [consulta 2024]. [En línea]. Disponible en: <https://www.icao.int/mid/documents/2017/aviation%20data%20and%20analysis%20seminar/ppt3%20-%20airlines%20operating%20costs%20and%20productivity.pdf>.
- [70] Camilleri, M. A., “Aircraft Operating Costs and Profitability”, *Travel Marketing, Tourism Economics and the Airline Product*, cap. 12, pp. 191-204, 2018. Disponible en: https://papers.ssrn.com/sol3/papers.cfm?abstract_id=3289501#:~:text=The%20direct%20operating%20costs%20are,even%20if%20a%20specific%20service.
- [71]Muñoz G., “Estudio de factibilidad para la conformación de una compañía regional de aviación”, *Universidad del Azuay*, 2007. Disponible en: <https://dspace.uazuay.edu.ec/bitstream/datos/3006/1/06515.pdf>.
- [72]IATA, “Airline Maintenance Cost Executive Commentary”, 2021 [consulta 2024]. [En línea]. Disponible en: https://www.iata.org/contentassets/8437020db31a4717b70677d9b06b1a45/fy2021-mctg-report_public.pdf.
- [73]Nordic Aviation Capital, “Annual Report 2022”, 2022 [consulta 2024]. [En línea]. Disponible en: https://www.nac.dk/wp-content/uploads/2023/03/NAC-AR_2022_collected_025_spreads.pdf.
- [74]Ackert S., “Keeping score: Analysis of an Engine’s Shop Visit Rate”, *Aircraft Monitor*, 1ªEd., vol. 1, 2018 [consulta 2024]. [En línea]. Disponible en: <http://www.aircraftmonitor.com/publications.html>.
- [75]EMWB, “Operating and Maintenance Instructions”, 2019 [consulta 2024]. [En línea]. Disponible en: https://www.emwb.ch/fileadmin/user_upload/IEC-Ex-Normmotoren_EN_201905.pdf.
- [76]Kumar L. y Jain S., “Electric propulsion system for electric vehicular technology: A review”, *Renewable and Sustainable Energy Reviews*, vol. 29, pp. 924-940, 2014. Disponible en: <https://doi.org/10.1016/j.rser.2013.09.014>.
- [77]McNamara W., DeAngelis V., Byrne R. H. y Benson A., “Long-duration energy storage in a decarbonized future: Policy gaps, needs, and opportunities”, *MRS Energy & Sustainability-- A Review Journal*, 9(1), 2022. Disponible en: <http://dx.doi.org/10.1557/s43581-022-00037-9>.
- [78]IATA, “Página Web principal. Jet Fuel Price Monitor”, [consulta 2024]. [En línea]. Disponible en: <https://www.iata.org/en/publications/economics/fuel-monitor/>
- [79]Descant S., “The High Cost of Hydrogen Fuel Is a Drag on Adoption”, *Government Technology*, 2023 [consulta 2024]. [En línea]. Disponible en: <https://www.govtech.com/fs/the-high-cost-of-hydrogen-fuel-is-a-drag-on-adoption>.

[80]ATR, “ATR 42-600 Brochure booklet”, [consulta 2024]. [En línea]. Disponible en:
https://www.atr-aircraft.com/wp-content/uploads/2022/06/ATR_Fiche42-600-3.pdf.

[81]Egal J., Mauroschat R. y Dardenne J., “Aviation Tax Gap”, Transport & Environment,
European Federation for Transport and Environment AISBL, 2023 [consulta 2024]. [En línea].
Disponible en: https://www.transportenvironment.org/wp-content/uploads/2023/07/tax_gap_report_July_2023.pdf.