



UNIVERSITAT
POLITÈCNICA
DE VALÈNCIA



Escuela Técnica Superior de Ingeniería del Diseño

UNIVERSITAT POLITÈCNICA DE VALÈNCIA
ESCUELA TÉCNICA SUPERIOR DE INGENIERÍA DEL DISEÑO

Nuevas configuraciones de propulsión en la transición hacia la aviación eléctrica

Autor: Carlos Díaz Durán
Tutor: Andrés Omar Tiseira Izaguirre

Trabajo Final del Grado
en Ingeniería Aeroespacial

- Valencia, julio de 2019 -

Resumen

En el presente Trabajo Fin de Grado se ha llevado a cabo un estudio sobre nuevas formas de propulsión que permiten reducir el impacto de la aviación en el medio ambiente, poniendo el foco en la electrificación de las aeronaves comerciales.

En primer lugar se analiza la relación existente entre la operación aérea y el cambio climático, determinando el alcance de sus efectos y la importancia de su minoración. A continuación, se estudian tres alternativas a los combustibles fósiles como forma de almacenamiento de energía, resolviendo que la electrificación es el planteamiento que tiene un mayor potencial reductor de emisiones. Posteriormente, se relatan las características que tendría un avión eléctrico, el estado del arte de los sistemas que conllevaría, las nuevas formas de propulsión que ofrece y cómo se vería afectado por estas la concepción actual de las aeronaves. Para finalizar, se examina la viabilidad de los aviones eléctricos a corto plazo, exponiéndose como debería ser la transición entre los hidrocarburos y la electricidad, los retos a los que este proceso se enfrenta, y dando una serie de propuestas que deberían acometerse para hacerlo posible.

Palabras clave: aviación sostenible, aeronaves propulsadas con hidrógeno, avión eléctrico, configuraciones turboeléctricas, aviones híbridos-eléctricos, estandarización de baterías

Resum

En el present Treball Fi de Grau s'ha dut a terme un estudi sobre noves formes de propulsió que permeten reduir l'impacte de l'aviació en el medi ambient, posant el focus en l'electrificació de les aeronaus comercials.

En primer lloc, s'analitza la relació existent entre l'operació aèria i el canvi climàtic, determinant l'abast dels seus efectes i la importància de la seva minoració. A continuació, s'estudien tres alternatives als combustibles fòssils com a forma d'emmagatzematge d'energia, resolent que l'electrificació és el plantejament que té un major potencial reductor d'emissions. Posteriorment, es relaten les característiques que tindria un avió elèctric, l'estat de l'art dels sistemes que comportaria, les noves formes de propulsió que ofereix i com es veuria afectat per aquestes la concepció actual de les aeronaus. Per a finalitzar, s'examina la viabilitat dels avions elèctrics a curt termini, exposant-se com hauria de ser la transició entre els hidrocarburs i l'electricitat, els reptes als quals aquest procés s'enfronta, i donant una sèrie de propostes que haurien d'escometre's per a fer-ho possible.

Paraules clau: aviació sostenible, aeronaus propulsades per hidrogen, avió elèctric, configuracions turboelèctriques, avions híbrids-elèctrics, estandarització de bateries

Abstract

Throughout this Degree Final Project, a preliminary study on new ways to generate thrust that allow reducing the environmental impact of aviation has been carried out, focusing on the use of electric propulsion in commercial aircraft.

Firstly, the relationship between air operation and climate change is analyzed, determining the extent of its effects and the importance of their reduction. Then three alternatives to fossil fuels as a form of energy storage are studied, solving that electrification is the approach that has a greater potential for reducing emissions. Subsequently, the characteristics of an electric aircraft, the state of the art of the systems it would entail, the new kinds of propulsion it offers and how the current conception of aircraft would be affected are related. Finally, the short-term feasibility of electric aircraft is examined, exposing what the transition between hydrocarbons and electricity should look like, the challenges that this process faces, and giving a series of proposals that should be undertaken to make it possible.

Keywords: sustainable aviation, hydrogen-powered aircraft, electric aircraft, turboelectric propulsion, hybrid configurations, battery standardization

Agradecimientos

Me gustaría agradecer a mis padres el inestimable cariño y el apoyo que me han brindado a lo largo de mi vida. Ellos me han transmitido la importancia del esfuerzo, de la constancia y del saber hacer, valores sin los cuales no habría podido llegar hasta aquí. Quisiera darle las gracias también a Robert, por creer en mí, y a mis compañeros de clase, ahora grandes amigos, por estos maravillosos cuatro años. Asimismo, mi más sincero agradecimiento a las personas que han hecho posible que este proyecto salga adelante: a Andrés, mi tutor, por haberme permitido emprenderlo, y a Raquel, por animarme y por darme tan buenos consejos cuando más los necesitaba.

Índice general

Índice de figuras	XIII
Índice de tablas	XV
I Memoria	1
1. Introducción	3
1.1. Motivación del proyecto	3
1.2. Objetivos	3
1.3. Estructura del trabajo	4
2. La aviación y el cambio climático	5
2.1. Participación de la aviación en el cambio climático	6
2.2. Impacto del cambio climático sobre la aviación	7
3. Alternativas a los combustibles fósiles	9
3.1. Combustibles sostenibles en aviación	10
3.2. Hidrógeno y pilas de combustible	12
3.2.1. Pilas de combustible	14
3.3. Electrificación	15
4. Características de un avión eléctrico	17
4.1. Baterías y motores	17
4.1.1. Tecnología de baterías	17
4.1.2. Motores eléctricos	20
4.2. Afecciones al diseño y operación de las aeronaves	23
4.2.1. Impacto estructural y operacional de las baterías	23
4.2.2. Integración de la aerodinámica y la propulsión	24
4.3. Viabilidad de un avión completamente eléctrico	26

5. La transición hacia la aviación eléctrica	31
5.1. Configuraciones híbridas y turboeléctricas	32
5.2. Proceso de transición	33
5.3. Otras propuestas	35
5.3.1. Universalización	35
5.3.2. Métodos de carga	36
6. Conclusiones	39
II Presupuesto	47
7. Presupuesto	49

Índice de figuras

4.1. Potencia específica de motores turbofan en condiciones de crucero	20
4.2. Diseño conceptual del prototipo NASA N3-X [26]	25
5.1. Esquemas de arquitectura turboeléctrica	32
5.2. Esquemas de arquitecturas híbridas eléctricas	33

Índice de tablas

4.1. Especificaciones en crucero de varias aeronaves [28]	26
4.2. Potencia de los motores y peso de la fuente de energía en crucero	27
4.3. Relación de peso baterías-combustible y eficiencia del motor	27
4.4. Emisiones de CO_2 asociadas a la misión (en kg)	28
4.5. Coste de la misión derivado directamente de la producción de energía (en €) . . .	29
7.1. Presupuesto relativo a las retribuciones de los trabajadores	49
7.2. Presupuesto relativo al material utilizado	50
7.3. Presupuesto total del proyecto	50

Documento I

Memoria

Capítulo 1

Introducción

1.1. Motivación del proyecto

Este Trabajo Fin de Grado nace para dar respuesta a las incógnitas surgidas en los últimos tiempos alrededor del papel que desempeña la operación aérea en el cambio climático.

El cambio climático es, sin lugar a dudas, uno de los mayores retos a los que la humanidad ha de hacer frente en este siglo. A medida que sus efectos se hacen más palpables, la sociedad se va concienciando cada vez más de los peligros que este supone, y de la necesidad que existe de aportar soluciones a corto plazo, antes de que sus consecuencias sean irreversibles.

En medio de esta sensibilización con el medio ambiente, han aparecido algunos movimientos sociales que ponen el foco de atención sobre la aviación, alertando sobre los altos niveles de contaminación por pasajero y kilómetro transportado que esta supone frente a otros medios de transporte, y poniendo en tela de juicio el compromiso de esta industria con la transición experimentada por el resto del transporte hacia un consumo de energía más sostenible.

1.2. Objetivos

Por todo ello, el objetivo fundamental de este proyecto es explorar alternativas a las configuraciones actuales de propulsión en aviones convencionales; alternativas que eventualmente puedan dar lugar a una reducción significativa, incluso absoluta, de las emisiones de gases de efecto invernadero, y como consecuencia, del impacto de la aviación en el medio ambiente. Para conseguirlo, se formulan los siguientes objetivos intermedios:

- Analizar cuál es el impacto que tiene realmente la operación aérea sobre el medio ambiente y cómo se espera que este evolucione a largo plazo.
- Dirimir qué formas hay de reducir la participación de la aviación en el cambio climático.
- Examinar cuáles son las alternativas que se han planteado a los hidrocarburos, y cuál es la que más posibilidades tiene de producir una cantidad significativamente menor de emisiones.
- Y, por último, una vez elegida dicha alternativa, estudiar cuáles serían las características de los aviones que la utilizaran, si sería o no viable y en qué plazo, y cómo sería la transición hacia una flota de aviones que la utilizara como única fuente de energía.

1.3. Estructura del trabajo

Este Trabajo Fin de Grado consta de dos documentos: Memoria y Presupuesto.

La Memoria, además de con esta introducción, cuenta con otros cinco capítulos, siguiendo el guión marcado por los objetivos previamente mencionados:

- En el Capítulo 2, se estudian los aspectos fundamentales de la relación entre la aviación y el cambio climático, destacando el impacto que tiene la primera sobre el segundo y viceversa.
- En el Capítulo 3, se plantean tres alternativas a los combustibles fósiles como forma de almacenamiento de energía en aviones, analizando cuáles serían sus respectivas aportaciones a la reducción del calentamiento global derivado directamente de la operación aérea.
- El Capítulo 4 se centra en describir las características que tendría un avión eléctrico atendiendo a las particularidades de las baterías y los motores eléctricos, relatando el estado del arte de estos últimos y posibles desarrollos futuros, así como analizando los cambios que estos conllevarían sobre el diseño y la operación de las aeronaves convencionales.
- El Capítulo 5, por otra parte, desarrolla cómo debería llevarse a cabo la transición hacia la aviación eléctrica y los retos a los que esta se enfrenta en diferentes plazos de tiempo.
- Finalmente, el sexto capítulo recopila las conclusiones a las que se han llegado tras la realización del presente trabajo y propone futuros proyectos que pueden partir de estas.

En cuanto al Presupuesto, este desglosa los costes económicos en los que se ha incurrido durante la ejecución del proyecto.

Capítulo 2

La aviación y el cambio climático

El calentamiento global es un fenómeno derivado de la acción del ser humano que consiste en un incremento de la temperatura media del planeta, y en sí mismo, tiene tres causas fundamentales. La primera de ellas es el aumento de la presencia en la atmósfera de gases de efecto invernadero. Estos gases son fruto, principalmente, de la quema de combustibles fósiles para la generación de electricidad y el funcionamiento de muchas industrias, así como de la actividad química. La segunda causa es la deforestación y la destrucción de ecosistemas marinos, siendo estos ecosistemas los encargados de la absorción del CO_2 y, además, del mantenimiento de los niveles de pH del agua para que esta sea adecuada para la vida. La última de las causas es el crecimiento de la población, aunque constituye, en realidad, un factor acelerador de las anteriores, puesto que una población más numerosa requiere de un mayor uso de recursos, lo que lleva a una intensificación de los procesos productivos [1].

Se estima que la citada actividad humana, en todas sus vertientes, ha causado hasta la fecha un aumento de la temperatura media de aproximadamente $1^\circ C$ por encima de los niveles previos a la industrialización, y que es probable que alcance $1,5^\circ C$ entre los años 2030 y 2052 a un ritmo de $0,2^\circ C$ por década, debido tanto a emisiones pasadas como presentes.

En la XXI Conferencia de las Naciones Unidas sobre el Cambio Climático (COP21), celebrada en París en 2015, estos datos y muchos otros fueron expuestos a los líderes mundiales allí reunidos, a través de un informe encargado al Panel Intergubernamental del Cambio Climático (IPCC) que versaba acerca de los efectos del calentamiento global a partir de $1,5^\circ C$, y especialmente al sobrepasar los $2^\circ C$. A raíz de lo concluido, se decidió que el límite máximo del crecimiento de la temperatura debía establecerse en este último valor, pero que todos los esfuerzos debían centrarse en no superar los $1,5^\circ C$. Este empeño conllevaría, según el citado estudio, una reducción de las emisiones netas de dióxido de carbono a nivel global de un 45 % antes de 2030 (con respecto a los niveles de 2010) llegando a la neutralidad en 2050 [2].

Independientemente de cuál resulte ser el valor que se alcance finalmente, las consecuencias del cambio climático están siendo, y serán, devastadoras. Entre ellas se encuentra la desertificación, una de las causas mencionadas del calentamiento global, con el añadido de que la falta de agua supondrá una afección directa a las personas, conllevando normalmente la proliferación de enfermedades. Asimismo, esta desertificación, junto con la subida del nivel del mar y la acidificación de los océanos, serán responsables de la extinción de entre 10.000 y 50.000 especies de animales y plantas al año. Si a estos se les añade una mayor probabilidad de aparición de fenómenos extremos, destruyendo casas, cosechas e infraestructuras, teniendo en cuenta que el 60 % de la población vive a menos de 50km de la costa, estos se convertirán en los causantes de

migraciones masivas, apareciendo, por primera vez, la figura del “refugiado climático”.

2.1. Participación de la aviación en el cambio climático

La operación de aeronaves, pese a que pueda parecer lo contrario, no constituye, en absoluto, el principal motor del cambio climático. Estimaciones sitúan su contribución actual a las emisiones globales de CO_2 relacionadas con la acción humana entre un 2 % y un 3 %. Sin embargo, su rápido crecimiento, de aproximadamente un 4,5 % anual en el número de pasajeros, conlleva un desequilibrio en el balance deseado de emisiones de gases de efecto invernadero [3].

En 2015, se generaron, por parte de la aviación, más de 670 millones de toneladas de CO_2 , a través de la quema, sólo durante ese año, de 276 millones de toneladas de combustible. Además, el impacto de emisiones no relacionadas con este gas se estima fue de la misma magnitud, doblando la contribución de la aviación al cambio climático [4].

La principal aportación al calentamiento global no relacionada con la producción de CO_2 por la quema de queroseno, fue la formación de estelas de condensación tras las turbinas durante el crucero del avión, cuya presencia y longevidad dependen de las condiciones atmosféricas de su entorno más próximo. Si dicho entorno está suficientemente frío o supersaturado en hielo por exceso de humedad, estas estelas se extienden, transformándose en cirros artificiales, conocidos como *aircraft-induced clouds* (AIC). La presencia de estas nubes, ajenas al desarrollo habitual de la atmósfera en esas condiciones, crea un desequilibrio entre la radiación incidente del Sol y la saliente reflejada tanto en la atmósfera como en la superficie de la Tierra, lo que lleva a un forzamiento radiativo que modifica la estructura térmica de las capas de aire más bajas, siendo su consecuencia más habitual el calentamiento de las mismas [5].

También existen otros contaminantes como los NO_x , creados por ineficiencias en los procesos de combustión, y que intervienen en la creación de ozono tanto en altura como en superficie. Como es sabido, la presencia de O_3 en la parte alta de la estratosfera, formando la conocida como “capa de ozono”, supone un escudo natural frente a la dañina radiación ultravioleta procedente del Sol; si bien su presencia a nivel del suelo puede causar importantes problemas respiratorios, a los que se les asocia más de 16.000 muertes anuales.

Aunque existe una evolución de la eficiencia medioambiental de los aviones, a través de mejoras tecnológicas, renovación de flotas y una mayor eficiencia operativa, que han llevado a una mejora del 80 % en el rendimiento de los mismos desde 1960, y que está previsto que permita reducir hasta 2040 un 12 % el consumo de combustible por pasajero kilómetro transportado; el mencionado crecimiento de la demanda se prevé que, hasta ese mismo año, implique que las emisiones de CO_2 y NO_x aumenten al menos un 21 % y un 16 % respectivamente [6].

Para evitar esto, la Organización de Aviación Civil Internacional (ICAO), alineada con resoluciones como la saliente de la Conferencia de París sobre el Clima (COP21), ha legislado en el establecimiento de algunos protocolos de compensación y reducción de las emisiones de CO_2 . Las propuestas se han centrado en este gas por el alto conocimiento científico que se tiene tanto de cómo se produce como de cuáles son sus efectos sobre el cambio climático. En lo que respecta a los otros contaminantes, muy particularmente las partículas en suspensión, es necesario estudiarlos en profundidad para poder entender su comportamiento, y así poder eliminarlos.

Uno de los preceptos desarrollados ha sido la redacción de un nuevo estándar de certificación que obliga a los fabricantes a cumplir objetivos claros para la mejora de la eficiencia de las nuevas aeronaves o de las modificaciones en modelos ya comercializados. Comprende, para 2028, una reducción media de un 4 % en el consumo de combustible (en la etapa de crucero) con respecto

al homologado en 2015; dependiendo del tamaño de la aeronave, el rango de mejora variará desde el 0% hasta el 11%, este último correspondiente a los aviones más grandes. Subrayar que, debido al gran margen de tiempo que esta normativa provee, el mencionado 4% no supone un gran paso hacia delante, sobretodo teniendo en cuenta el ritmo de evolución tecnológica actual. No obstante, representa el compromiso del sector aeronáutico con el medio ambiente, y limita las posibles involuciones por parte de aquellos empresarios que, aprovechándose de la coyuntura actual, intenten, a costa de una subida de las emisiones, aumentar las prestaciones de sus productos para poder tener una posición más destacada en el mercado [7].

Otro de los protocolos adoptados es el *Carbon Offsetting and Reduction Scheme for International Aviation* (CORSIA), cuyo objetivo es ayudar a alcanzar la meta establecida por ICAO en 2016 de una emisión neta nula de CO_2 en 2020. Para ello, utilizará medidas basadas en el mercado, obligando a las entidades emisoras de dióxido de carbono a comprar derechos de generación de gases contaminantes a cambio de, por ejemplo, mejoras reseñables en la producción energética (en la transición hacia una mezcla más sostenible) o la inversión en proyectos de protección medioambiental. Cabe destacar que este planteamiento trata de hacer más eficiente la producción en otros sectores para compensar las subidas de CO_2 que se van a producir en la aviación en las próximas décadas y, por tanto, no supone una mengua real en términos generales. Sin embargo, resulta conveniente tener en cuenta que, en 2008, alrededor de un 40% de las emisiones de dióxido de carbono asociadas a la operación de aeronaves procedían de la compra de electricidad, es decir, que no eran generadas por el sector de la aviación, por lo que iniciativas como CORSIA resultan, desde este punto de vista, mucho más justificables.

2.2. Impacto del cambio climático sobre la aviación

El impacto del cambio climático sobre la aviación, pese a ser igual de relevante que el contrario, está mucho menos reconocido, y eso que supone un importante riesgo para la industria aeronáutica en un futuro cercano.

Las previsiones acerca de la evolución del clima, ante cualquiera de los escenarios de niveles de emisiones, sugieren que esta afección provocará variaciones en cinco frentes esenciales: temperatura media, formas de precipitación, patrones tormentosos, intensidad del viento, y nivel del mar, todas ellas con sus propios efectos en el desarrollo normal de la operación aérea [8].

El aumento de la temperatura media de las capas bajas de la atmósfera, como se ha dicho, constituye la cara más visible del cambio climático. Afecta directamente al rendimiento de las aeronaves, sobretodo en la etapa de despegue, puesto que al reducirse la densidad del aire, la sustentación que estas son capaces de generar a una determinada velocidad se ve mermada en la misma proporción, necesitándose pistas más largas, o restricciones en el peso máximo al despegue, con la correspondiente disminución de la carga de pago o de combustible, limitando este último el rango que el avión es capaz de abarcar. Además, aumenta la probabilidad de alcanzar temperaturas extremas a lo largo del año, impidiendo las operaciones en algunas franjas horarias y dañando el pavimento de pistas y calles de rodaje.

Las precipitaciones de lluvia y nieve serán menos comunes, aunque más intensas, pudiendo provocar retrasos y cancelaciones, ya sea por falta de visibilidad, o por inundaciones en los aeropuertos y/o sus rutas de acceso. En cuanto a la formación de tormentas, estas se volverán cada vez más impredecibles, tanto en magnitud como en desarrollo y movimiento, provocando incertidumbre en la planificación de rutas y horarios y un crecimiento del número de desvíos de vuelos, con el consecuente aumento en el consumo de combustible.

También se prevén cambios en la intensidad del viento, así como en las direcciones dominantes de las ráfagas, y una modificación de las características de las corrientes en chorro. Las direcciones dominantes son fundamentales en el diseño de los aeropuertos, por lo que la posible variación de las mismas significaría un aumento del número de aproximaciones con vientos cruzados, pudiendo llevar a cancelaciones o incluso al cierre de determinados aeropuertos que ya padecían estos vientos antes de su recrudescimiento. En lo que se refiere a las corrientes de chorro, el mencionado cambio de intensidad hará que los tiempos de vuelo en rutas que aprovechen estas corrientes se vean alterados. Asimismo, se agudizarán los fenómenos de turbulencia en masas de aire aparentemente en calma (“clear-air turbulence” o CAT), con el peligro que estos conllevan.

Está previsto que el más tardío de los efectos del cambio climático sea la subida del nivel del mar a nivel global, siendo los aeropuertos más próximos a la costa los primeros afectados, con una pérdida temporal, o incluso permanente, de su capacidad, o de sus accesos terrestres.

Todas las consecuencias anteriores requieren la puesta en marcha de medidas para paliar sus efectos más directos. Entre ellas están: en el caso del aumento de la temperatura, la redistribución del tráfico a ciertas horas del día (alejadas de aquellas con las temperaturas más extremas), o a otros aeropuertos, y adaptación de los pavimentos a dichas temperaturas; en lo que respecta a la precipitación y la formación de tormentas, será necesaria una revisión de los métodos para el pronóstico meteorológico y una reducción del consumo de agua; por otro lado, en lo que a los vientos se refiere, deberá desarrollarse tecnologías para la detección de CATs y realizarse estudios localizados sobre la evolución de la dirección de las ráfagas; en cuanto a la crecida del nivel del agua, crear diques de contención o construir aeropuertos secundarios.

Estas disposiciones están orientadas a la adaptación de las infraestructuras aeroportuarias, y aunque supongan inversiones sustanciales de capital, estos desembolsos son, sin lugar a dudas, menos considerables que las pérdidas que supondría no llevarlas a cabo. Asimismo, muchas de ellas están directamente ligadas a la seguridad, por lo que no ponerlas en marcha podría llegar a considerarse una negligencia. Por todo esto, son ya numerosas las entidades, como organizaciones de aviación civil, operadores o aerolíneas, que están estudiando cómo aplicarlas.

Sin embargo, con las mencionadas previsiones de crecimiento de las emisiones de gases contaminantes a largo plazo debido al aumento de la demanda del transporte aéreo, estas medidas se presumen insuficientes, puesto que sólo actúan como un parche para que esta industria siga funcionando, ignorando el grave problema que supone el cambio climático en sí mismo. Aunque la adaptación a los efectos es necesaria, la mitigación (o supresión) de las causas constituye un problema de mucho más calado. Por ello, a continuación se desarrollará toda una serie de alternativas planteadas por los principales actores del sector para la mejora y/o sustitución de los combustibles fósiles como forma de obtención de empuje en los diferentes tipos de aviación.

Capítulo 3

Alternativas a los combustibles fósiles

La concienciación con el cambio climático ha traído consigo en los últimos años numerosos avances científicos que tienen como objetivo reducir en gran medida, o incluso eliminar por completo, las emisiones de gases de efecto invernadero a la atmósfera.

En la aviación comercial, estos desarrollos se pueden clasificar, atendiendo a la forma en la que se pretende conseguir dicha rebaja, en tres vías diferentes. En primer lugar, la reducción de la energía requerida para el vuelo. A través de la disminución de la resistencia aerodinámica de la aeronave y/o de su peso se consigue consumir menos combustible, y en consecuencia, generar menor cantidad de gases contaminantes. Esta vía enmarca, entre otras mejoras, la introducción de materiales compuestos en las estructuras o los aviones de fuselaje integrado. En segundo, el aumento de la eficiencia de los sistemas propulsivos, es decir, el perfeccionamiento de los motores para una conversión más eficaz de la energía química en empuje. La tercera y última vía consiste en rebajar el volumen de CO_2 emitido a la atmósfera por cada unidad de energía generada en el avión. Esta es la menos conservadora de las tres, ya que implica buscar alternativas a los combustibles fósiles como forma principal de obtención de empuje, que produzcan menos de estos gases a lo largo de todo su ciclo de vida. Este capítulo se centrará en relatar las más importantes de estas alternativas: los biocombustibles, el hidrógeno y la electrificación.

Cabe subrayar, antes de eso, que su camino hacia la sustitución de los hidrocarburos no será sencillo. Actualmente, estos carburantes poseen varias características que los hacen particularmente adecuados para su uso en la aviación. Estas son: la gran cantidad de energía que son capaces de proporcionar por unidad de volumen y de peso, su fácil manejo, transporte y distribución, su amplia disponibilidad a nivel global, y su coste, relativamente asequible. Por tanto, para ser efectiva la implantación de cualquiera de las opciones mencionadas, estas deben ser capaces de generar empuje de una forma, al menos, igual de eficiente que estos combustibles (o que los motores de combustión interna, en el caso de que también fueran sustituidos), a un precio similar (o más bajo si se desea una adopción más rápida), y de una manera mucho más respetuosa con el medio ambiente. Todo ello a gran escala y manteniendo el mismo nivel de fiabilidad, en la que tanto operadores como usuarios fijan sus ojos casi exclusivamente.

Además, estas alternativas se enfrentan a otro obstáculo, como es la lenta adopción de nuevas tecnologías por parte de la aviación comercial. Pese a ser el motor de la innovación y del progreso, debido a la alta complejidad de los sistemas y su gran integración, así como a los largos procesos de certificación, necesarios para garantizar la seguridad de los vuelos, y por la importante inversión que supone la compra de una aeronave, hasta los avances más conservadores se introducen por generaciones de avión, a las que normalmente separan entre 15 y 20 años. Consecuentemente,

si se quiere que estas opciones tengan un impacto real a corto o medio plazo, se necesita una acción inmediata, poniendo a prueba la capacidad de adaptación de esta industria.

3.1. Combustibles sostenibles en aviación

Los combustibles sostenibles para aviación (en inglés *Sustainable Alternative Jet Fuels* o SAJF) son combustibles alternativos obtenidos a partir de fuentes distintas al petróleo, cuyos objetivos son la reducción en su ciclo de vida de las emisiones de CO_2 debidas a las operaciones aéreas, posibilitar la sostenibilidad de la aviación en términos económicos, medioambientales y sociales, y asegurar la producción futura de carburantes en una eventual mengua de la proporción de combustibles convencionales por la extinción de las fuentes de fósiles. Los biocarburantes para la aviación tienen su precedente en el bioetanol y el biodiésel, ambos utilizados en los vehículos de transporte por carretera, y cuya producción actual supera los 120 millones de m^3 anuales.

La Unión Europea, a través de la Directiva de Energías Renovables (o RED, por sus siglas en inglés) ha establecido unos criterios mínimos para poder otorgar a estos combustibles la etiqueta de “sostenibles”. Estos criterios comprenden, entre otros, una reducción mínima de las emisiones de CO_2 (en comparación con la quema de combustibles fósiles) de un 50 % si las plantas que los desarrollan empezaron su producción antes de 2015, de un 60 % en el caso de que se estén estableciendo actualmente, y de un 65 % si lo van a hacer a partir de 2021; así como una limitación de aquellos lugares de los que no pueden proceder las materias primas, como son los bosques con gran biodiversidad, por su importancia biológica, o aquellos ecosistemas vegetales con alto contenido en carbono, como turberas o humedales [6].

Los biocarburantes constituyen, idealmente, una opción viable a corto plazo para la mengua de las emisiones de gases de efecto invernadero en la aviación. Esto es así gracias a su completa compatibilidad con los motores de los aviones contemporáneos y con las infraestructuras de almacenamiento y distribución de combustible existentes, sobre los que no se tendría que realizar ninguna modificación para permitir su uso. Esta disminución proviene de la asunción que fundamenta la generación de energía a partir de biomasa, en la que la combustión de carburantes derivados de esta produce la misma cantidad de CO_2 que la que las plantas de las que procede han absorbido durante su crecimiento, llegando a un ciclo de emisiones neutro. Sin embargo, hay que tener en cuenta que esta neutralidad se ve mermada por el dióxido de carbono generado por los procesos necesarios para el cultivo de las plantas, su cosecha, su transporte y la transformación de las mismas en combustible. Aun así, cabe destacar que los SAJFs contienen menos impurezas (como los azufres o los hidrocarburos complejos) cuya combustión no suele ser buena, permitiendo así la moderación de las emisiones de partículas en suspensión y otros contaminantes [9].

En lo referente a la transformación de la materia prima en biocarburantes, en la actualidad, la *American Society for Testing and Materials* (o ASTM International, sociedad sin ánimo de lucro encargada de desarrollar estándares voluntarios para procesos industriales, materiales y productos) ha certificado, a través de su estándar D7566 sobre combustibles no procedentes del petróleo, 6 formas distintas de producción y mezcla de estos con otros convencionales. Dicha mezcla es necesaria para poder ser un “drop-in fuel”, o lo que es lo mismo, un combustible listo para el consumo, ya que, a día de hoy, ninguno de los procesos anteriores produce carburantes con los aromáticos necesarios para una combustión adecuada en los motores actuales.

La gran mayoría de los bio-jet existentes proceden del tratamiento de grasas animales y aceites vegetales, especialmente ya usados, lo que se conoce como oleoquímicos. Se estima que la media de reducción de emisiones de gases de efecto invernadero entre los diferentes medios de

producción que los usan ronda el 60 %. No obstante, estudios realizados al respecto sostienen que el mayor potencial de los biocarburantes reside en el uso de residuos agrícolas y forestales como materia prima, para los que se proyecta una rebaja que ronda el 90 %, y cuya elaboración es consecuencia de la actividad de otras industrias, no invirtiendo el sector de la aviación, por tanto, CO_2 para su obtención. Otra opción que se está barajando es la posibilidad de utilizar los desechos orgánicos de los hogares, cuya gestión es costosa y contaminante y que constituirá un reto en el futuro considerando el ritmo al que aumenta la población.

Ambas posibilidades, así como el eventual uso de algas u otras biomásas lignocelulósicas, están en proceso de desarrollo, y forman parte de una nueva ola de hidrocarburos sintéticos avanzados cuya verificación y certificación está prevista entre los próximos 5 a 10 años [10].

Pese al citado potencial que en los SAJF reside, en vistas a un menor impacto de la aviación en el medio ambiente, la producción actual de combustibles alternativos, que cuenten con certificación para su uso en aeronaves, es muy limitada: no llega al 0,1 % de la demanda anual de carburante de este sector. El precio es, indiscutiblemente, el principal escollo para que su demanda aumente. Y es que, en la actualidad, tienen un alto coste de obtención, suponiendo únicamente la materia prima más de un 80 % del precio final, y superando esta, por sí sola, el precio de comercialización de los combustibles convencionales. Si a este precio se le suma el de las diferentes etapas en su ciclo de vida, las más importantes de ellas el cultivo y la transformación, el coste final del producto puede llegar a ser entre 2 y 7 veces mayor que los combustibles derivados del petróleo, lo que, teniendo en cuenta que el combustible supone casi el 30 % del presupuesto de las aerolíneas, hace inviable que estas apuesten por los bio-jet en sus operaciones.

Para que la demanda crezca, se necesitan políticas que incentiven su comercialización, haciendo bonificaciones por el uso de bio-jets que sean atractivas para los operadores. Estos incentivos deben provenir directamente de ICAO, puesto que la capacidad legislativa de los países en materia de precios es muy limitada dado el carácter transnacional del sector. A pesar de esto, la rebaja de estos costes se presenta complicada si se considera que la biomasa se utiliza también como materia prima para el biodiésel, lo que podría provocar el establecimiento de una competencia directa entre el sector de la automoción y la aviación, y el consecuente aumento de los precios. A esto se le añade que la industria de elaboración del biodiésel está muy extendida, con un mercado internacional establecido y que en la actualidad genera importantes beneficios, no siendo, por tanto, la comparación entre ambas por parte de un inversor, en absoluto justa. Los requisitos que debería cumplir un bio-jet para ser comparable, al menos a los combustibles convencionales, serían, como se ha comentado previamente, estar preparados para su consumo directo y tener el mismo o mayor rendimiento que los anteriores [11].

Otro de los puntos negativos está en que la extensión de los “cultivos energéticos dedicados” –nombre que reciben aquellos cultivos concebidos exclusivamente para la producción de plantas utilizadas en el procesado del combustible–, tiene algunos efectos indirectos. Por un lado, su impacto en el uso de la tierra, desplazando las zonas de cultivo actuales a praderas y bosques, con la consecuente pérdida de riqueza vegetal; y por otro, la posible competencia que puede llegar a tener con la producción de comida y pienso, ya que, al aumentar la demanda de la materia prima, manteniéndose la misma oferta, los precios suben.

Una solución admisible a ambos problemas residiría en el uso de tierras menos fértiles, actualmente inservibles para el cultivo de alimentos por su bajo contenido en nutrientes. Siendo el objetivo final de la biomasa su conversión en combustible, estos nutrientes, fundamentales para la industria alimentaria, serían de menor importancia en comparación con la capacidad energética que podrían llegar a tener estas plantas, creando oportunidades para pequeños (y grandes) productores de darles un nuevo uso a los mencionados terrenos.

Es muy difícil estimar la proporción necesaria para que los biocombustibles puedan hacer reducciones significativas de las emisiones a largo plazo, especialmente al ser el potencial de mengua distinto para cada tipo de carburante según su fuente, pero la compatibilidad que tienen con los aviones actuales y con los avances tecnológicos futuros que aquí se presentan, los convierten en herramientas especialmente útiles para cumplir con los objetivos medioambientales en plazos más cortos, siempre y cuando se resuelvan los problemas existentes.

3.2. Hidrógeno y pilas de combustible

En la búsqueda de alternativas a los combustibles fósiles, el hidrógeno se presenta como un sustituto de los *Jet A1* especialmente viable. Se trata de uno de los elementos más abundantes del planeta y su combustión genera 2,8 veces más energía por unidad de masa que el queroseno sin emitir dióxido de carbono alguno a la atmósfera.

Hay que remontarse a la década de 1980 para encontrar la primera demostración de su potencial en un avión comercial. En 1988, el modelo Tu-155 del fabricante ruso Tupolev despegó con uno de sus motores alimentado únicamente por hidrógeno líquido (LH_2). Se trataba de un prototipo sobre el que querían testar la tecnología necesaria para hacerlo posible. Las pruebas fueron un éxito, y arrojaron luz sobre las excelentes propiedades químicas del hidrógeno. Sin embargo, debido al alto precio de producción de este elemento, el proyecto fue finalmente discontinuado. La razón de ello está en que, a diferencia de los combustibles fósiles, y pese a ser un elemento tan abundante, el hidrógeno no se encuentra directamente en la naturaleza, sino que hay que obtenerlo a través de procesos químicos, por aquel entonces mucho menos desarrollados que aquellos necesarios para la obtención del queroseno.

En la actualidad, estos procesos todavía constituyen un obstáculo a la extensión de su uso. Como se ha dicho, el hidrógeno no produce CO_2 en su combustión, sino vapor de agua, a lo que hay que añadir una mengua del 80% en las emisiones de óxidos de nitrógeno para la misma cantidad de combustible quemado. No obstante, el 96% de la producción de hidrógeno se lleva a cabo utilizando combustibles fósiles. Por tanto, en el caso de que, a día de hoy, se empezara a utilizar masivamente para la aviación, la importante disminución en las emisiones durante el vuelo se vería contrarrestada por aquellas generadas por el aumento de su desarrollo en tierra.

Para evitarlo, en los últimos años se han venido desarrollando múltiples métodos para la obtención de H_2 de forma sostenible y no contaminante: la fotólisis o “conversión solar”, la electrólisis, y la gasificación de la biomasa. Sin duda, el más extendido de los tres es la electrólisis, que proporciona moléculas de hidrógeno de una gran pureza. El único problema de este proceso es que, dependiendo de la mezcla energética empleada para la generación de la electricidad, su sostenibilidad no está asegurada, volviendo a la situación anterior. En cuanto al coste de obtención, este sigue siendo un gran obstáculo, sobretodo si se compara con el del queroseno, que en este momento se encuentra en mínimos históricos. Con todo y con eso, está previsto que, a medida que se vayan extendiendo los citados procesos, y en vistas a un futuro aumento del precio de los combustibles fósiles por su probable extinción a mediados de este siglo, estos acaben por ser más caros alrededor de 2040. Hasta entonces, de la misma forma que ocurría con los combustibles sostenibles, su implantación no será posible sino es a base de incentivar su uso.

El hidrógeno, como se ha dicho al inicio, destaca fundamentalmente por dos razones: su aptitud como sustituto de los combustibles convencionales por razones medioambientales, y la gran capacidad energética que posee. Respecto a esta última, si se comparan dos turbofan de las mismas características, uno alimentada por queroseno, y el otro por hidrógeno, se observa un consumo específico de combustible bastante menor en el caso del segundo, lo que permitiría

reducir la cantidad que es necesario llevar a bordo, y por ende el peso en vacío de la aeronave.

Si bien el peso es un factor esencial en el sector de la operación aérea –particularmente aquel que pueda tener la carga de pago, pues determinará los beneficios que se pueden obtener en un vuelo–, el volumen que ocupen los diferentes elementos es igualmente relevante, ya que la capacidad interior de un avión es también limitada. En este aspecto, el hidrógeno peca en exceso, puesto que cuenta con una densidad energética muy baja, necesitando una unidad de masa de este elemento 4 veces más espacio para poder ser albergada. Este es el principal motivo por el que su empleo solo se prevé en estado líquido, y no gaseoso, como sería su estado natural a temperatura ambiente. Para mantenerlo líquido, se tiene que recurrir a la criogenia, que consiste en someter al combustible a temperaturas que rondan el cero absoluto (por debajo de la temperatura de ebullición del H_2 , que es de aproximadamente -20 K), evitando así su evaporación.

Aún en estado líquido, este volumen, a muy bajas temperaturas, hace inviable la localización de los tanques de hidrógeno en las alas. De acuerdo con los estudios realizados por Airbus y otros 34 socios en 2003 a través del proyecto CRYOPLANE, el análisis más profundo en términos de la viabilidad de aviones propulsados por hidrógeno hasta la fecha, la solución más adecuada para el almacenamiento sería una distribución uniforme del combustible por encima de la cabina de pasajeros. Esto conllevaría, según sus propias conclusiones, una pérdida global de eficiencia aerodinámica de entre un 9 y un 14 %, aumentando el coste de las operaciones entorno a un 5 % [12]. Por otra parte, reduciría la sensación de seguridad de los pasajeros, con el conocimiento de que un combustible altamente inflamable se encuentra almacenado sobre sus cabezas.

Así y todo, este emplazamiento sería el más eficiente, y atendería a razones que trascienden lo aerodinámico. Ello es debido a que el hidrógeno líquido, en caso de fuga, se transformaría directamente en gas por la mencionada dinámica térmica, y como el más ligero de los elementos, se elevaría rápidamente, disipándose, por lo que al estar almacenado encima del pasaje, estos no se verían afectados. Comparando su comportamiento con el de una fuga de queroseno, el hidrógeno resulta vencedor en términos de seguridad, tendiendo el primero, al ser un líquido, a esparcirse por todas las superficies disponibles, siendo su afección mucho menos localizada.

Además de las considerables dimensiones y tonelaje de los tanques y el sistema de criogenia, otro impacto que tendría el hidrógeno en el diseño del avión sería la obligatoriedad de replantear por completo el sistema de distribución de combustible a los motores. Se tendrían que añadir intercambiadores de calor para que el hidrógeno llegara con una temperatura adecuada a su interior, así como múltiples válvulas y bombas de alta y baja presión. El sistema de inyección en el propio motor también sería modificado, dado que el H_2 quema 7 veces más rápido que el queroseno, evitando que se puedan producir autoigniciones o “flashbacks” [13].

Por otro lado estaría el transporte del hidrógeno desde sus plantas de producción a los diferentes aeropuertos. En un principio, podrían desarrollarse, como ya se ha hecho en países como Bélgica y Holanda, sistemas de tuberías a modo de oleoductos. Sin embargo, la adopción del hidrógeno como sustituto del queroseno implicaría una transición en la que ambos coexistirían, por lo que se estaría creando una infraestructura de distribución paralela que, una vez acabados los combustibles convencionales, quedaría en desuso. Por ello, se han estado planteando otras opciones al respecto. La más avanzada de ellas es su obtención por electrólisis del borohidruro de sodio, un componente mucho más denso, que permitiría transportarlo en estado sólido, y del cual sería fácilmente separable con los medios adecuados, para que este último fuera reusable.

Retomando las mencionadas ventajas que tendría el hidrógeno frente al queroseno, destacar que el vapor de agua que se emite en la combustión, en lugar del CO_2 , tiene como consecuencia la mayor aparición de las estelas de condensación comentadas en el Apartado 2.2, aunque, si se

rebajase la altitud de crucero de FL390 a FL350 (por debajo de los 10.000 metros, para lo que se necesitarían nuevas regulaciones del tráfico aéreo), estas estelas se verían disminuidas en 2/3 partes, siendo ínfima su contribución final al calentamiento global. En cuanto a su abundancia como elemento, este atributo sería estratégico a la hora de promover su uso, puesto que, desde el punto de vista del sector militar, el que el H_2 se pueda obtener en cualquier país resulta muy apetecible, ya que evita tener que establecer engorrosas dependencias comerciales.

3.2.1. Pilas de combustible

Como se ha visto, los factores condicionantes esenciales que tiene el hidrógeno como principal aporte energético en aeronaves convencionales son el coste de producción y las modificaciones sobre los diseños actuales de los aviones que habría que llevar a cabo para poder adaptarlos a las exigencias del almacenamiento criogénico. Para intentar sortear estos obstáculos, y aprovechar las múltiples ventajas previamente citadas, se han planteado otras formas de incorporar el hidrógeno, entre las que destacan las pilas de combustible.

Las pilas de combustible son dispositivos que convierten la energía química, almacenada en el combustible en energía eléctrica, sin necesidad de combustión. En el caso de ser este combustible hidrógeno líquido, estas pilas tendrían el mismo potencial de reducción de las emisiones de gases de efecto invernadero que la combustión directa del mismo en los motores, o incluso mayor, puesto que en su caso no generarían NO_x ni partículas en suspensión. Actualmente, las pilas de hidrógeno tienen infinidad de aplicaciones en diversos sectores, siendo en la automoción donde más innovaciones han aparecido al respecto. En la aviación, sin embargo, su uso se ha limitado fundamentalmente a APUs, equipos de soporte terrestre y como medio fundamental de generación de empuje en UAVs. Esto se debe a que, por el momento, no se puede utilizar para la propulsión en aviones comerciales, ya que su potencia específica actual, de aproximadamente 100 W/kg, es 5 veces inferior a la que se considera mínima, 500 W/kg, y no puede compararse con la de un turbofan convencional, superior a los 2 kW/kg [14].

Su futuro establecimiento en la aviación comercial guarda una estrecha relación con la tendencia seguida por la industria hacia los *More Electric Aircraft* (MEA), que se explicarán con más detenimiento en el próximo apartado, pero que consisten en una sustitución progresiva de sistemas hidráulicos, neumáticos y mecánicos, por sistemas eléctricos para realizar las mismas funciones que estos hacían con anterioridad. A través de esta tendencia, se pretende que cada vez menos energía sea derivada de los motores, devolviendo a su origen ese 5 % de la misma que actualmente se destina a fines no propulsivos. Esto permitiría disminuir el consumo de hidrocarburos, y proporcionalmente, las emisiones correspondientes. Las pilas de hidrógeno participarían de la misma generando la energía eléctrica necesaria para alimentar dichos sistemas, siendo mucho más eficientes que los generadores actuales instalados en los motores.

Pero su uso no sólo se limita a la generación de energía eléctrica. Las pilas de hidrógeno también ofrecen la oportunidad de producir agua, que puede ser usada durante el vuelo. Habitualmente, los depósitos de agua potable en las aeronaves, ante la posibilidad de aterrizar en un destino en el que esta no se adapte a los estándares de calidad, están sobredimensionados, de tal manera que se pueda disponer de una reserva para el vuelo de vuelta. Esto supone un peso añadido, que se podría evitar llevando una fuente de agua a bordo, como lo sería una pila, mezclando el oxígeno del aire con el hidrógeno almacenado. Otra posibilidad sería la de utilizar sus gases de escape para ayudar a cumplir con la normativa de inflamabilidad. Esta normativa provee que la atmósfera interior de cualquiera de los tanques de combustible con los que cuenta un avión ha de tener una proporción de oxígeno en el aire menor al 12 %, de manera que esta sea inerte y no provoque una autoignición. A día de hoy, esto se lleva a cabo mediante un sis-

tema auxiliar, que sustituye el aire por otros gases a medida que se van vaciando los tanques. No obstante, esta función podría ser realizada por la pila, puesto que los mencionados gases de escape están prácticamente desprovistos de O_2 , pudiendo ser aprovechados para ello [15].

3.3. Electrificación

El uso de la electricidad para generar empuje es la más audaz de las apuestas por una aviación sostenible y respetuosa con el medio ambiente. A diferencia de las anteriores, este planteamiento evita la necesidad de quemar combustibles, lo que le hace apto para una supresión completa de las emisiones en vuelo de cualquier clase de gases de efecto invernadero, ya no sólo CO_2 o NO_x , sino tampoco micropartículas o estelas tras los motores formando cirros artificiales.

La reciente proliferación de prototipos –o incluso de aviones plenamente operativos– con esta funcionalidad se debe a la masificación de la producción de coches eléctricos, que ha llevado consigo un considerable desarrollo de la tecnología de baterías. Pero la introducción de un motor eléctrico en una aeronave, como lo fue en su día en los automóviles, no es una novedad. Antes incluso del primer vuelo de los hermanos Wright, en 1883, el ingeniero francés Gastón Tissandier, implementó uno de estos motores en un dirigible y realizó el primer vuelo propulsado eléctricamente. A pesar de este hito, la llegada de los de combustión interna, capaces de producir y almacenar mucha más energía a través de los carburantes, desplazó a las baterías, por aquel entonces en un estado embrionario, abriendo paso al modelo de aviación actual. Dicho modelo, sin embargo, no ha permanecido ajeno a los grandes avances tecnológicos que ha posibilitado la electrificación. En 1967, la llegada al mercado del Boeing 737 trajo consigo la primera cabina de pilotaje con equipamiento y aviónica eléctricos; y en la década de los 80, el Airbus A320 se convirtió en el primer avión comercial con mandos de control completamente digitales [16].

Como se ha visto, existen dos aproximaciones a la implementación de la electricidad en las aeronaves, pero cuya manifestación en la producción aeronáutica ha sido diferente. Por un lado, la mencionada tendencia hacia los *More Electric Aircraft* (MEA), que pretende sustituir la mayor cantidad de sistemas hidráulicos, neumáticos y mecánicos posible por sistemas eléctricos. Entre las razones que llevan a esta sustitución destacan la complejidad que han adquirido los primeros con la evolución de los aviones modernos, la limitada fiabilidad de los mismos, y la necesidad de extraer energía de los motores para hacerlos funcionar, energía que se cifra en un 5% de la total, y que contribuye a bajar la eficiencia propulsiva de los motores. Las variaciones en términos de fiabilidad pueden llegar a ser del orden de 100 veces superiores al remplazar la hidráulica y la neumática, y de 10 veces en el caso de los sistemas mecánicos [17]. El mayor exponente actual de este movimiento es el Boeing 787, capaz de generar 1 MW de potencia a través de cuatro generadores instalados en sus motores, que utiliza para el control de la atmósfera interior de la cabina (el aire acondicionado) y el deshielo exterior. El A380 europeo también hizo su aportación en este ámbito, con la actuación electro-hidráulica de las superficies de control de la cola.

Esta aproximación, no obstante, tiene sus propios inconvenientes. Para la obtención de energía eléctrica, es necesaria la instalación de sistemas de reducción, adaptando la velocidad de giro del eje de la parte baja de la turbina a la propia de un generador, cuyo peso es normalmente elevado. Para distribuirla, hay que contar con avanzados sistemas de electrónica de potencia, y para poder ser usada por cada sistema, esta tiene que adaptarse a sus necesidades, lo que implica el uso de transformadores, productores de una gran cantidad de calor, que debe ser disipado. Aún así, las grandes reducciones de peso y complejidad de los sistemas a los que sustituyen, así como el aumento de fiabilidad que estos significan, superan ampliamente a sendas desventajas, por lo que la proyección de futuro de este camino a la electrificación es indiscutible.

El segundo de los caminos a la electrificación de los aviones es la propulsión eléctrica. Esta aproximación consiste en que la principal aportación de energía para el vuelo provenga de la transformación de la electricidad en empuje mediante un motor eléctrico. Esta electricidad puede almacenarse –o producirse en la propia aeronave– de distintas formas, que dependerán de la configuración de propulsión escogida (completamente eléctrica, híbrida-eléctrica y turboeléctrica).

En la más estricta de las definiciones, un avión eléctrico sería aquel impulsado por motores eléctricos cuya única fuente de energía serían baterías conectadas al mismo a través de un sistema de conversión, control y distribución eléctricas. *Per se*, estas aeronaves tendrían múltiples atractivos, como son la no emisión de gases contaminantes –siempre y cuando la mezcla energética utilizada para la carga de las baterías no estuviera fundamentada en el consumo de combustibles fósiles–, la reducción de la producción de ruido durante el vuelo y una mayor eficiencia en lo relativo a la conversión energética, tres factores que representan los principales problemas endémicos de la operación aérea actual, de ahí el interés que estos nuevos proyectos generan. En lo que a coste se refiere, los aviones eléctricos también podrían resultar beneficiosos, sobretodo considerando la tendencia al alza del precio de los hidrocarburos de los últimos tiempos, a lo que se sumaría el incremento de la fiabilidad mencionado anteriormente, que resultaría en menos averías, ocasionado así menos gastos imprevistos.

Dicho beneficio, por contra, no se obtendría en la primera generación de aviones por la gran inversión que habría que realizar para su desarrollo, fabricación y puesta en servicio, teniendo que adaptar los procesos de mantenimiento a los nuevos sistemas que estas incorporarían. A esto habría que añadir que la electrificación conllevaría el uso de tecnología inédita en la industria aeronáutica, tanto en el apartado de propulsión como en el de almacenamiento y distribución de la energía, dando lugar a una remodelación a gran escala de las aeronaves y de las instalaciones aeroportuarias que requeriría de cierto tiempo, estando la mayor parte de esta todavía en fase de investigación, pero especialmente considerando que tendría que enfrentarse directamente al gran reto que supone la certificación de todos estos sistemas.

Con todo, la electrificación constituye la única alternativa de las tres planteadas a los combustibles fósiles que aún todas las vías de reducción de las emisiones mencionadas al inicio de este capítulo, pues los motores eléctricos son más eficientes a la hora de convertir la energía en empuje que los motores de combustión interna, sus grandes diferencias con estos últimos permiten replantear el diseño actual de los aviones para hacer que estos necesiten menos cantidad de energía para su movimiento, y su operación no tiene emisiones directas, siendo las indirectas cada vez menores a medida que se vaya utilizando más fuentes sostenibles para la producción de electricidad. Por esta razón, los próximos capítulos de este trabajo se van a centrar en estudiar todas sus implicaciones, analizando en profundidad los elementos y sistemas que la caracterizan, estudiando la viabilidad de su futura implantación y formulando una serie de directrices de cómo llevar a cabo la complicada transición hacia una flota de aviones completamente eléctricos.

Capítulo 4

Características de un avión eléctrico

4.1. Baterías y motores

El potencial que tengan los futuros aviones eléctricos de explotar todas las ventajas de este tipo de propulsión dependerá, en gran medida, del estado evolutivo de la tecnología de baterías, y de la capacidad de fabricar motores eléctricos de gran tamaño, adecuados a las restricciones de peso que impone la aviación. Estos dos factores se traducen en el estudio de sendos parámetros fundamentales: la energía específica (en Wh/kg), o lo que es lo mismo, la energía que es capaz de almacenar un sistema por unidad de masa, y la potencia específica (en W/kg), que es la potencia que un sistema es capaz de distribuir, controlar o convertir por unidad de masa.

4.1.1. Tecnología de baterías

Desde su introducción en 1991, las baterías de iones de litio han sido esenciales para la consecución de varios hitos tecnológicos. Acompañaron la llegada de la era de la información a través del desarrollo de las tecnologías móviles y, recientemente, han hecho posible la iniciación de la electrificación del transporte, empezando por los vehículos de carretera.

No obstante, a corto plazo, su introducción masiva en la aviación como sustitutas de los hidrocarburos se presenta hartamente complicada. Esto se debe principalmente a que, a diferencia de los automóviles, los aviones son muy susceptibles a los cambios de peso. El estado del arte de las baterías de iones de litio en lo que a energía por unidad de masa se refiere es de 250 Wh/kg, lo que supone un 2,1 % de los casi 11900 Wh/kg que posee el queroseno [4]. Es decir, que por cada kg de queroseno, se necesitarían 47.6 kg de baterías para obtener la misma energía. En este sentido, habría que añadir además el aumento de peso por empaquetamiento –imprescindible para adaptarse a las necesidades del sistema al que se alimenta–, ya que la energía específica anterior hace referencia a la propia de una única celda. Este sobrepeso supone una pérdida de eficiencia que se cifra a día de hoy en aproximadamente un 20 % de media, por lo que en realidad, los aviones que montaran estas baterías sólo dispondrían de 200 Wh/kg.

Nuevos desarrollos

Pese a que se prevé que el valor anterior crezca a un ritmo de un 4 % anual, reduciendo el peso a la mitad en 2040, e incluso a la tercera parte para mediados de siglo, lo que está acorde con los ritmos de implantación de cambios a nivel de diseño en esta industria, se están estudiando nuevas técnicas en el campo de la electroquímica, con otros materiales que permitan

incrementar la capacidad de almacenamiento [18]. Dos combinaciones que se postulan como posibles aplicaciones para baterías en aviación son el Li-O₂ y el Li-S.

La dupla Li-S lleva estudiándose para su uso en baterías desde los años 40, pues el bajo coste y la abundancia del azufre, así como la alta energía específica teórica que poseen, los hacen ideales para grandes aplicaciones con limitaciones de peso (por ejemplo, la aviación). Dicha densidad energética gravimétrica es de 2567 Wh/kg, la cuarta parte de la del *Jet A1*, aunque en la práctica se reduce actualmente a 350 Wh/kg. Se espera, sin embargo, que en un futuro temprano llegue a los 600 Wh/kg [19]. La razón por la que esta combinación de elementos no se ha acometido todavía reside en que tiene algunos problemas difíciles de resolver. El más importante de ellos tiene que ver con la generación excesiva de subproductos en las reacciones químicas durante las descargas, que hacen que las baterías se hinchen a lo largo de las mismas y que se formen depósitos que impidan una recarga completa, resultando en un corto ciclo de vida. A esto se le suma la baja conductividad eléctrica del azufre, precisando de agentes conductores para poder conseguir cargas y descargas más rápidas. Aunque existen dichos agentes, así como disolventes y electrolitos para poder resolver el problema anterior, estos añaden un peso considerable, limitando el aliciente primordial del uso de estas baterías comentado: su alta energía por unidad de masa.

La combinación de oxígeno y litio (Li-O₂) otorga rangos de energía específica superiores a los dos anteriores: en teoría, contando únicamente la masa del litio, el máximo alcanzable sería 11586 Wh/kg, prácticamente el mismo que el queroseno. Contar sólo este elemento, y no el O₂, se debe a que estas baterías se alimentan de oxígeno durante la descarga, por lo que esa cifra sería la que se tendría antes de emprender el vuelo, si bien una vez descargadas completamente, se tendrían 3505 Wh/kg. Suponiendo un factor entre 4 y 7 entre densidades energéticas gravimétricas reales y prácticas, como en los casos planteados para el Li-S, las baterías de Li-O₂ se situarían entre los 500 y los 800 Wh/kg, mas esta suposición se debe realizar con cautela, puesto que no se puede demostrar en el presente por la falta de prototipos realistas [20]. La comentada ganancia de masa implica ciertas trabas a nivel de instalación en las aeronaves. Por un lado, se debe discernir su ubicación en el conjunto del avión, ya que requieren de un sistema de alimentación de aire, estando además presurizadas para aumentar su capacidad, lo que limita las posibles localizaciones. Esta masa significa, igualmente, un crecimiento en volumen, por lo que las estructuras serían complejas para poder adaptarse a estos cambios. Asimismo, tanto el Li-S como el Li-O₂ coinciden en tener una potencia específica muy baja, extremadamente acusada para la última de ellas (del orden de mW/kg), por lo que necesitarían estar acompañadas de baterías de alta potencia para las fases del vuelo con requerimientos más elevados.

Factores a tener en cuenta

A parte de la energía y la potencia específica, existen otras propiedades de las baterías que, como cualquier otro sistema de almacenamiento, exigen ser tenidas en consideración. Estas son: el ciclo de vida, el coste por unidad de energía, la velocidad de carga y descarga, el protocolo de mantenimiento, la seguridad y el rango de operación.

En lo que a la capacidad de las baterías se refiere, hay que considerar el hecho de que, a diferencia de los aviones convencionales –la capacidad de cuyos tanques de combustible permanece constante durante toda la vida útil de la aeronave–, esta se ve reducida con cada ciclo de vuelo, debido a la pérdida de electrolitos. La mengua producida depende principalmente de las profundidades de carga y descarga, es decir, de cuánto se cargue o se descargue la batería en cada ciclo, puesto que al funcionar a través de reacciones químicas, el someterlas a sus extremos no resulta conveniente; aunque la cantidad de ciclos llevados a cabo en un periodo de tiempo determinado también es relevante, así como el propio paso del tiempo, que lleva a la degradación de los ma-

teriales que las componen. Por otro lado, se debe tener en cuenta que las celdas que componen las baterías se degradan de un modo y en un intervalo de tiempo diferente unas de otras, lo que podría complicar la previsión y programación de futuras tareas de mantenimiento. En este sentido, sería necesario disponer de un sistema de monitorización integral, que fuera capaz de ofrecer datos en tiempo real del estado de las baterías, para poder proceder a su recambio.

La rapidez con la que las baterías se puedan cargar y descargar es otra cuestión crítica, ya que determinará, por un parte, la forma en la que se deban cargar, ya sea montadas en el propio avión, o siendo sustituidas por otras ya cargadas; y por otra, la cantidad de estas necesaria para poder proporcionar la potencia requerida por la aeronave en todo momento. Esta rapidez se establece a través de su *C-rate*, que indica el ratio al que pueden ser descargadas o cargadas con seguridad con respecto a su máxima capacidad. Las baterías colocadas actualmente en vehículos eléctricos tienen un ratio 5C, lo que significa que si almacenan, por ejemplo, 100 Ah, pueden proporcionar 500 A durante 12 minutos. Está previsto que este ratio aumente hasta los 10C en las próximas generaciones, haciendo que con el mismo sistema de distribución eléctrica, se pueda dotar de una mayor potencia eléctrica al motor. Destacar también que la máxima potencia que puede ser alcanzada en cada instante disminuirá a medida que la batería se vaya vaciando, por lo que si esta no pudiera ser cargada por completo por alguna razón, este hecho se debería considerar a la hora de calcular los parámetros de despegue.

En lo que a coste de operación se refiere, las baterías distan bastante de los hidrocarburos. Sin embargo, esta diferencia no reside únicamente en la cifra exacta de la inversión, sino también en los parámetros que intervienen en su cómputo. En el día a día de una aeronave convencional, el principal gasto –a excepción de las tasas aeroportuarias y los impuestos pertinentes– es el combustible. El equivalente a este coste, en el caso de un avión eléctrico, sería la compra de electricidad para la recarga de las baterías, aunque no sería el único. A este habría que añadir el precio de las propias baterías, que actualmente se sitúa entre los 100 y los 200 €/kWh, ya que tienen que ser sustituidas cada cierto tiempo, en función de la previamente comentada esperanza de vida. Este último, no obstante, podría ser incluido en gastos de mantenimiento, que se verían compensados por otro lado al haber eliminado el sistema de distribución del combustible. En estos gastos se incluiría, además, el necesario para la gestión de las baterías usadas, que no pueden ser arrojadas en cualquier sitio, sino que deben ser recicladas por empresas especializadas.

En cuanto a los apartados de seguridad y fiabilidad, como se ha comentado, las baterías de iones de litio se utilizan actualmente para alimentar algunos sistemas auxiliares de aviones como el 787 Dreamliner o el A380, para lo que han tenido que ser certificados previamente, hecho que acerca la posibilidad –salvando algún obstáculo como sería el excesivo peso actual de las baterías– de una integración de estas más temprana en el terreno de la propulsión. Incidentes como los ocurridos en 2014, en los que la flota entera de los primeros tuvo que ser suspendida por problemas con el sistema eléctrico relacionados principalmente con las baterías, produciéndose algunos incendios tanto en vuelo como en tierra, llevaron a que se revisara dicha certificación, que actualmente es mucho más severa, y se tomaran medidas para prevenir cortocircuitos y asegurar el correcto aislamiento de las baterías en el caso de que tuviera lugar alguno, evitando la propagación de fuego y humo. Por contra, cabe subrayar que la potencia que tienen las montadas actualmente en dichos aviones es bastante baja en comparación con la que sería imprescindible para mover aviones de gran tamaño con motores eléctricos, por lo que necesariamente estos procesos deberían adaptarse a esta casuística. Además, dependiendo de dónde se posicionen en el conjunto de la aeronave, tendrán otras necesidades de ventilación y/o aislamiento, teniendo que mantenerse siempre en el rango de temperaturas más adecuado para su correcto funcionamiento.

4.1.2. Motores eléctricos

En lo referente a los motores eléctricos, su mayor ventaja frente a los motores de combustión interna es la muy superior eficiencia que tienen a la hora de convertir energía eléctrica (o química) en trabajo mecánico, aproximadamente de un 75 % frente al 40 % de los otros, lo que significa que para generar la misma potencia, estos motores tienen un consumo menor. Este hecho, en parte, ayuda a reducir la distancia existente entre los aviones convencionales y los completamente eléctricos en lo que a peso se refiere, debido a la previamente comentada baja energía específica de las baterías, necesiándose una menor cantidad de estas para impulsar la aeronave.

En lo relativo al peso del propio motor, en los aviones actuales sólo existen aplicaciones reales de motores eléctricos a pequeña escala, concretamente en la aviación general, por lo que no resulta fácil extrapolar estos datos a aeronaves de gran tamaño. Esto no implica que no puedan producirse motores eléctricos de alta potencia, pues estos ya existen en la actualidad, y tienen poder suficiente como para sustituir, verbigracia, el General Electric CF6 de un Boeing 747; sino que estos se encuentran en sectores como el ferroviario o el naval, donde las restricciones de peso son prácticamente inexistentes. Aún así, entre los motores pequeños, cabe destacar el SP260D que presentó el fabricante alemán Siemens en 2015, con 260 kW y sólo 50 kg de peso, arrojando una potencia específica de 5,22 kW/kg; pues este valor es mayor a los habituales 2 – 4 kW/kg de los motores turbofan [21]. Algunos ejemplos relevantes de estos últimos se pueden ver en la Figura 4.1. La tendencia de los motores a medida que estos se incorporen a aviones más grandes será la de seguir aumentando la potencia específica más allá de los 5 kW/kg del SP260D, estando previsto que, en la próxima década, este parámetro pueda superar los 10 kW/kg [22].

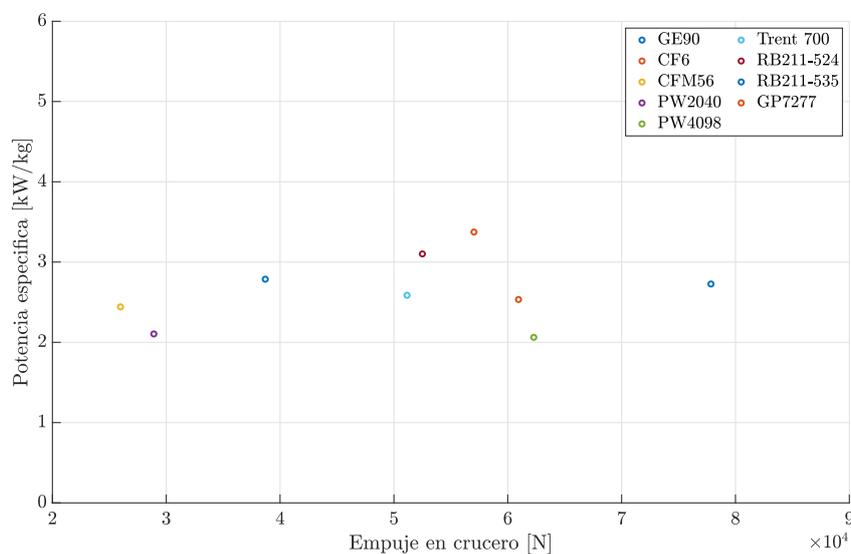


Figura 4.1: Potencia específica de motores turbofan en condiciones de crucero

Además del peso, otro atributo de los motores eléctricos es que su rendimiento no depende de la altura de vuelo. Ello les permite poder ser diseñados directamente para el funcionamiento en crucero, sin tener que ser sobredimensionados, como en el caso de los turboreactores, para contrarrestar la falta de oxígeno. El no tener que quemar combustibles los hace también más silenciosos, ya que las elevadas relaciones de presión de los motores tipo turbofan son las principales causantes de ruido en despegue. La otra fuente de ruido son las velocidades de giro de la punta de las palas del *fan*, y a este respecto, en los motores eléctricos pueden ser reducidas

al no tener que adaptarse -como los motores turbofan- a los altos regímenes impuestos por la turbina. Esto podría posibilitar la modificación de las servidumbres de ruido en aeropuertos con núcleos urbanos próximos, pudiendo realizar operaciones en horario nocturno, si bien todo esto estará subordinado al diseño que acaben adoptando los motores.

En una hipotética flota de aeronaves eléctricas, el uso de unidades auxiliares de potencia (APUs) ya no sería necesario, pues la energía para proporcionar presión hidráulica o aire acondicionado no se extraería de los motores, sino que provendría directamente de las baterías, siguiendo la tendencia de los *More-Electric Aircraft*. Esto implicaría otro alivio de peso. Aunque no todo en los motores eléctricos sería ligero. Para llevar la electricidad desde las baterías hasta los motores se requeriría un sistema de distribución y conversión, lo que se conoce como electrónica de potencia, cuyo peso sería proporcional a la potencia controlada. En el presente, esta proporción es menor que la del propio motor, con algunos ejemplos alcanzando los 12 kW/kg. Ahora bien, como todo sistema del que depende que la aeronave pueda seguir volando, tendría que existir redundancia, viéndose el peso finalmente multiplicado.

Otro aspecto a destacar de los motores eléctricos es su sencillez, al poseer muy pocas partes móviles a sustituir -que en algunos casos, pueden incluir únicamente al rotor- y no estar sometidos constantemente a altas temperaturas por la combustión de hidrocarburos. Aunque esto no conlleva, por otra parte, que estén exentos de mantenimiento, aunque sí que este debería ser más simple de ejecutar. Dicha simplicidad es clave, por otro lado, en su mayor escalabilidad, es decir, en la aptitud de modificar su tamaño sin que el resto de sus características se vean mermadas en el intento. Esto no es posible con un turbofan, ya que los ciclos termodinámicos son muy sensibles a los cambios en las relaciones de aspecto, perdiéndose gran parte de la eficiencia de los diseños originales. Esta escalabilidad facilitaría su participación en nuevos conceptos de propulsión, admitiendo emplazamientos hasta ahora impensables que aprovechen al máximo sus capacidades. Entre estas capacidades estaría su mayor dominio sobre el empuje generado en cada instante de tiempo, dado que el control del motor se llevaría a cabo mediante señales eléctricas, siendo entonces el tiempo de reacción ante cualquier comando ínfimo.

Tipos de motores

Los motores eléctricos de aplicación aeronáutica más potentes certificados hasta ahora son el mencionado SP260D de Siemens, y el Emrax 268 de Enstroj, cuya potencia específica de pico supera los 11 kW/kg [23]. Ambos son motores de corriente continua síncronos de imanes permanentes y flujo axial, cuya eficiencia eléctrica máxima es del 95 y el 98 % respectivamente. Esta eficiencia se debe a que son diseños que no utilizan materiales ferromagnéticos para crear y conducir el campo magnético, por lo que tienen un peso más reducido y un menor número de pérdidas asociadas al hierro, sin corrientes de Foucault ni ciclos de histéresis. Estos destacan también por necesitar poco mantenimiento, al desprenderse de los problemas derivados del uso de escobillas. Además, son los más adecuados para aplicaciones donde la única fuente de energía proviene de la electricidad almacenada en baterías -siendo el caso de las aeronaves ligeras en las que están montados los anteriores-, ya que estas proporcionan dicha electricidad en continua, no necesitando un inversor para cambiar de tipo de corriente.

Por si solos, este tipo de motores, aunque escalados a la potencia correspondiente, no podrían propulsar grandes aviones completamente eléctricos, pues no podrían alcanzar la potencia específica suficiente para contrarrestar el peso del sistema de distribución y de las baterías. Por esta razón, sobre la base de los motores anteriores, se están estudiando también otros superconductores, llamados *High Temperature Superconductive motors* (HTS). Se trata de motores de corriente alterna síncronos con una resistencia eléctrica prácticamente nula, capaces de generar

un campo magnético de gran intensidad, imposible de conseguir sin esta tecnología. Dicha resistencia únicamente se da a temperaturas cercanas al cero absoluto, por lo que, tal y como ocurría con el hidrógeno, se necesitaría su implantación conjuntamente con la criogenia. A día de hoy, estos motores son capaces de ofrecer la misma potencia por unidad de masa que los turbofan, aunque se espera que puedan superar los 25 kW/kg en un futuro no muy lejano [24]. Aún así, para que esto pueda ser posible, se deberá poner solución a algunos problemas, entre los que destacan las pérdidas de los superconductores en corriente alterna, y la baja eficiencia de los sistemas de criogenia, muy voluminosos y que requieren mucha energía para funcionar.

Disposiciones de propulsión

Además del tipo de motor, la disposición de propulsión, es decir, el modo en el que las palas son colocadas en relación al eje del rotor y a ellas mismas para producir empuje –ya sea en hélice o en *fan*–, es también vital a la hora de determinar su eficiencia. En virtud de ello, es conveniente repasar cuáles son las ventajas e inconvenientes de cada una de las disposiciones, haciendo especial énfasis en qué aspectos de las mismas puede aprovechar mejor un motor eléctrico, y en qué cambios puede introducir este sobre sus diseños.

Un ventilador de flujo guiado (**ventilador tubular** –o *ducted fan* en inglés–) es un ventilador mecánico que gira en el interior de una cubierta. Su virtud principal respecto a una hélice del mismo tamaño es que evita las pérdidas en punta de pala, por lo que produce empuje de forma más eficiente, especialmente en casos donde a baja velocidad se demanda una gran cantidad de este, como ocurre en despegue. Asimismo, al proteger las palas, permite aumentar la velocidad sin que dichas puntas entren en pérdida, generándose así menos vórtices y por tanto menos ruido, que paralelamente es bloqueado por la cubierta, actuando esta como un escudo. Se utiliza en los motores turbofan porque es una manera de consumir menos combustible para producir empuje que sólo el chorro de gases de salida de la tobera de un turborreactor convencional. Es por ello por lo que la tendencia desde su invención ha sido la de aumentar la relación de derivación, haciendo que a día de hoy el 80% de la impulsión se deba al flujo de aire secundario [25]. Sin embargo, este crecimiento tiene un límite, pues para mover el *fan*, es necesario generar energía mecánica y para ello, suficiente cantidad de aire debe pasar dentro de la cámara de combustión, por lo que, si se quiere seguir incrementando el índice de derivación, esto debe alcanzarse a través de un mayor tamaño del ventilador, no del núcleo del motor, haciendo la góndola más grande, lo que implica un aumento proporcional del peso del conjunto del motor.

En este sentido, un motor eléctrico sería el perfecto sustituto, pues podría aprovechar al completo el potencial de este diseño, siendo el empuje generado enteramente por el ventilador, por lo que el tamaño disminuiría. Además, el hecho de que el *fan* no esté acoplado al compresor permitiría que el primero fuera operado a su velocidad óptima sin necesidad de un sistema de reducción, ya que los motores eléctricos proporcionan torque desde revoluciones más bajas. Esto último, sumado al alto empuje a muy poca velocidad de los ventiladores tubulares, haría que los aviones consiguieran despegar en pistas más cortas. Por otra parte, al no estar sometidos a las altas temperaturas de la combustión, podrían utilizarse otros materiales en su construcción, como los composites, con mejores propiedades mecánicas que las aleaciones metálicas.

En lo referente a las **hélices**, estas son más eficientes a bajas velocidades de vuelo que los ventiladores tubulares ya que son capaces de generar el mismo empuje que los anteriores girando a una velocidad más lenta, puesto que, al no estar limitados por la cubierta, pueden mover una cantidad de aire mayor. Se beneficiarían de estar movidos por un motor eléctrico en vez de uno turbohélice por la conversión energética más eficiente de los primeros, por el menor ruido, y por no necesitar el ya mencionado sistema de reducción, aunque sus aplicaciones serían similares.

4.2. Afecciones al diseño y operación de las aeronaves

4.2.1. Impacto estructural y operacional de las baterías

Uno de los aspectos más importantes en los que se diferenciaría una aeronave convencional con respecto a una completamente eléctrica sería la distribución de peso. La razón es que la masa de las baterías no se reduciría a lo largo de la misión –sino que incluso podría crecer si se utilizarán aquellas del tipo Li-O_2 –, como sí lo hace la del combustible. Ello tendría una serie de implicaciones a nivel estructural y operacional que resulta conveniente analizar.

Por un lado, en el **tren de aterrizaje**. Las especificaciones actuales de este sistema prevén que el peso máximo al aterrizar sea considerablemente menor que el de despegue. Esto se debe a que en la primera de las maniobras mencionadas, el tren ha de ser capaz de soportar el peso del avión, como ya hacía en despegue, y además de resistir el impacto con la pista, en el que tiene lugar un gran intercambio de energía. Por tanto, si la masa es muy grande, este debe ser sobredimensionado para poder aguantarlo. Ello justifica el hecho de que en caso de fallo inesperado de algún sistema que obligue al retorno de un avión que acaba de emprender el vuelo, este haya de desprenderse de la mayor parte del combustible antes de aterrizar. Este proceso, sin embargo, no es posible efectuarlo con baterías, pues estas no pueden ser arrojadas desde la aeronave, siendo obligatorio, por consiguiente, el citado sobredimensionado. Este vendría acompañado de un refuerzo del pavimento de las pistas.

Por otro, en el **consumo de energía**. En un avión con turborreactores u otros motores derivados, durante la misión, la aeronave se va aligerando a medida que quema el combustible. Esto conlleva que en la parte final del vuelo, al haber de contrarrestar un peso menor, la sustentación pueda reducirse, lo que se traduce en una mengua de la resistencia inducida –o lo que es lo mismo, una exigencia de generación de empuje más contenida para hacerle frente–, y en última instancia, un ahorro de energía. Esto no ocurriría, como se ha comentado, si la energía fuera proporcionada por las baterías, puesto que no existiría tal aligeramiento, siendo la consecuencia de esto un consumo energético más elevado de los aviones eléctricos en esta fase del vuelo. Además de este aumento en el consumo, fruto de la no disminución del peso, el **ruido estructural** sería más intenso en la aproximación al aeropuerto, debido a que este es directamente dependiente de la magnitud de las fuerzas aerodinámicas, y estas a su vez de la velocidad de vuelo, que tendrá que ser más alta por el mayor peso para evitar que el avión entre en pérdida.

También se traducirá en **modificaciones en el diseño del ala**. En los aviones comerciales con motores de combustión interna el queroseno se almacena tanto en la parte inferior de los mismos como en el interior de cada una de sus semialas. En esta segunda posición, ayudan a compensar los grandes esfuerzos que tienen lugar en el encastrado, pues la sustentación del ala tira de este hacia arriba, mientras que el peso de la aeronave, concentrado en el fuselaje, lo hace hacia abajo. Con la quema de carburante, esta interacción de fuerzas se va relajando, teniéndose que generar menos sustentación para compensar un peso menor, volviendo el ala a una forma menos exigente. Para que pueda tener lugar todo esto, la estructura tiene que poder adaptarse a todos estos cambios, lo que la hace más complicada y, por defecto, más pesada. Con la masa del avión eléctrico permaneciendo siempre constante, la estructura podría ser más sencilla en este sentido. Las baterías podrían distribuirse a lo largo de todo el ala, aportando rigidez, pudiendo ser esta más larga y delgada –y, por tanto, más eficiente aerodinámicamente– sin exponerse a fenómenos aeroelásticos como el flameo. También se evitaría tener que disponer de sistemas de válvulas y bombas que estén controlando constantemente la distribución del peso del combustible para evitar el movimiento del centro de gravedad del avión, lo que aportaría estabilidad.

4.2.2. Integración de la aerodinámica y la propulsión

Las características propias de los motores eléctricos autorizan el estudio de nuevos conceptos de propulsión, en los que los motores no solo se utilizan para generar empuje, sino que tienen una función añadida en el marco de su integración con otros sistemas, fundamentalmente con la parte aerodinámica de la aeronave. A continuación, se desarrollan algunos de estos conceptos.

La primera de ellas es la **propulsión distribuida**, que consiste en el emplazamiento de un gran número de pequeños motores eléctricos en diferentes puntos del avión, siendo ubicación habitual una distribución uniforme a lo largo del frontal del ala. Con esta disposición, se aumentaría el flujo de aire sobre esta, derivando en un coeficiente de sustentación más alto, que sería aprovechado para aterrizar y despegar en pistas más cortas sin necesidad de incrementar el alargamiento. Este crecimiento de la sustentación podría posibilitar incluso reducir el tamaño de las superficies hipersustentadoras, al tener el control de la sustentación a través de los mandos de empuje, con la correspondiente reducción del peso tanto de su parte como de los sistemas hidráulicos necesarios para moverlas. Este peso se contrarrestaría, en parte, con el del amplio sistema de distribución para llevar electricidad a todos y cada uno de los motores.

Por otra parte, sus moderadas dimensiones hacen que estos puedan llegar a ser integrados en la propia ala, lo que supondría disminuir la resistencia aerodinámica en comparación con la configuración convencional de los motores turbofan, resultando en una mejora de la eficiencia en vuelo. Esta integración propiciaría igualmente la limitación del ruido que estos generan, que sería de por sí menor por ser más pequeños. El hecho de tener múltiples motores significaría, por otro lado, una mayor redundancia en el apartado propulsivo, con una tolerancia superior de las aeronaves a pérdidas de motor, pudiéndose reducir el tamaño de este último –y consecuentemente su peso– al no tener que sobredimensionarlo para compensar la falta de empuje. No obstante, la pérdida de uno de estos motores provocaría una distribución asimétrica de la sustentación, y la mencionada multiplicidad haría que el mantenimiento fuese más frecuente.

Este planteamiento está siendo objeto de estudio en multitud de nuevos diseños de avión, pues su implantación es más sencilla a corto plazo en aquellos más grandes debido a que a día de hoy ya existen, como se ha expresado anteriormente, motores de pequeño tamaño que rivalizan en potencia específica con los de combustión interna, no necesiéndose esperar al desarrollo de motores más potentes. La mayor parte de esos diseños asocian la propulsión distribuida a una configuración turboeléctrica por la gran cantidad de energía que es necesario aportar.

La segunda es la **ingestión de capa límite**, que se basa en la reenergización del flujo de aire más lento que recorre el fuselaje a través de la integración de un motor eléctrico en la parte trasera de este último. Con ello se consigue reducir la resistencia aerodinámica, y por tanto, el empuje que es necesario generar para contrarrestarla. Esto supone un aumento de la eficiencia global de la aeronave, que se suma al hecho de que, al estar recibiendo una masa de aire con poca velocidad, el motor puede girar a una frecuencia menor, con el consecuente ahorro de energía.

Para llevarlo a cabo, sin embargo, es imprescindible alterar el diseño del motor. Esto se debe a que el flujo de aire que este recibe está distorsionado, lo que provoca que haya que, por un lado, reforzar estructuralmente el *fan*, para evitar que el constante choque de los remolinos rompa alguno de sus álabes, y por otro, concebir un nuevo tipo de entrada de aire al motor, que lo uniformice para que atravesase mejor el ventilador y la eficiencia de este último no se vea afectada. Además, cabe destacar que ante la mencionada posibilidad de una rotura de alabe, en este diseño la estructura del avión queda completamente expuesta, pues a diferencia de la configuración convencional de un motor, no existe separación física entre el *fan* y el fuselaje, debiendo ser este reforzado en el entorno del motor para evitar daños significativos.

El uso de la ingestión de capa límite no estaría reñido con la propulsión distribuida, pudiéndose llevar al extremo la integración entre aerodinámica y generación de empuje mediante una combinación de ambas, como ocurría en el N3-X de la NASA (visible en la Figura 4.2), donde dicha composición se colocaba sobre un fuselaje integrado para reducir aún más el consumo.



Figura 4.2: Diseño conceptual del prototipo NASA N3-X [26]

La última de las opciones sería el posicionamiento de **motores en punta de ala**, ubicación que no se podía considerar con un turbofan, pero que aportaría tres aspectos muy beneficiosos. Por un lado, en relación a la integración aerodinámica desarrollada en este apartado, actuaría a modo de *winglet*, impidiendo el desarrollo de torbellinos de punta de ala que reduzcan la eficiencia, disminuyendo así el gasto energético. Por otro, con respecto a lo comentado sobre los esfuerzos que tienen lugar en el encastre alar, situar un peso significativo como es el de un motor –aunque no excesivo, ya que este sería de pequeño tamaño– a una distancia más larga del encastre, crearía un mayor momento sobre este, compensando mejor las cargas producidas por la sustentación, especialmente en el extremo del ala, que es el que más sufre sus efectos.

Por último, puesto que la variación de empuje a través de comandos eléctricos sería casi instantánea y que, con la comentada distancia, se tendría un mayor brazo sobre el centro de gravedad, se podría utilizar empuje diferencial para realizar maniobras coordinadas de giro. Esto podría conllevar poder hacer más pequeñas las superficies de control, particularmente el timón, menguando de manera consecuyente el peso del avión. No obstante, el grado de decrecimiento estaría supeditado siempre a la certificación, cumpliendo las normas relacionadas con la pérdida de motor en vuelo, ya que su compensación sería más difícil utilizando un timón más reducido.

4.3. Viabilidad de un avión completamente eléctrico

Para poder entender mejor las implicaciones de una electrificación completa, se propone ahora un pequeño ejemplo, en el que todos los datos comentados se pondrán en práctica al trasladarlos a diferentes aviones. La intención es obtener el peso, las emisiones y el coste que supondría que estos estuvieran alimentados únicamente por baterías, para compararlos con los actuales del combustible, y así analizar la viabilidad de su instalación con el desarrollo tecnológico actual.

Para llevarlo a cabo, se han escogido tres candidatos: el Boeing 737-800, el Boeing 747-300 y el British Aerospace 146. La motivación de seleccionar los dos primeros es clara: son aeronaves muy populares, de las que se conocen muchos datos, por lo que será fácil extrapolar los resultados que se obtengan. En lo que se refiere al avión británico, su elección radica en que se está utilizando una versión modificada del mismo como base del proyecto conjunto de avión híbrido de Airbus, Siemens y Rolls-Royce (E-Fan X), en el que se ha sustituido uno de sus motores turbofan por uno eléctrico de 2 MW, por lo que es conveniente analizar el potencial de dicho reemplazo [27].

Este análisis se realizará en las condiciones de vuelo en crucero particulares de cada uno de los aviones anteriores. En la Tabla 4.1 se muestran las características de sus motores –empuje y consumo específico–, así como la velocidad a la que habitualmente vuelan.

	Empuje [kN]	Velocidad [m/s]	SFC [(kg/s)/kN]
BAe 146	10,01 (x4)	207,5	0,02039
Boeing 737-800	24,38 (x2)	230,1	0,01833
Boeing 747-300	57,03 (x4)	251,9	0,01632

Tabla 4.1: Especificaciones en crucero de varias aeronaves [28]

Con estos datos, se puede calcular la potencia en crucero de cada uno de los motores integrados en los aviones anteriores, multiplicando el empuje por la velocidad, lo que resulta en los valores de la segunda columna de la Tabla 4.2. En lo relativo a estos últimos, se comprueba el porqué de la elección de un motor eléctrico de 2 MW para el BAe 146.

Una vez conocida la potencia, se puede evaluar directamente la energía que se tiene que producir para poder mantener el vuelo. A través de esta energía, y teniendo en cuenta el consumo específico de los motores turbofan, así como la energía específica de las baterías actuales, es posible comparar qué cantidad de ambos se requiere para una misma misión. Esta misión consistirá, en este caso concreto, en un vuelo nivelado en crucero durante una hora.

El consumo de carburante es el más sencillo de calcular. Únicamente es necesario multiplicar el empuje por el número de motores, su consumo respectivo, y por el tiempo al que va a estar volando. Por ejemplo, para el Boeing 737-800, este sería:

$$m_{comb} = 2 \cdot 24,38 \text{ kN} \cdot 0,01833 \frac{\text{kg}}{(\text{s} \cdot \text{kN})} \cdot 1 \text{ h} = 3217,9 \text{ kg} \quad (4.1)$$

En lo que respecta a las baterías, es imprescindible considerar algunos criterios adicionales. Los 200 Wh/kg de energía específica comentados hasta ahora –tras haber restado el porcentaje perdido debido al empaquetamiento– no pueden pasarse directamente al motor, ya que de esta forma se estaría diciendo que la eficiencia de todos los sistemas eléctricos que separan a ambos, así como la del propio motor, son del 100%. Por consiguiente, se proponen algunos valores alternativos, para hacer este análisis más exacto: un 96% de eficiencia para la distribución

eléctrica, un 98 % para la conversión de esta electricidad en energía cinética del rotor (tomando la del Emrax 268) y un 80 % para la transformación de dicha energía en empuje. Todo ello equivale a una disminución de la energía por unidad de masa de las baterías hasta los 150 Wh/kg.

Para calcular el peso de las baterías, se divide la energía consumida por el avión (en MWh) entre el valor anterior, lo que da lugar a los resultados que se pueden ver en la Tabla 4.2.

	Potencia [MW]	Baterías [kg]	Combustible [kg]
BAe 146	2,08 (x4)	55194,38	2939,1
Boeing 737-800	5,61 (x2)	74503,08	3217,9
Boeing 747-300	14,37 (x4)	381745,8	13402,5

Tabla 4.2: Potencia de los motores y peso de la fuente de energía en crucero

Teniendo en cuenta estos valores, se pueden obtener algunas conclusiones importantes. En relación al peso de las baterías, es especialmente relevante el caso de la aeronave de British Aerospace. Su peso máximo al despegue (MTOW) ronda los 42000 kg, y sin embargo, para poder volar durante una hora –de forma completamente eléctrica– en sus condiciones de crucero habituales, debe consumir una cantidad de electricidad equivalente a llevar 1.3 veces su peso en baterías, lo que hace inviable usarlas como única forma de almacenar energía, al menos en su estadio evolutivo presente [29]. Una cosa similar ocurre para los otros dos aviones, estando este peso alrededor del MTOW. Siendo costumbre que el combustible suponga entre un 15 % y un 30 % de la masa total, reafirmar que su inclusión es impensable, particularmente si se tiene en cuenta que se está hablando de una misión de tan solo 60 minutos.

	Bat/Comb [–]	η turbofan [%]
BAe 146	18,78	23,75
Boeing 737-800	23,15	29,29
Boeing 747-300	28,48	36,03

Tabla 4.3: Relación de peso baterías-combustible y eficiencia del motor

En la Tabla 4.3, se compara el peso de albergar la energía eléctrica necesaria para poder realizar la misión indicada con todos los motores eléctricos, con aquel del combustible consumido si esos mismos motores fueran los turbofan con el que fueron diseñados los tres vehículos. Se observa que las baterías tienen un peso de un orden de magnitud superior al de los hidrocarburos, y que esta relación es máxima para el 747-300, que es el que tiene un consumo específico menor.

Si bien todo lo anterior evidencia la obligatoriedad de un avance tecnológico en el terreno de las baterías, también demuestra el potencial de los motores eléctricos en términos de eficiencia, ya que cabe recordar que la energía específica que se asocia teóricamente al *Jet A1* es de 11900 Wh/kg, 47.6 veces superior a los ampliamente comentados 250 Wh/kg, estando muy alejado de los resultados obtenidos en este ejemplo. Esta separación está representada por la última columna de la Tabla 4.3, donde la citada eficiencia se refiere a la capacidad de un motor de combustión interna –montado en una aeronave volando en condiciones de crucero– de transformar toda la cantidad de energía química contenida en los carburantes en empuje. Esta capacidad se ha determinado realizando el cómputo de la cantidad teórica de combustible a quemar en cada avión durante la misión, utilizando el mismo procedimiento que para calcular el peso de las baterías, pero actualizando la energía específica a su nueva magnitud; y a continuación, dividiendo las masas de la Tabla 4.2 por estas cantidades. Para el 747-300, la eficiencia obtenida sería:

$$\eta_{turb} = \frac{4 \cdot 57030 \text{ N} \cdot 251,9 \text{ m/s} \cdot 1 \text{ h}}{11900 \text{ Wh/kg}} \cdot \frac{1}{13402,5 \text{ kg}} \cdot 100 = 36,03 \% \quad (4.2)$$

En la Tabla 4.3 se puede apreciar que la eficiencia media de las tres aeronaves está entorno a un 30 %, lo que equivaldría a una energía específica real del combustible de 3570 Wh/kg, que aun siendo todavía bastante superior a la de las baterías, la relación no es ya la de 47,6/1 que separaba ambas tecnologías. Esto ejemplifica el comentado bajo rendimiento general de los motores de combustión interna, de alrededor de un 40 % en el caso de los turbofan, con pérdidas tanto a la hora de quemar los carburantes como a la de utilizar los gases de escape para obtener empuje; al que hay que añadir la adversidad que supone la falta de oxígeno por la menor densidad del aire en la parte alta de la troposfera, que hace que el consumo aumente.

Como el rendimiento de los motores eléctricos es cercano a la unidad, y estos no se ven afectados por la falta de oxígeno, en tanto y en cuanto no producen la energía a través de una combustión, estos motores son candidatos perfectos para sustituir a los turbofan en condiciones de crucero. Sin embargo, esto dependerá de la posibilidad de poder desarrollar en el futuro un motor eléctrico –además de sus sistemas complementarios– con la potencia requerida para mover un 747 o un A380, sin perjuicio de aumentar la masa total de estos vehículos excesivamente.

A parte de todo esto, cabe recordar que la electrificación se ha planteado como alternativa a los aviones convencionales por la reducción drástica de emisiones que esta supondría. En consecuencia, en este ejemplo también se ha de analizar el impacto directo que tendría la misión que se está estudiando sobre el medio ambiente, subordinando la cantidad de CO_2 que se vaya a producir al tipo de energía utilizada por los motores. Si el empuje es generado a través de la quema de hidrocarburos, se estima que cada kg de combustible consumido supone 3,15 kg de dióxido de carbono [30]. Si es la electricidad la que impulsa a la aeronave, el volumen de CO_2 generado dependerá de la mezcla energética que se haya utilizado para la carga de las baterías. En el caso de que estas se cargaran en España, se emitirían 0,43 kg CO_2 /kWh. Operando con estos datos y con los consumos durante la misión, se obtienen los resultados de la Tabla 4.4.

	Convencional	Eléctrico	↓ [%]
BAe 146	9258,15	4746,72	48,73
Boeing 737-800	10136,4	6407,27	36,79
Boeing 747-300	42217,9	32830,10	22,24

Tabla 4.4: Emisiones de CO_2 asociadas a la misión (en kg)

En dicha Tabla, se puede comprobar que la reducción media de las emisiones de CO_2 ronda el 36 %, una mengua muy prometedora, sobretodo teniendo en cuenta que solo el 40 % de la demanda total de electricidad del país es satisfecha con energías renovables, demostrando que la electrificación tiene mucho recorrido en aras de una mayor sostenibilidad [31]. Aún así, estos valores hay que analizarlos con especial cautela, puesto que están calculados suponiendo una equivalencia a nivel tecnológico entre el avión convencional y el eléctrico actualmente inexistente.

De la misma manera, se podría analizar cuál sería el coste de la misión en términos energéticos, que puede verse para los tres aviones en sus dos configuraciones en la Tabla 4.5. Para calcularlo, se han tenido en cuenta tanto el precio del combustible para aviación: 0.4246 €/l en Europa (a día 14 de junio de 2019), como el precio medio neto en este continente de la electricidad para uso industrial: 0.069 €/kWh en el tercer trimestre de 2018, último dato del que se tiene registro [32], [33]. Asimismo, a este último se ha añadido la parte proporcional del precio de la

batería con la energía exacta para ejecutar esta misión en cada caso. Se ha asumido un coste de 180 €/kWh con un uso medio de 5000 horas, ambos valores relativamente conservadores.

	Convencional	Eléctrico
BAe 146	1552,16	1060,78
Boeing 737-800	1699,41	1431,88
Boeing 747-300	7077,99	7336,78

Tabla 4.5: Coste de la misión derivado directamente de la producción de energía (en €)

Como se puede apreciar en la Tabla 4.5, la propulsión eléctrica es más barata en cuanto a coste de la energía para los dos primeros aviones, siendo el único en el que es más cara aquel cuyos motores actuales tienen un menor consumo específico. Si se procede a desgranar los resultados, se observa que el cambio de tendencia en el abaratamiento en el 747-300 sólo se produce cuando se añaden las baterías, lo que demuestra que, en los motores actuales, la electricidad es más barata que el combustible para generar la misma energía. Partiendo de estas conclusiones, se puede afirmar que la batalla en lo económico entre ambos tipos de propulsión estará marcada por la evolución, en los próximos años, de tres aspectos: la eficiencia de los turborreactores, el coste específico de las baterías y la esperanza de vida de estas últimas. Si el citado coste continúa con la tendencia seguida en los últimos 10 años, con una importante bajada desde los 10000 €/kWh de 2010, y el ciclo de vida aumenta, la separación entre ambas tecnologías se hará más evidente.

En otro orden de cosas, si bien el mencionado salto tecnológico es clave para la implantación de la aviación eléctrica, se podrían abrir otras vías que la hicieran más fácil a corto plazo. Entre ellas estaría buscar otras formas –diferentes a las baterías– de almacenar la energía eléctrica, o incluso de producirla directamente en el avión. En este sentido, entrarían en juego las otras alternativas a los combustibles fósiles repasadas en el Capítulo 3, cuyas ventajas, en combinación con las propias de los motores eléctricos, darían lugar a una aviación mucho más sostenible. Esta nueva flota, aunque no completamente eléctrica, sino a base de conceptos híbridos y turboeléctricos, no supondría, en sus inicios, un gran avance en términos medio ambientales, pero sentaría las bases de la transición hacia la aviación eléctrica.

Capítulo 5

La transición hacia la aviación eléctrica

En el Apartado 4.3, a la hora de analizar la viabilidad de los aviones completamente eléctricos, se asumía que los sistemas eléctricos debían instalarse sobre la base de un avión convencional, es decir, sustituyendo los motores tipo turbofan por otros eléctricos y los carburantes por baterías en sus respectivos emplazamientos actuales. Este hecho estaba motivado por el intento de establecer una analogía entre el proceso de electrificación transcurrido en la última década en el sector del automóvil –en el que dicha sustitución inmediata sí ha ocurrido– y la transición que debería tener lugar para alcanzar aeronaves completamente eléctricas.

Esta tentativa, sin embargo, constituye un error bastante grave por diversos motivos. En primer lugar, las restricciones en el sector aeronáutico son mucho mayores que en los coches, particularmente en lo que a relación peso-potencia de los sistemas de a bordo se refiere. Mantener los diseños vigentes exige, por tanto, un salto tecnológico muy importante, evolución que es imposible alcanzar a corto plazo, como el propio ejemplo ha demostrado.

Por otra parte, cabe subrayar que esta se basa en la suposición de que, como ocurre en los vehículos de carretera, la inclusión de un motor eléctrico no tiene mayor transcendencia que la de aportar tracción a las ruedas de una manera más eficiente y menos contaminante. En el Apartado 4.2 se ha evidenciado que esta concepción no es cierta, por lo que al situar los motores eléctricos en la misma posición que los turboreactores –situación que ha sido perfilada durante décadas para adaptarse a las peculiaridades de estos últimos– se estarían desaprovechando las cualidades de los primeros, capacidades que les permitirían, por ejemplo, aumentar la eficiencia aerodinámica del avión, reduciendo los requisitos de potencia a la vez que esta se ve incrementada en motores y baterías, propiciando un encuentro en un plazo de tiempo más razonable entre las especificaciones necesarias para mover el avión y la tecnología capaz de satisfacerlas.

En este sentido, hay que añadir que el diseño de una aeronave a día de hoy cambia en función de si su impulsión la lleva a cabo un turbohélice o un turbofan, por lo que que exista una necesidad de promover modificaciones sobre el concepto usual de aeronave para permitir la implantación de un nuevo tipo de motor no debería entenderse como una novedad.

El hecho de asociar la llegada de la propulsión eléctrica a cambios en la concepción contemporánea de los aviones, llevando un paso más allá la integración entre los diferentes sistemas que los componen, pese a que pudiera acelerar el mencionado encuentro, también supondría supeditar, por otro lado, el futuro de la aviación eléctrica a largos procesos de certificación, en más de un frente, lo que podría tener el efecto contrario, ralentizando el proceso. Además, hay que tener en cuenta que todas estas modificaciones conllevarían repensar por completo la forma de realizar su mantenimiento, más allá de los sistemas eléctricos, añadiendo mucha incertidumbre en cuanto

a su operación. Por tanto, será necesario valorar, a la hora de plantear un nuevo tipo de avión, en que segmento pretende ubicarse, es decir, qué aviones pretende reemplazar, qué cambios va a introducir y cuando será su primer vuelo, para poder predecir cuál será su recorrido.

En dicha transición, por otra parte, serán protagonistas las configuraciones híbridas y turboeléctricas, que se explicarán a continuación, siendo las que permitirán poder emplazar motores eléctricos en aeronaves cada vez de mayor tamaño a medida que la tecnología vaya evolucionando.

5.1. Configuraciones híbridas y turboeléctricas

En el capítulo anterior, ha quedado patente que con las baterías disponibles a día de hoy no es posible construir aeronaves enteramente eléctricas de gran tamaño. Esta realidad obstaculiza el desarrollo de otras tecnologías relacionadas con la propulsión eléctrica, no pudiendo poner en práctica las ventajas de esta clase de motores frente a los de combustión interna. Para remediar esta situación, en los últimos años se han ideado otros conceptos de impulsión que combinan diferentes formas de almacenar y transformar energía, evitando que el peso de las baterías se convierta en un lastre para la consecución de una aviación más sostenible.

El primero de ellos es la **arquitectura turboeléctrica**, que no utiliza baterías para ninguna fase del vuelo. De entre las configuraciones que incluyen motores eléctricos, está es la más cercana a la aviación convencional, pues cuenta con un motor turboeje cuya energía cinética es transformada, a través de un generador, en energía eléctrica para alimentar dichos motores. Esta arquitectura tiene también una variante, parcialmente turboeléctrica, en la que el turboeje se sustituye por un turbofan, otorgándole la capacidad de producir al mismo tiempo empuje y energía eléctrica, lo que recuerda a los *More-Electric Aircraft*. En la Figura 5.1 se esquematiza el funcionamiento de ambas configuraciones. Respecto a estas, cabe destacar que tanto el turboeje como el turbofan consumen combustible, por lo que no contribuyen directamente a reducir el impacto climático de la aviación, aunque este no es su principal objetivo, sino que lo es dar cabida, a corto plazo, a disposiciones de motores como la propulsión distribuida, que pueden servir a la vez para reducir el consumo –por el aumento de eficiencia aerodinámica que suponen– y para acercar la posibilidad de la electrificación a aviones más grandes, sumando la alta potencia que requieren a base de la unión de fuerzas de motores más pequeños.

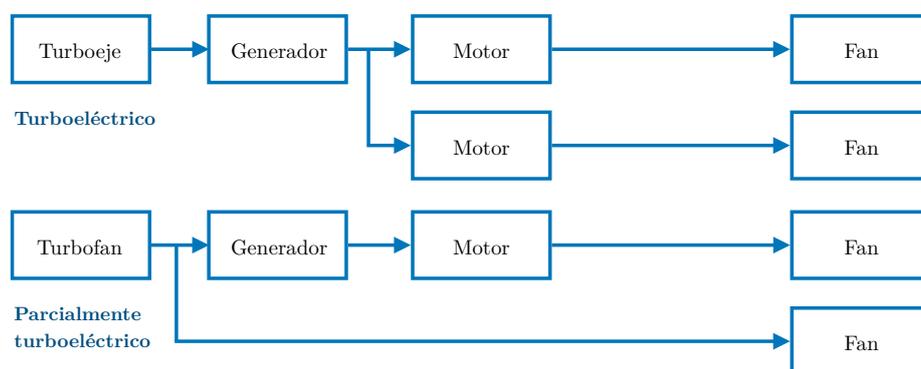


Figura 5.1: Esquemas de arquitectura turboeléctrica

En cuanto al segundo de los conceptos, este consistiría en una **arquitectura híbrida**, a mitad camino entre el avión turboeléctrico y el completamente eléctrico, utilizando tanto baterías como hidrocarburos para almacenar energía, y tanto motores turbofan como eléctricos para

convertir esta energía en empuje. La presencia o no de cada uno depende de la configuración híbrida elegida, entre las que existen dos principales: en paralelo y en serie, y una tercera, serie-paralelo, resultado de una composición de ambas.

La configuración *en paralelo* es la más simple de las tres. Se trata de una ligera modificación de la arquitectura propulsiva de un avión convencional, en la que coexisten sobre un mismo eje un motor eléctrico alimentado por baterías y un motor tipo turbofan, de manera que cualquiera de los dos es capaz de mover el *fan* en todo instante de tiempo. La configuración *en serie* es más parecida a la turboeléctrica pura. Dispone, como esta última, de un motor turboeje conectado a un generador para alimentar los motores eléctricos, que son su única forma de propulsión, aunque entre ambos se introduce ahora un sistema de baterías con bus eléctrico bidireccional, de manera que estas pueden proporcionar energía eléctrica a los motores o ser recargadas. Por último está el diseño *en serie-paralelo*, que tiene una alta complejidad, combinando todas las opciones de almacenamiento de energía y generación de empuje disponibles.

Los tres tipos coinciden en que, a corto plazo, los turborreactores serían los motores utilizados para la mayor parte de la misión, ya sea para producir energía eléctrica y/o trabajo mecánico, lo que tiene que ver con la baja energía específica actual de las baterías. Estas se usarían para complementar a los anteriores en fases del vuelo con mayor demanda de potencia como el despegue y el ascenso, o para sustituirlos completamente en algunos tramos del crucero.

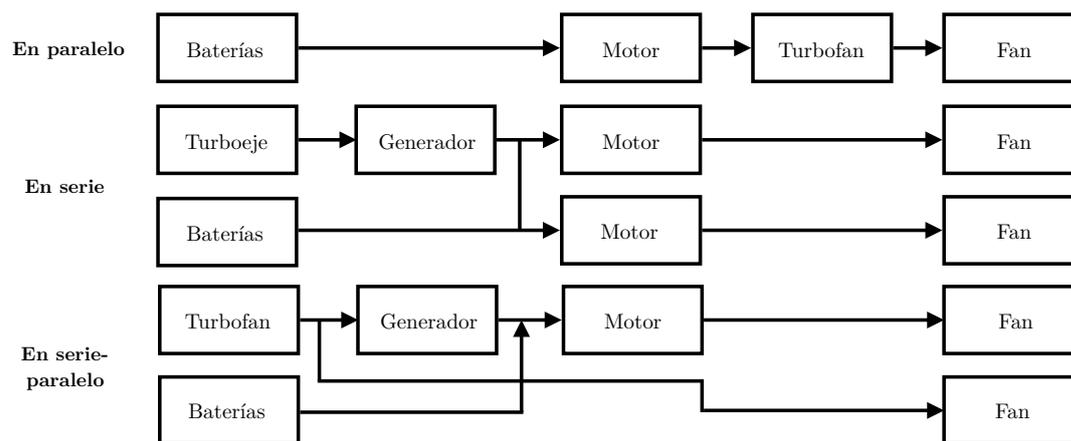


Figura 5.2: Esquemas de arquitecturas híbridas eléctricas

5.2. Proceso de transición

Conociendo las diferentes configuraciones de motores eléctricos, el estado del arte y las proyecciones de futuro en lo que a sistemas eléctricos se refiere, así como las implicaciones que tendría cada uno en el diseño y la operación diaria de las aeronaves, es necesario estudiar ahora cómo puede evolucionar la flota actual de aviones hacia la electrificación completa.

En la actualidad, a la hora de diseñar un avión, se tiene en cuenta la disponibilidad en el mercado de grupos motopropulsores que puedan ser capaces de moverlo, pues el diseño de un motor nuevo puede llegar a ser incluso más caro que el del propio vehículo. Esto hace que exista una cierta intercambiabilidad entre aviones, de tal manera que un mismo modelo de motor pueda ser utilizado por aeronaves de distintos fabricantes que compartan el mismo segmento.

El proceso de electrificación aeronáutica, sin embargo, no es compatible con este procedimiento, puesto que la principal limitación de esta transición es la indisponibilidad de motores y baterías adecuados. Esto supone, que a la hora de estudiar dicha transición, sea conveniente distinguir entre las fechas probables en las que está previsto que las diferentes tecnologías estén disponibles, y aquellas en las que aparecerán aviones que sean capaces de integrarlas.

Se empezará el análisis de este proceso con los **aviones regionales**, que por su menor consumo energético, están más cerca de poder ser alimentados por baterías. La configuración inicial más adecuada para estos sería una híbrida en serie, que aunque no es tan sencilla como la configuración en paralelo, es mucho más adaptable, y permite aprovechar las ventajas que ofrecen los motores eléctricos. En un principio, dispondrían de una baja proporción de energía procedente de las baterías, y a medida que fueran aumentando en capacidad, estas podrían ir sustituyendo al combustible, lo que propiciaría un ciclo de vida de las aeronaves más largo, que una vez terminado, permitiría, en el modelo posterior, a través de la retirada del motor turboeje, obtener un avión completamente eléctrico manteniendo el diseño planteado inicialmente.

Si bien es cierto que la aplicabilidad de los grupos motopropulsores eléctricos en aviones pequeños tiene más sentido desde el punto de vista de la disponibilidad tecnológica prevista a corto y medio plazo, cabe recordar que son los aviones de grandes dimensiones –de fuselaje estrecho y fuselaje ancho– los que aúnan más del 90% de las emisiones de gases contaminantes a la atmósfera, por lo que siendo la meta de la electrificación la reducción de dichas emisiones, el objetivo final de esta debería ser establecerse en este segmento.

En los **aviones de fuselaje estrecho**, en contraposición a los anteriores, la primera configuración debería ser una híbrida en paralelo. Esto se debe a que podría ser integrada fácilmente en aviones convencionales, sin introducir muchas modificaciones en los mismos, con motores menos potentes y baterías más pequeñas, empezando a contribuir en la mengua de las emisiones de gases a la atmósfera mientras se van probando otros conceptos.

Para dar pie a estos últimos, y no tener que prescindir de las baterías para volver a añadirlas en la siguiente iteración del diseño, se podría evolucionar hacia una configuración híbrida en serie, o incluso una en serie-paralelo. La elección entre ambas dependería del nuevo concepto que se quisiera incluir: si se tratara de propulsión distribuida, para que no coexistieran múltiples motores eléctricos con otros turbofan –lo que supondría mucho peso–, la mejor sería la primera; mientras que si se deseara ingerir la capa límite del fuselaje, lo sería la segunda, aportando el motor situado en la parte trasera parte del empuje y reduciendo a la vez la resistencia aerodinámica, siendo alimentado por las baterías y por la energía eléctrica obtenida mediante los generadores coaxiales con los motores turbofan. Para esta última, habría que estudiar si las baterías aportan o no la suficiente disminución del uso de energía para compensar la complejidad añadida por su presencia. Ambas, por otro lado, tendrían que venir acompañadas de cambios a nivel aerodinámico, para que se produjeran rebajas sustanciales de las emisiones.

Por último, en relación a los **aviones de fuselaje ancho**, debido a su elevada potencia, la primera oportunidad de integrar motores eléctricos vendría de la mano de una distribución de muchos de ellos en una configuración turboeléctrica pura. Dichos motores, a diferencia de las aeronaves de fuselaje estrecho, tendrían que ser obligatoriamente superconductores por su mayor tamaño, lo que retrasaría poder poner a prueba el avión hasta 2050, fecha en la que está prevista que estos estén disponibles. A esto se le añade que sería necesario un completo rediseño del avión para poder alcanzar objetivos considerables en cuanto a consumo de combustible. Alimentar únicamente con baterías estos aviones podría plantearse para finales de este siglo.

5.3. Otras propuestas

Tras haber analizado el estado del arte de la tecnología de baterías y repasado sus principales características y elementos a considerar, en este apartado se plantean algunas soluciones a los problemas más acuciantes de estos sistemas de almacenamiento energético, obstáculos que hay que salvar para hacer de éstas sustitutas viables de los carburantes.

5.3.1. Universalización

En primer lugar, su **universalización**. A día de hoy, no existe un formato común de batería, sino que cada fabricante decide el tamaño, potencia y capacidad de aquellas que produce para alimentar sus respectivos dispositivos o vehículos, ateniéndose a los mínimos de fiabilidad y seguridad establecidos por los entes reguladores. Esto dificulta su reemplazo, ya que en el caso de que, por alguna razón, dichos dispositivos sean descontinuados, sus respectivas baterías dejan de ser producidas, imposibilitando poder cambiarlas al no tener nada en común con el resto de las disponibles en el mercado. El gasto que esto conllevaría en una hipotética flota de aviones eléctricos sería imposible de afrontar, dada la importante inversión que supone la compra de una aeronave. La no estandarización es un hecho que también retrasa significativamente la adopción de mejoras tecnológicas, ya que estas deben adaptarse a los múltiples formatos existentes, y certificarse para cada una de las aplicaciones en las que se usen, especialmente si estas últimas son de elevada potencia o si pueden acarrear afecciones a la seguridad.

Puede parecer un poco prematuro aventurarse a estandarizar las baterías en el sector aeronáutico cuando estas no pueden ser todavía implementadas por lo embrionario de la aviación eléctrica, y estando todavía por ver cuál será la tecnología que finalmente se adopte para las aeronaves de mayor tamaño. No obstante, y tal y como ocurrió con las pilas secas tras la Primera Guerra Mundial, y posteriormente con las alcalinas a finales de los 60, es necesario proponer una serie de estándares que sienten las bases de un desarrollo ordenado que facilite la transición que se quiere acometer [34]. Por otro lado, no hay que olvidar que el queroseno es común a todos los aviones comerciales, independientemente de la aerolínea que los opere, del país en que aterricen o de los motores que monten, siendo esto lo que otorga a la aeronáutica su versatilidad.

Con todo esto, para que las baterías puedan rivalizar a nivel operacional con el combustible, su proceso de estandarización se debería emprender en varios frentes. En primer lugar, en sus características físicas. En este apartado entran tanto su dimensiones como el tipo de empaquetado que debe tener cada una. Atendiendo al tamaño del avión en que estas se monten y a la potencia de sus motores, se podrían establecer varios segmentos, con diferentes medidas. El caso de las pilas alcalinas es un claro ejemplo de las bondades de este modelo. Favorece el intercambio, pudiendo reemplazar las baterías una vez acabado su ciclo de vida por otras más nuevas, con mayor energía específica, sin tener que adaptarlas, aunque hayan sido desarrolladas para otros modelos de avión; y promueve el necesario salto tecnológico que se ha de producir para hacerlas factibles, facilitando la entrada a empresas con experiencia en su fabricación en otros sectores que quieran competir por mejorarlas con los principales actores del aeronáutico, posibilitando así una producción más rápida y en masa, abaratando los costes. Ayudaría igualmente a la certificación, estableciendo unas condiciones de empaquetado para aislamiento y ventilación únicas que maximizarían la seguridad para no volver a problemas pasados; y utilizando bancos de pruebas idénticos para cada segmento, evitando duplicidades. Por otro lado, estaría el sistema de carga. Todas deberían tener el mismo conector y cargarse a la misma tensión eléctrica. De esta manera, cualquier enchufe habilitado para ello en los aeropuertos serviría para cargarlas.

Todos estos estándares, por otra parte, no deberían permanecer inmóviles, sino que habrían

de ser revisados periódicamente para asegurar su vigencia. En este sentido, la OACI debería optar por formar un comité con fabricantes de baterías y aviones, operadores y expertos en el campo de la energía, que los redactaran en un inicio, y posteriormente se reunieran cada cierto número de años para actualizarlos a los avances que hayan tenido lugar en ese lapso de tiempo.

5.3.2. Métodos de carga

Otra de las incógnitas importantes es la forma en la que se debería abastecer de electricidad a las aeronaves eléctricas. Existen dos posibilidades a este respecto: la primera sería cargar las baterías instaladas en el avión conectándolas directamente a tomas de corriente, y la segunda, sería la retirada de las baterías, reemplazándolas por otras ya cargadas. Ambas tienen sus pros y sus contras, que se van a desarrollar a continuación. A la hora de valorarlas, hay que considerar cinco aspectos esenciales: velocidad de carga, diseño del avión y de las baterías, infraestructuras, mantenimiento y coste, siendo los dos primeros los más determinantes.

La rapidez de carga las baterías es el factor que permite dirimir si resulta conveniente o no hacerlo *in situ*. La tecnología para cargar rápidamente baterías de iones de litio ya existe en la actualidad para aplicaciones como dispositivos móviles o vehículos de carretera, por lo que el problema no reside en su desarrollo. El principal contratiempo al respecto consiste en tener que escalar dicha aptitud a la ingente capacidad de almacenamiento energético de los aviones, para lo que sería necesaria una gran cantidad de potencia. Esta potencia sólo podría ser transportada a través de líneas eléctricas soterradas bajo la plataforma, puesto que los generadores motorizados serían inviables a este nivel, teniendo en cuenta además que utilizan combustibles fósiles para generar electricidad, por lo que se perdería todo lo ganado en el terreno de las emisiones.

En aeropuertos grandes, dotar a cada sobre de una toma eléctrica supondría una gran inversión económica, tanto en instalación como en mantenimiento, y una demanda energética muy elevada que requeriría una planificación adecuada.

En lo referente al diseño del avión, el emplazamiento de las baterías en una zona de fácil acceso es indispensable si se quiere que estas sean extraídas en un corto periodo de tiempo y sin haber de desmontar la aeronave en exceso. Esto implica, necesariamente, su posicionamiento en las alas, con diversas ranuras para su retirada. Esta ubicación, como se ha comentado, a la par que accesible, podría estar ligada a una mayor simplicidad y rigidez de su estructura. La clave de la sustitución está también en las características físicas de las baterías, y en eso, la previamente desarrollada estandarización sería fundamental, asegurando formatos idénticos para que los operarios del aeropuerto puedan cambiarlas por otras sin complicaciones. Estos formatos tendrían que tener, por otra parte, un tamaño conveniente, ni demasiado pequeño, de manera que se tuvieran que sustituir un número muy elevado de ellas, tardándose demasiado tiempo, ni tampoco muy grande, puesto que debido a sus dimensiones se tendría que utilizar maquinaria pesada, poco recomendable alrededor de los aviones por si estos son golpeados.

Una vez sustituidas, las baterías se tendrían que llevar a unas instalaciones donde poder almacenarlas y cargarlas para su siguiente uso. Estos puntos del aeropuerto requerirían una potencia eléctrica muy elevada, como ocurría en el caso anterior, pero el hecho de que estuviera centralizada, y no distribuida a lo largo de toda la plataforma, tendría un coste menor, pudiendo ser además la carga más lenta por no necesitarse estas inmediatamente para el despegue, consiguiéndose rebajar las exigencias de potencia. Este coste sería contrarrestado, por otra parte, por el hecho de contar con un gran número de baterías en circulación, bastante mayor que el que se tendría si sólo existieran las montadas en la aeronave y aquellas en stock para los recambios durante el mantenimiento. En lo relativo a este último, a pesar de que su extracción constante

permitiría monitorizar mejor su estado, y de que al no estar usándose las mismas con tanta frecuencia, podría alargarse su ciclo de vida, someterlas a un trasiego diario de idas y venidas podría tener el efecto contrario, pudiendo dañarse con más facilidad.

Común a ambas opciones, como se ha visto, es la obligatoriedad de estudiar el impacto sobre la generación de electricidad que tendría una flota completamente eléctrica, y cómo esta producción debería acercarse a las instalaciones aeroportuarias. En esto último, AENA ha dado recientemente un primer paso, aprobando una inversión de 250 millones de euros para la instalación de paneles solares en el 40% de los aeropuertos que opera en España, aprovechando los vastos terrenos, normalmente infrautilizados, que rodean a los mismos. Esto le permitirá ahorrar en la factura de la luz, y asegurar que la energía utilizada proviene de fuentes sostenibles [35]. Siendo la emisión de un menor volumen de contaminantes la razón primordial de la electrificación, y necesitándose una gran cantidad de electricidad para las baterías, inversiones de este tipo serían indispensables, haciendo que los aeropuertos produjeran su propia energía, limpia, y más barata a largo plazo, que se añadiría a la comprada externamente para aumentar la potencia.

Capítulo 6

Conclusiones

En este apartado se plantean las conclusiones del estudio llevado a cabo en los capítulos anteriores de este Trabajo Fin de Grado.

Para comenzar, con respecto a la relación entre la aviación y el cambio climático:

- Las consecuencias del cambio climático sobre el medio ambiente están siendo devastadoras, estando previsto que evolucionen a peor en las próximas décadas.
- La contribución de la operación aérea al calentamiento global es menor a la de otros sectores, pero su rápido crecimiento supone un desequilibrio en el balance deseado de emisiones de gases contaminantes, incluso continuando con las mejoras previstas a nivel aerodinámico y en la eficiencia de los turborreactores, por lo que es necesario estudiar otras vías de mayor calado para revertir este proceso. Esto ha conllevado el análisis de nuevas formas de generar empuje que produzcan un menor volumen de GEIs por unidad de energía, planteando la sustitución de los hidrocarburos por otras fuentes más sostenibles.

Se han propuesto tres alternativas a los combustibles fósiles: los combustibles sostenibles en aviación, el hidrógeno y la electrificación de las plantas propulsoras. Las conclusiones extraídas respecto a estas son las siguientes:

- Los combustibles sostenibles tienen un gran potencial de reducción de emisiones, especialmente si para su obtención se usan residuos agrícolas y forestales o desechos orgánicos urbanos. Pueden aprovechar la red actual de distribución de combustible y utilizarse directamente en los motores contemporáneos. Sin embargo, su coste es varias veces superior al del queroseno y su producción a gran escala conllevaría el desplazamiento de otros cultivos.
- El hidrógeno es uno de los elementos más abundantes del planeta y genera 2,8 veces más energía por unidad de masa que los carburantes habituales, sin producir emisión alguna de gases contaminantes a la atmósfera. No obstante, provoca un aumento de las estelas de los aviones y tiene poca densidad energética, necesitando para ocupar un menor volumen estar a temperaturas muy bajas, implicando pesados sistemas de criogenia.
- La inclusión de motores eléctricos como forma de propulsión y de baterías para el almacenamiento energético evita la quema de combustibles, suprimiendo el impacto directo de las aeronaves sobre el medio ambiente, aunque su contribución final al cambio climático

depende de la mezcla energética que se use para la recarga. Pese a que plantea un cambio de paradigma en el diseño de los aviones, ofrece, además de lo anterior, la posibilidad de aumentar la eficiencia de la propulsión y de reducir a la vez el ruido en vuelo, por lo que se ha decidido estudiar esta alternativa en profundidad.

En lo referente a las características que tendría un avión eléctrico, cuáles serían los sistemas que este necesitaría y los retos a los que se enfrentaría, se ha concluido que:

- El estado del arte de las baterías es muy precario, con una energía específica ínfima en comparación con el queroseno. Está previsto que este parámetro evolucione a un ritmo elevado en las próximas décadas, aunque para ello se necesitarán nuevas técnicas en el campo de la electroquímica, con sus respectivos inconvenientes.
- El futuro uso de baterías en aviones comerciales estará limitado por su potencia específica, su velocidad de carga y descarga, por mejoras en los apartados de seguridad y fiabilidad, y por la disponibilidad de materias primas para su fabricación.
- Asimismo, su empleo introducirá cierta incertidumbre en las operaciones, puesto que cada una de las celdas que las componen se degradan de manera diferente –lo que hace más difícil programar el mantenimiento–, su capacidad disminuye con cada ciclo de vuelo y la máxima potencia que son capaces de aportar depende de su nivel de carga.
- Por otro lado, debido a que estas no cambian de peso al vaciarse, habrá que reforzar el tren de aterrizaje y el pavimento de las pistas, y aumentará el consumo de energía y el ruido estructural en la parte final de la misión. Esto permitirá, por otra parte, rediseñar el ala, con una estructura más simple, y aumentar la estabilidad en vuelo.
- En cuanto a los motores eléctricos, estos son más eficientes que los turborreactores a la hora de transformar energía. Su rendimiento no depende de la altura de vuelo, son menos ruidosos y más sencillos –facilitando su escalabilidad–, y su control es instantáneo a través de señales eléctricas.
- Estas aptitudes permiten utilizar nuevas configuraciones de las plantas propulsoras en pos de una mayor integración entre la aerodinámica y la generación de empuje, aumentando el coeficiente de sustentación, reduciendo la resistencia aerodinámica o incluso menguando las superficies de control, mediante la propulsión distribuida, la ingestión de capa límite y el posicionamiento de motores en punta de ala respectivamente.
- Los únicos motores eléctricos certificados hasta la fecha para el sector aeronáutico sólo pueden propulsar aviones ligeros. Para poder conseguir aviones completamente eléctricos de gran tamaño serán necesarios motores superconductores, con una potencia específica muy elevada para contrarrestar el peso de los sistemas de distribución y de las baterías.

Finalmente, las conclusiones en relación a la viabilidad a corto plazo de un avión completamente eléctrico y a cómo debería ejecutarse la transición hacia el mismo son:

- En términos de generación de empuje, a día de hoy, un avión completamente eléctrico conllevaría un menor coste y una reducción significativa de las emisiones, aún teniendo en cuenta el precio de las baterías y la gran proporción de combustibles fósiles en la mezcla energética para la producción de electricidad. Con todo y con esto, a corto plazo, todavía no son viables en la aviación regular, pues la baja energía específica de las baterías

resulta un escollo insalvable, necesitando un peso de un orden de magnitud superior al del combustible para almacenar la misma energía, no siendo, por otra parte, esta diferencia tan grande por verse compensada con el mayor rendimiento de los motores eléctricos.

- Para sortear la dependencia del salto tecnológico, los aviones tendrían que ser diseñados aprovechando las capacidades de los motores eléctricos, e integrando otras formas de almacenamiento de energía en combinación con las baterías. Para ello, se deberían usar configuraciones híbridas y turboeléctricas, la elección entre las cuales dependerá de los requisitos de potencia del avión y de las modificaciones sobre su diseño que se pretendan introducir.
- La estandarización de las baterías y la elección de un método apropiado de carga facilitarían el proceso de transición, reduciendo su impacto, en particular en las infraestructuras.

Bibliografía

- [1] Acciona, *El cambio climático*, 2018. dirección: <https://www.acciona.com/es/cambio-climatico/>.
- [2] Intergovernmental Panel on Climate Change (IPCC), «Special Report on the Impacts of Global Warming of 1.5°C: Summary for Policy Makers», World Meteorological Organization, 2018, ISBN: 978-92-9169-151-7.
- [3] Airbus Commercial Aircraft, «Airbus Global Market Forecast 2018-2037», 2018. dirección: <https://www.airbus.com/aircraft/market/global-market-forecast.html>.
- [4] A. W. Schäfer, S. R. H. Barrett, D. Khan, L. M. Dray, A. R. Gnadt, R. Self, A. O’Sullivan, A. P. Synodinos y A. J. Torija, «Technological, economic and environmental prospects of all-electric aircraft», *Nature Energy Journal*, vol. 104, págs. 160-166, 2019. DOI: 10.1038/s41560-018-0294-x.
- [5] L. Bock y U. Burkhardt, «Contrail cirrus radiative forcing for future air traffic», *Atmospheric Chemistry and Physics*, vol. 19, n.º 12, págs. 8163-8174, 2019. DOI: 10.5194/acp-19-8163-2019. dirección: <https://www.atmos-chem-phys.net/19/8163/2019/>.
- [6] Agencia Europea de Seguridad Aérea (EASA), en colaboración con la Agencia Europea de Medioambiente (EEA) y EUROCONTROL, «Informe Medioambiental de la Aviación Europea», 2019. DOI: 10.2822/309946.
- [7] International Council on Clean Transportation (ICCT), «Policy Update: International Civil Aviation Organization’s CO2 Standard for new aircraft», 2017. dirección: <https://www.theicct.org/publications/international-civil-aviation-organization-co2-standard-new-aircraft>.
- [8] EUROCONTROL, «European Aviation in 2040: Challenges of Growth», 2018. dirección: <https://www.eurocontrol.int/articles/challenges-growth>.
- [9] Business Aviation Coalition for Sustainable Alternative Jet Fuel, *Business Aviation Guide to the Use of Sustainable Alternative Jet Fuel (SAJF)*, 2018. dirección: <https://www.futureofsustainablefuel.com/about-sajf>.
- [10] IRENA, «Biofuels for Aviation: Technology Brief», International Renewable Energy Agency, Abu Dhabi, 2017, ISBN: 978-92-95111-02-8.
- [11] National Academies of Sciences, Engineering, and Medicine, «Commercial Aircraft Propulsion and Energy Systems Research: Reducing Global Carbon Emissions», The National Academies Press. Washington, DC, 2016. DOI: 10.17226/23490.
- [12] Airbus Deutschland GmbH, «Liquid Hydrogen Fuelled Aircraft – System Analysis», Final Technical Report, project CRYOPLANE, 2003.

- [13] B. Khandelwal, A. Karakurt, P. R. Sekaran, V. Sethi y R. Singh, «Hydrogen powered aircraft: The future of air transport», *Progress in Aerospace Sciences*, vol. 60, págs. 45-59, 2013. DOI: 10.1016/j.paerosci.2012.12.002.
- [14] T. Kadyk, C. Winnefeld, R. Hanke-Rauschenbach y K. Ulrike, «Analysis and Design of Fuel Cell Systems for Aviation», *Energies*, vol. 11, 2018. DOI: 10.3390/en11020375.
- [15] G. Renouard-Vallet, M. Saballus, P. Schumann, J. Kallo, K. A. Friedrich y H. Müller-Steinhagen, «Fuel cells for civil aircraft application: On-board production of power, water and inert gas», *Chemical Engineering Research and Design*, vol. 90, págs. 3-10, 2011. DOI: 10.1016/j.cherd.2011.07.016.
- [16] R. Thomson, M. Nazukin, N. Sachdeva y N. Martínez, «Aircraft Electric Propulsion - The Next Chapter of Aviation?», *Roland Berger think:act series*, 2017. dirección: <https://www.rolandberger.com/en/Insights/Global-Topics/Electric-Propulsion/>.
- [17] V. Macián Martínez, B. Tormos Martínez y P. C. Olmeda González, *Fundamentos de ingeniería del mantenimiento*, Universitat Politècnica de València, Departamento de Máquinas y Motores Térmicos, ed. Editorial UPV, 2003.
- [18] T. Placke, R. Kloepsch, S. Dühnen y M. Winter, «Lithium ion, lithium metal, and alternative rechargeable battery technologies: the odyssey for high energy density», *Journal of Solid State Electrochemistry*, vol. 21, págs. 1939-1964, 2017. DOI: 10.1007/s10008-017-3610-7.
- [19] P. G. Bruce, S. A. Freunberger, L. J. Hardwick y J.-M. Tarascon, «Li-O₂ and Li-S batteries with high energy storage», *Nature Materials Journal*, vol. 11, págs. 19-29, 2012. DOI: 10.1038/NMAT3191.
- [20] A. R. Gnadl, R. L. Speth, J. S. Sabnis y S. R. H. Barrett, «Technical and environmental assessment of all-electric 180-passenger commercial aircraft», *Progress in Aerospace Sciences*, vol. 105, págs. 1-30, 2019. DOI: 10.1016/j.paerosci.2018.11.002.
- [21] Siemens, «Aerobatic Airplane “Extra 330LE” with world-record electric motor from Siemens», 2016. dirección: <https://www.siemens.com/press/pool/de/events/2016/corporate/2016-12-innovation/inno2016-aerobatic-airplane-e.pdf>.
- [22] R. H. Jansen, C. Bowman, A. Jankovsky, R. Dyson y J. Felder, «Overview of NASA Electrified Aircraft Propulsion Research for Large Subsonic Transports», NASA Glenn Research Center, Cleveland, Ohio, 2017.
- [23] EMRAX, *EMRAX 268: Technical Data Table*. dirección: https://emrax.com/wp-content/uploads/2017/01/emrax_268_technical_data_4.5.pdf.
- [24] C. A. Luongo, P. J. Masson, T. Nam, D. Mavris, H. D. Kim, G. V. Brown, M. Waters y D. Hall, «Next Generation More-Electric Aircraft: A Potential Application for HTS Superconductors», *Applied Superconductivity, IEEE Transactions on*, vol. 19, págs. 1055-1068, jul. de 2009. DOI: 10.1109/TASC.2009.2019021.
- [25] S. C. Asbury y J. A. Yetter, «Static Performance of Six Innovative Thrust Reverser Concepts for Subsonic Transport Applications», National Aeronautics and Space Administration, Langley Research Center, Hampton, Virginia, jul. de 2000. dirección: <https://ntrs.nasa.gov/archive/nasa/casi.ntrs.nasa.gov/20000112934.pdf>.
- [26] National Aeronautics and Space Administration, *Hybrid Wing Body Goes Hybrid*, 14 de feb. de 2013. dirección: <https://www.nasa.gov/content/hybrid-wing-body-goes-hybrid> (visitado 05-07-2019).

- [27] A. Media, *Airbus, Rolls-Royce y Siemens se unen para el futuro eléctrico*, 2017. dirección: <https://www.airbus.com/newsroom/press-releases/es/2017/11/airbus--rolls-royce--and-siemens-team-up-for-electric-future-par.html>.
- [28] N. Maier, *Jet Engine Specification Database: Civil Turbojet/Turbofan Specifications*. dirección: <http://www.jet-engine.net/civtfspec.html>.
- [29] Wikipedia, *British Aerospace 146, Specifications*. dirección: https://en.wikipedia.org/wiki/British_Aerospace_146#Specifications.
- [30] VerifAvia, *Greenhouse gas emissions verification. How are aircraft CO₂ emissions calculated?* Dirección: <https://www.verifavia.com/greenhouse-gas-verification/fq-how-are-aircraft-co2-emissions-calculated-11.php>.
- [31] Red Eléctrica de España, «Avance del Informe del sistema eléctrico español 2018», 2019. dirección: https://www.ree.es/sites/default/files/11_PUBLICACIONES/Documentos/InformesSistemaElectrico/2019/Avance_ISE_2018.pdf.
- [32] International Air Transport Association, *Jet Fuel Price Monitor*, 2019. dirección: <https://www.iata.org/publications/economics/fuel-monitor/Pages/index.aspx>.
- [33] Ministerio de Industria, Comercio y Turismo, *Precio neto de la electricidad para uso doméstico y uso industrial*, 2018. dirección: https://www.mincotur.gob.es/es-es/IndicadoresyEstadisticas/BoletinEstadistico/IV.%20Energ%C3%ADa%20y%20emisiones/IV_12.pdf.
- [34] Accredited Standards Committee C18 on Portable Cells and Batteries, «A Brief History of the Standardization of Portable Cells and Batteries in the United States», American National Standards Institute (ANSI), 2002.
- [35] M. Á. Noceda, «Aena instalará paneles solares en sus aeropuertos para ahorrar el 70 % de la factura eléctrica», *El País*, 1 de mar. de 2019. dirección: https://elpais.com/economia/2019/02/28/actualidad/1551377279_558936.html (visitado 02-07-2019).

Documento II

Presupuesto

Capítulo 7

Presupuesto

El presente documento recoge y desglosa los diferentes gastos en los que se ha incurrido durante la realización de este Trabajo Fin de Grado. Para su cálculo, se ha tenido en cuenta el cómputo de horas empleadas por cada una de las personas que han intervenido en su desarrollo, así como el valor monetario de los recursos que han sido necesarios para llevarlo a cabo.

La inversión en **capital humano** se calcula conociendo las horas invertidas en el proyecto y considerando la categoría de las figuras que han participado en el mismo. En este caso son dos:

- Profesor titular de universidad, tutor de este trabajo, cuya retribución es de 16,60 €/h¹.
- Ingeniero de grado, autor del proyecto, cuya retribución es de 10 €/h.

Los costes en este apartado se clasifican según su asociación a cada una de las cuatro fases que ha atravesado la consecución de este proyecto, como se puede ver en la Tabla 7.1.

Cantidad [h]	Concepto	Coste/ud. [€/h]	Importe [€]
50	Planteamiento del trabajo y revisión bibliográfica	10	500
65	Análisis de la información	10	650
75	Cálculos y desarrollo de propuestas	10	750
90	Elaboración de la memoria y preparación de la defensa	10	900
20	Seguimiento del trabajo		
	Ingeniero graduado	10	200
	Profesor titular	16,60	332
Total			3332

Tabla 7.1: Presupuesto relativo a las retribuciones de los trabajadores

¹Considerando el sueldo mensual del puesto facilitado por la Unidad de Retribuciones del Servicio de Recursos Humanos de la Universitat Politècnica de València, con una jornada laboral de 8 horas.

Por otro lado, para cuantificar la **inversión en recursos**, tanto materiales como informáticos, se ha tenido en cuenta el coste de las licencias de software y aquel de la amortización del hardware durante el periodo de tiempo que se ha hecho uso de este.

Los programas que se han utilizado son:

- Para la redacción de la memoria: Overleaf, editor en línea de código \LaTeX , tratándose este último de software libre, por tanto de coste nulo.
- Para el montaje de la presentación de diapositivas: Microsoft® PowerPoint, cuya licencia es gratuita para la comunidad universitaria.
- Para la realización de cálculos y gráficas: Wolfram Mathematica® y MATLAB®, ambos también con licencia gratuita para la comunidad universitaria.

En lo que respecta al hardware, se ha empleado un ordenador portátil personal para todas las fases del proyecto anteriormente mencionadas, cuyo propietario es el autor del trabajo. El coste que este ha supuesto en el proyecto se puede ver desglosado en la Tabla 7.2, habiendo añadido a este también el coste del material de oficina empleado.

Concepto	Coste equipo	P. amort.	P. usado	Importe
Ordenador portátil	2800€	4 años	3 meses	175€
Material de oficina	–	–	–	20€
Total				195€

Tabla 7.2: Presupuesto relativo al material utilizado

Para obtener el **coste global** del proyecto, basta con sumar los totales individuales de cada una de las inversiones, tanto los debidos a la actividad de los trabajadores como el correspondiente a los recursos utilizados durante el proyecto.

Concepto	Importe [€]
Retribuciones	3332
Recursos	195
Presupuesto bruto	3527
IVA (21 %)	740,67
Total	4267,67

Tabla 7.3: Presupuesto total del proyecto

Por tanto, el presupuesto total del presente Trabajo Fin de Grado asciende a:

Cuatro mil doscientos sesenta y siete euros con sesenta y siete céntimos