



universidad
de león



Escuela de Ingenierías Industrial, Informática y Aeroespacial

MÁSTER EN INGENIERÍA AERONÁUTICA

Trabajo de Fin de Máster

ANÁLISIS DEL CICLO DE VIDA DE VEHÍCULOS EVTOL EN
SISTEMAS INSULARES

LIFE CYCLE ASSESSMENT OF EVTOL VEHICLES IN
ISLAND SYSTEMS

Autor: Dánae Arcauz Durán
Tutor: David Borge Diez
Co-Tutor: Néstor Velaz Acera

(Julio, 2022)



UNIVERSIDAD DE LEÓN
Escuela de Ingenierías Industrial, Informática y
Aeroespacial

MÁSTER EN INGENIERÍA AERONÁUTICA
Trabajo de Fin de Máster

ALUMNO: Dánae Arcauz Durán

TUTOR: David Borge Diez / Néstor Velaz Acera

TÍTULO: Análisis del ciclo de vida de vehículos eVTOL en sistemas insulares.

TITLE: Life cycle assessment of eVTOL vehicles in island systems.

CONVOCATORIA: Julio, 2022

RESUMEN:

La creciente preocupación en cuanto al calentamiento global pone de manifiesto la necesidad de desarrollar soluciones que reduzcan las emisiones asociadas al transporte convencional. En lo que al sector aéreo respecta, la Movilidad Aérea Urbana y Regional, así como los vehículos eVTOL, son las soluciones propuestas para descongestionar las áreas urbanas y sustituir a los medios de transporte de combustión interna que operan en estos ámbitos. Los vehículos eVTOL se conciben como aeronaves alimentadas por baterías o bien, que emplean hidrógeno como combustible. A diferencia de las baterías, próximas a su máxima madurez, el sector del hidrógeno se encuentra en pleno desarrollo, vislumbrándose como una tecnología de gran rendimiento energético y muy atractiva de cara al futuro cercano. Los vehículos eVTOL han demostrado aportar ventajas adicionales a las medioambientales, especialmente en sistemas insulares y en particular en el archipiélago Canario, donde la orografía y el tiempo invertido en los desplazamientos son variables a tener en cuenta. Por otra parte, en estos sistemas, el *mix* energético con el que la electricidad es producida presenta por lo general una mayor contribución renovable, lo que supone un menor impacto medioambiental en la generación y en el consumo eléctrico. De hecho, se estima que a lo largo de la vida útil de estas aeronaves y en base a un perfil de misión de vuelo general, la propulsión eléctrica permite reducir las emisiones de CO₂ equivalente hasta en un 53% en el ámbito intra-insular en comparación con los medios de transporte convencionales mientras que, para desplazamientos entre islas, las emisiones se ven reducidas hasta en un 45%. Estos resultados constatan la importancia de reducir el consumo de combustibles fósiles e invertir en el aprovechamiento de las energías renovables con el fin de mejorar la calidad de vida de las generaciones futuras.

ABSTRACT:

The growing concern about global warming highlights the need to develop solutions to reduce emissions associated with conventional transport. As far as the air industry is concerned, Urban and Regional Air Mobility and eVTOL



vehicles are the solutions proposed to decongest urban areas and replace the internal combustion vehicles operating in these areas. eVTOL vehicles are conceived as battery-powered or hydrogen-fueled aircrafts. In contrast to batteries, which are nearing their maturity, the hydrogen sector is in full swing and is emerging as a highly energy-efficient and attractive technology for the near future. The eVTOL vehicles have shown to provide additional advantages to the environmental ones, especially in insular systems and particularly in the Canary Islands, where the orography and the time invested in the displacements are variables to take into account. On the other hand, in these systems, the energy mix with which electricity is produced generally presents a greater renewable contribution, which means a lower environmental impact in the generation and consumption of electricity. In fact, it is estimated that over the lifetime of these aircraft and based on a general flight mission profile, electric propulsion reduces CO₂ equivalent emissions by up to 53% in the intra-island areas compared to conventional means of transport, while for inter-island travelling, emissions are reduced by up to 45%. These results confirm the importance of reducing the consumption of fossil fuels and investing in the use of renewable energies in order to improve the quality of life of future generations.

Palabras clave: eVTOL, fuel cell, batería, LCA, factor de emisión, huella de carbono, huella hídrica.

Firma del alumno:

VºBº Tutor/es:



Índice de contenidos

Índice de contenidos	4
Índice de figuras	6
Índice de tablas	9
Abreviaturas	12
Glosario de símbolos	13
Introducción	14
Objetivos.....	16
1. Estado del arte	18
1.1. BATERÍAS	18
1.1.1. Baterías de plomo ácido	19
1.1.2. Baterías de hidruro metálico de níquel	20
1.1.3. Baterías de Ion-Litio	22
1.2. PILAS DE COMBUSTIBLE.....	25
1.2.1. Celdas de combustible alcalinas	27
1.2.2. Celdas de combustible de óxido sólido	28
1.2.3. Celdas de combustible de membrana electrolítica	29
1.2.4. Celdas de combustible de metanol directo	31
1.3. CONFIGURACIONES EVTOL	32
2. Metodología.....	40
2.1. ANÁLISIS DEL CICLO DE VIDA	40
2.1.1. Objetivo y alcance.....	42
2.1.2. Análisis de inventario.....	43
2.2. PERFIL DE LA MISIÓN.....	47
2.3. REQUERIMIENTOS DE LA AERONAVE	53
2.3.1. Taxi	54
2.3.2. Despegue y aterrizaje	54
2.3.3. Transición a la fase de ascenso	55
2.3.4. Ascenso	59
2.3.5. Crucero	61
2.3.6. Descenso	62
2.3.7. Transición desde la fase de descenso	63



2.4. DESARROLLO DEL <i>MIX</i> ENERGÉTICO	66
3. Resultados	81
3.1. PERFIL DE POTENCIA Y DEMANDA ENERGÉTICA	81
3.2. IMPACTO MEDIOAMBIENTAL.....	87
3.3. OBTENCIÓN DE HIDRÓGENO MEDIANTE REFORMADO.....	107
Conclusiones.....	112
Trabajos futuros	115
Bibliografía.....	116

Índice de figuras

Figura 1.1. Esquema del proceso de carga de una batería de plomo ácido [6]... 19	19
Figura 1.2. Esquema del proceso de carga de una batería NiMH [6].21	21
Figura 1.3. Esquema del proceso de carga de una batería de Ion-Litio [6].23	23
Figura 1.4. Esquema de funcionamiento de una AFC [11].27	27
Figura 1.5. Esquema de funcionamiento de una SOFC [11].....28	28
Figura 1.6. Esquema de funcionamiento de una PEMFC [11].29	29
Figura 1.7. Esquema de funcionamiento de una DMFC [11].31	31
Figura 1.8. Esquema de las configuraciones eVTOL principales [15].33	33
Figura 1.9. Aeronave Lilium Jet [16][14].34	34
Figura 1.10. Recorrido del flujo de aire en torno al ala y los motores [17].35	35
Figura 1.11. Aeronave Wisk Aero Cora [16].36	36
Figura 1.12. Aeronave EHang 116 [16].37	37
Figura 2.1. Etapas presentes en un Análisis del Ciclo de Vida (LCA) [24].41	41
Figura 2.2. Energía necesaria para la compresión según la presión objetivo [32].46	46
Figura 2.3. Ejemplo de General Mission Profile (GMP) [26].48	48
Figura 2.4. Archipiélago canario. Elaboración propia.49	49
Figura 2.5. Mar de nubes sobre la isla de La Palma [37].52	52
Figura 2.6. Potencia requerida para el Wisk Aero Cora en la transición-ascenso. Elaboración propia.....58	58
Figura 2.7. Potencia requerida para el Lilium Jet en la transición-ascenso. Elaboración propia.....59	59
Figura 2.8. Potencia requerida para el Wisk Aero Cora en la transición-descenso. Elaboración propia.....65	65
Figura 2.9. Potencia requerida para el Lilium Jet en la transición-descenso. Elaboración propia.....66	66
Figura 2.10. Programa de generación y demanda eléctrica correspondiente al 25 de mayo de 2022 en el sistema eléctrico canario conjunto [46].68	68
Figura 2.11. Mix energético en el sistema eléctrico de Gran Canaria. Elaboración propia.....71	71



Figura 2.12. Mix energético en el sistema eléctrico de Tenerife. Elaboración propia.....	71
Figura 2.13. Mix energético en el sistema eléctrico de Fuerteventura-Lanzarote. Elaboración propia.....	72
Figura 2.14. Mix energético en el sistema eléctrico de La Palma. Elaboración propia.....	72
Figura 2.15. Figura 4.10. Mix energético en el sistema eléctrico de El Hierro. Elaboración propia.....	73
Figura 2.16. Mix energético en el sistema eléctrico de La Gomera. Elaboración propia.....	73
Figura 3.1. Perfil de potencia del Lilium Jet para un trayecto Tenerife - Gran Canaria. Elaboración propia.	82
Figura 3.2. Perfil de potencia del Wisk Aero Cora para un trayecto Tenerife - Gran Canaria. Elaboración propia.	82
Figura 3.3. Perfil de potencia del EHang 116 para un crucero de 10 km. Elaboración propia.....	84
Figura 3.4. Impacto del escenario mixto E3 en el sistema eléctrico de Tenerife según un modelo controlado. Elaboración propia.....	89
Figura 3.5. Impacto del escenario mixto E3 en el sistema eléctrico de Tenerife según un modelo aerotaxi. Elaboración propia.....	89
Figura 3.6. Impacto del escenario mixto E3 en el sistema eléctrico de Tenerife según un modelo aerotaxi. Elaboración propia.....	90
Figura 3.7. Factor de emisión del EHang 116 para un crucero de 10 km con un modelo de negocio controlado (superior), aerotaxi (centro) y de uso privado (inferior). Elaboración propia.....	92
Figura 3.8. Factor de emisión del EHang 116 para un crucero de 20 km con un modelo de negocio controlado (superior), aerotaxi (centro) y de uso privado (inferior). Elaboración propia.	95
Figura 3.9. Factor de emisión del EHang 116 para un crucero de 30 km con un modelo de negocio controlado (superior), aerotaxi (centro) y de uso privado (inferior). Elaboración propia.	96



Figura 3.10. Factor de emisión según el sistema eléctrico para el Wisk Aero Cora (superior) y el Lilium Jet (inferior) con un modelo de negocio controlado. Elaboración propia.....	98
Figura 3.11. Factor de emisión según el sistema eléctrico para el Wisk Aero Cora (superior) y el Lilium Jet (inferior) con un modelo de negocio aerotaxi. Elaboración propia.....	100
Figura 3.12. Factores de emisión del Lilium Jet para la ruta Gran Canaria - Fuerteventura. Elaboración propia.....	101

Índice de tablas

Tabla 1.1. Voltajes característicos de una batería Ion-Litio según el material del cátodo y del ánodo [4].	23
Tabla 1.2. Especificaciones del Lilium Jet [17].	34
Tabla 1.3. Especificaciones del Wisk Aero Cora.	36
Tabla 1.4. Especificaciones del EHang 116 [16].	38
Tabla 2.1. Factores de emisión para las etapas de fabricación y reciclaje de las baterías Ion-Litio [29].	44
Tabla 2.2. Factores de emisión para las etapas de fabricación y reciclaje de las PEMFC [30].	45
Tabla 2.3. Edificios más altos de las Islas Canarias [36].	50
Tabla 2.4. Características de una misión GMP interinsular. Elaboración propia.	53
Tabla 2.5. Características de una misión GMP intrainular. Elaboración propia.	53
Tabla 2.6. Potencia ideal para el vuelo sostenido según cada modelo de estudio.	55
Tabla 2.7. Fase de transición-ascenso del Wisk Aero Cora. Elaboración propia.	57
Tabla 2.8. Fase de transición-ascenso del Lilium Jet. Elaboración propia.	58
Tabla 2.9. Fase de transición-descenso del Wisk Aero Cora. Elaboración propia.	64
Tabla 2.10. Fase de transición-descenso del Lilium Jet. Elaboración propia.	65
Tabla 2.11. Potencia instalada de cada fuente de generación para cada sistema eléctrico canario [48].	69
Tabla 2.12. Poder calorífico inferior de los combustibles empleados en el archipiélago canario [50].	75
Tabla 2.13. Coeficientes para el cálculo de emisiones según la unidad de generación [50].	76
Tabla 2.14. Turismos matriculados en cada isla del archipiélago canario [51].	77
Tabla 2.15. Número de vehículos por isla según escenario para el EHang 116. Elaboración propia.	77
Tabla 2.16. Tráfico marítimo medio diario de pasajeros por ruta de interés en el archipiélago canario.	78



Tabla 2.17. Número de vehículos por ruta interinsular según escenario para el Wisk Aero Cora. Elaboración propia.....	79
Tabla 2.18. Número de vehículos por ruta interinsular según escenario para el Lilium Jet. Elaboración propia.	79
Tabla 3.1. Demanda energética del Wisk Aero Cora para un trayecto Tenerife - Gran Canaria. Elaboración propia.	83
Tabla 3.2. Demanda energética del Lilium Jet para un trayecto Tenerife - Gran Canaria. Elaboración propia.	83
Tabla 3.3. Energía asociada a las diferentes rutas interinsulares para el Wisk Aero Cora. Elaboración propia.	84
Tabla 3.4. Energía asociada a las diferentes rutas interinsulares para el Lilium Jet. Elaboración propia.	84
Tabla 3.5. Demanda energética del EHang 116 para un crucero de 10 km. Elaboración propia.....	85
Tabla 3.6. Energía asociada a las diferentes rutas intrainsulares del EHang 116. Elaboración propia.....	85
Tabla 3.7. Energía asociada al Wisk Aero Cora según la misión de vuelo. Elaboración propia.....	86
Tabla 3.8. Energía asociada al Lilium Jet según la misión de vuelo. Elaboración propia.....	86
Tabla 3.9. Energía asociada al EHang 116 según la misión de vuelo. Elaboración propia.....	86
Tabla 3.10. Huella hídrica y consumo energético del Wisk Aero Cora según la misión de vuelo. Elaboración propia.	87
Tabla 3.11. Huella hídrica y consumo energético del Lilium Jet según la misión de vuelo. Elaboración propia.....	88
Tabla 3.12. Huella hídrica y consumo energético del EHang 116 según la misión de vuelo. Elaboración propia.....	88
Tabla 3.13. Emisiones de CO ₂ para el EHang 116 tras una misión de 10 km de crucero. Elaboración propia.	90
Tabla 3.14. Emisiones de CO ₂ para el EHang 116 tras una misión de 20 km de crucero. Elaboración propia.....	91



Tabla 3.15. Emisiones de CO ₂ para el EHang 116 tras una misión de 30 km de crucero. Elaboración propia.	91
Tabla 3.16. Emisiones asociadas a las etapas de fabricación, mantenimiento y reciclaje. Elaboración propia.	102
Tabla 3.17. Impacto medioambiental global resultado del análisis del ciclo de vida de vehículos eVTOL. Elaboración propia.	103
Tabla 3.18. Emisiones equivalentes a los medios de transporte terrestre. Elaboración propia.	104
Tabla 3.19. Emisiones equivalentes a los medios de transporte inter-insular convencionales. Elaboración propia.	105
Tabla 3.20. Huella hídrica según el vehículo eVTOL y escenario considerado. Elaboración propia.	106
Tabla 3.21. Comparación entre las emisiones obtenidas con el hidrógeno reformado y el electrolítico. Elaboración propia.	110

Abreviaturas

AFC	Alkaline Fuel Cell
AGL	Above Ground Level
ASL	Above Sea Level
BEV	Battery Electric Vehicle
BoP	Balance of Plant
DMFC	Direct Methanol Fuel Cell
EoL	End of Life
EV	Electric Vehicle
eVTOL	Electric Vertical Take-off and Landing
FC	Fuel Cell
FCEV	Fuel Cell Electric Vehicle
GEI	Gases de Efecto Invernadero
GMP	General Mission Profile
GTOM	General Take-Off Mass
GWP	Global Warming Potential
HICEV	Hybrid Internal Combustion Engine Vehicle
ICE	Internal Combustion Engine
LCA	Life Cycle Assessment
LTO	Landing and Take-Off
MTOM	Maximum Take-Off Mass
Ni-MH	Nickel-Metal Hydride
NM	Nautical Mile
PCU	Power Control Unit
PEMFC	Polymer Electrolyte Membrane Fuel Cell
RAM	Regional Air Mobility
REE	Red Eléctrica Española
SMR	Steam Methane Reformer
SOFC	Solid Oxide Fuel Cell
TCM	Teoría de la Cantidad de Movimiento
UAM	Urban Air Mobility
UAV	Unmanned Aerial Vehicle

Glosario de símbolos

a	Aceleración	[m/s ²]
C_L	Coeficiente de sustentación aerodinámica	
C_D	Coeficiente de resistencia aerodinámica	
D	Resistencia aerodinámica	[N]
f	Factor de resistencia debido al fuselaje	
K	Factor de corrección de la velocidad	
L	Sustentación aerodinámica	[N]
M	Masa de la aeronave	[kg]
P	Potencia	[kW]
PCI	Poder calorífico inferior del combustible	[th/t]
P_H	Potencia horizontal	[kW]
P_i	Potencia inducida	[kW]
P_{i0}	Potencia inducida en vuelo estacionario	[kW]
P_{req}	Potencia requerida en crucero	[kW]
P_V	Potencia vertical	[kW]
P_{v_sost}	Potencia ideal para vuelo sostenido	[kW]
$P_{vuelo\ sostenido}$	Potencia real para vuelo sostenido	[kW]
S	Superficie alar	[m ²]
T	Empuje	[N]
T_H	Empuje horizontal	[N]
T_V	Empuje vertical	[kW]
v	Velocidad de despegue y aterrizaje	[m/s]
v_i	Velocidad inducida	[m/s]
v_{i0}	Velocidad inducida en vuelo estacionario	[m/s]
V	Velocidad	[m/s]
$V_{ascenso}$	Velocidad de ascenso	[m/s]
$V_{crucero}$	Velocidad de crucero	[m/s]
V_x	Velocidad nominal de crucero	[m/s]
$V_{vertical_ascenso}$	Velocidad vertical de ascenso	[m/s]
V_z	Velocidad vertical	[m/s]
W	Peso de la aeronave	[N]
$\mu_{hélice}$	Rendimiento de la hélice	
μ_{total}	Rendimiento total del sistema propulsivo	
ρ	Densidad atmosférica	[kg/m ³]
α	Ángulo de ataque	[°]
θ	Ángulo de ascenso	[°]
γ	Ángulo de descenso	[°]

Introducción

Este documento aborda el impacto medioambiental asociado a los diferentes sistemas con los que los vehículos eVTOL (Electric Vertical Take-off and Landing) pueden propulsarse. Como su nombre indica, estas aeronaves destacan por su capacidad de despegue y aterrizaje vertical, dando lugar al desarrollo de nuevas formas de transporte. La industria de la aviación ha experimentado un enorme crecimiento en los últimos años. Sin embargo, teniendo en cuenta que las rutas de corta distancia no son rentables para la aviación convencional, únicamente las tecnologías orientadas al futuro basadas en la electrificación pueden hacer posible que estas conexiones sean realizadas empleando el espacio aéreo, en particular, el situado sobre las grandes ciudades [1].

La movilidad aérea urbana (UAM) y regional (RAM), en lo que a transporte de pasajeros se refiere, engloba desde servicios de taxi aéreo hasta el despliegue de diversos operativos de emergencia y rescate. Los requerimientos técnicos, los estándares de certificación y seguridad, la aceptación social y la infraestructura necesaria condicionan el desarrollo del sector, que actualmente se encuentra en pleno auge. Aunque se estima que en 2025 comenzarán los vuelos comerciales con este tipo de aeronaves [2], para que estos escenarios sean una realidad deben solucionarse en primer lugar ciertos aspectos clave, como el acceso a estos servicios por parte de toda la población y el potencial de contaminación acústica y visual asociado a los vehículos eVTOL.

A pesar de las continuas mejoras en la eficiencia, las emisiones de la aviación siguen en aumento [3]. Por tanto, existe un creciente interés en el empleo de motores eléctricos y combustibles alternativos capaces de reemplazar los motores de combustión convencionales. Con el fin de adaptarse a la legislación futura y reducir el impacto sobre la red eléctrica, en el diseño de las aeronaves eVTOL también se ha apostado por el uso de fuentes de energías alternativas. Es habitual que estos vehículos sean alimentados por baterías, aunque existen algunos diseños en etapas de desarrollo inferiores, que emplean hidrógeno como medio de propulsión. En consecuencia, surge el interés de evaluar hasta qué punto estas

tecnologías consideradas *zero emissions* son realmente respetuosas con el medio ambiente.

Para este tipo de tecnologías es determinante tanto el método empleado para producir el hidrógeno como la composición del *mix* energético con el cual se recargan los vehículos alimentados por baterías y se llevan a cabo los procesos de electrólisis en el caso de que el hidrógeno sea obtenido de este modo. El *mix* energético alude a la combinación de las diferentes fuentes de energía que cubren el suministro eléctrico de una determinada región. Por tanto, las energías renovables, al no producir gases de efecto invernadero (GEI) son de especial importancia. En este sentido los sistemas insulares, por su situación geográfica particular, han impulsado el aprovechamiento de estas energías e incentivado así su desarrollo sostenible. En consecuencia, son grandes candidatos para implantar en ellos los conceptos RAM y UAM. Esto es debido fundamentalmente a dos motivos. En primer lugar, por su origen típicamente volcánico, el interior de las islas suele tener una orografía complicada. Por esto, aunque se recorran distancias cortas, el transporte por carretera es lento y poco eficiente. Las islas suelen ser además lugares de protección medioambiental enfocados a proteger la biodiversidad. Por tanto, el empleo de un medio de transporte respetuoso con el medio ambiente y con capacidad de aterrizar y despegar verticalmente proporciona mucha versatilidad. Por otra parte, el transporte *on-demand* entre islas es complicado. Tanto los barcos como los aviones deben circular al completo para ser rentables, lo que implica estar sujetos a unos horarios. En cambio, los vehículos eVTOL sí garantizan esa flexibilidad.

En definitiva, por todos estos motivos se ha planteado el análisis del ciclo de vida de las configuraciones más relevantes en el ámbito de los vehículos eVTOL en el sistema insular de las Islas Canarias, considerando tanto las baterías como las celdas de combustible como modos de propulsión.

Objetivos

Este estudio tiene como objetivo principal analizar el impacto medioambiental asociado al empleo de vehículos eVTOL como aeronaves de transporte en sistemas insulares. Para ello, como caso particular, se ha seleccionado el Archipiélago de las Islas Canarias debido a que su situación geográfica y su sistema energético lo convierten en un lugar propicio para una experiencia piloto de este medio de transporte con la que poder explorar su potencial.

Para la consecución de este objetivo, se han propuesto una serie de *sub-objetivos* que permiten abordar el proyecto paso a paso:

- Recopilación de las características básicas de los tres vehículos más representativos seleccionados como base de estudio: el Lillium Jet, el Wisk Aero Cora y el EHang 116. Cada uno de ellos pertenece a una de las tres configuraciones principales en las que puede dividirse el sector eVTOL y todos ellos se encuentran en un nivel de desarrollo muy elevado, por lo que las conclusiones obtenidas de esta investigación pueden considerarse relevantes.
- Planteamiento de un sistema de transporte basado en dos niveles, intra-insular e inter-insular, para lo cual se ha requerido realizar un conciso estudio que permita establecer el perfil vuelo de cada nivel, adaptándose a las casuística tanto del Archipiélago como de las aeronaves seleccionadas.
- Análisis energético del sistema de transporte propuesto, planteando dos escenarios diferentes y coincidentes con las dos tecnologías con mayor potencial de electrificación del sector: las baterías y las pilas de combustible. A su vez, se han considerado modelos de empleo diferentes como son el uso privado, el uso controlado y el uso aerotaxi, lo cual permitirá clarificar qué estrategia debería llevarse a cabo en el despliegue de esta tecnología en un territorio concreto, de manera sostenible y con diferentes niveles de penetración.
- Impacto medioambiental mediante un análisis del ciclo de vida de estos vehículos, centrado principalmente en la etapa de uso de los mismos. Las diferencias en la fabricación encontradas en los sistemas de propulsión y



almacenamiento energético serán a su vez consideradas. En definitiva, al tratarse de vehículos eléctricos, conocidos también como *cero emisiones*, el análisis del ciclo de vida obtendrá la huella de carbono asociada a la recarga de las baterías y a la generación de hidrógeno en el caso de las FC. Ambos procesos dependen principalmente de la estructura de generación energética presente en cada isla del archipiélago canario que, en función de su situación geográfica y densidad de población, ha desarrollado una mayor o menor capacidad renovable, por lo que estos procesos varían enormemente de una isla a otra en cuanto a emisiones generadas.

Esta investigación por tanto obtiene conclusiones prometedoras acerca de la idoneidad de implantar los conceptos de Movilidad Aérea Urbana y Regional en todo el archipiélago o únicamente en ciertas rutas comerciales, clarificando además qué estrategia es la más prometedora desde un punto de vista medioambiental a la hora de implantar un sistema de transporte totalmente novedoso en un territorio concreto.

En definitiva, con este trabajo fin de máster se pretende abordar de manera autónoma las competencias necesarias para adquirir el título de Máster Universitario en Ingeniería Aeronáutica mediante un análisis de impacto ambiental de vehículos eVTOL en un sistema insular particular, en el que podrían llegar a desplegar todo su potencial tecnológico. A su vez, puesto que se está poniendo en valor una tecnología totalmente novedosa, con mucho camino por recorrer y que sin duda tendrá que hacer frente a multitud de retos, en vista a los resultados prometedores del estudio realizado, se pretende que sirva como base para la realización de una publicación posterior en una revista científica con alto índice de impacto.

1. Estado del arte

Este apartado tiene por objetivo presentar al lector el nivel de desarrollo conseguido hasta la fecha en el ámbito de la propulsión alternativa a los motores de combustión interna, como son las baterías y las pilas de combustible. Por otra parte, se procede a introducir los vehículos eVTOL como medios de transporte de pasajeros a demanda, así como detallar los modelos actuales más representativos de cada una de las configuraciones típicas de estas aeronaves.

1.1. BATERÍAS

La evolución actual de la industria automotriz, y por extensión, del transporte a demanda, viene determinada principalmente por la creciente preocupación en cuanto a la contaminación provocada por los motores de combustión interna (ICE) utilizados para la propulsión y los efectos de la misma en el ambiente. En consecuencia, se invirtieron millones en investigación para desarrollar alternativas sostenibles, siendo las baterías un elemento clave en la descarbonización del sector del transporte [4]. Los avances tecnológicos propiciaron el nacimiento de los vehículos híbridos (HICEV), que combinan el ICE con un motor eléctrico y una batería de gran capacidad de tal manera que un sistema informático decide en qué momento debe entregar potencia cada uno de los motores e incluso, el motor eléctrico es capaz de actuar como generador y recuperar la energía cinética del vehículo [5]. No obstante, numerosas marcas optaron por modelos totalmente eléctricos (EV) accionados por la energía acumulada en una batería (BEV), evitando así cualquier emisión de contaminantes. Resulta lógico pensar que las baterías que alimentan estos vehículos presentan unos requerimientos particulares que dependen de las funciones a cumplir por el automóvil. Sin embargo, todos estos sistemas de almacenamiento pueden definirse según dos parámetros: la potencia (W) que es capaz de entregar y la energía (Wh) que puede almacenar el dispositivo. Nótese que si ambas magnitudes se relacionan con el peso se obtienen la densidad de potencia (W/kg) y la densidad energética (Wh/kg) respectivamente. En definitiva, para cada aplicación se

seleccionará la batería cuya relación potencia-energía mejor se ajuste a las necesidades.

Las baterías automotrices actuales pueden clasificarse según los materiales utilizados en la construcción de sus componentes internos, destacando las baterías de plomo ácido, las baterías de hidruro metálico de níquel o las baterías de Ion litio, entre otras. A continuación, se presentan las características principales de las baterías mencionadas.

1.1.1. Baterías de plomo ácido

Estas baterías están formadas por electrodos de sulfato de plomo (PbSO_4) y utilizan una disolución de ácido sulfúrico (H_2SO_4) como electrolito. Durante el proceso de carga (Figura 1.1), el electrodo positivo (cátodo) se reduce a plomo metal mientras que, en el electrodo negativo (ánodo), se forma óxido de plomo (PbO_2). Se trata de un proceso de dismutación en el que no se libera hidrógeno, cuyo desprendimiento provocaría la degradación de los electrodos. El proceso de descarga es inverso al anterior, aprovechándose los electrones intercambiados en forma de corriente eléctrica. Puesto que en la descarga se libera agua, la densidad del ácido sulfúrico con el tiempo disminuye, siendo tal magnitud un posible indicador del estado de carga de la batería.

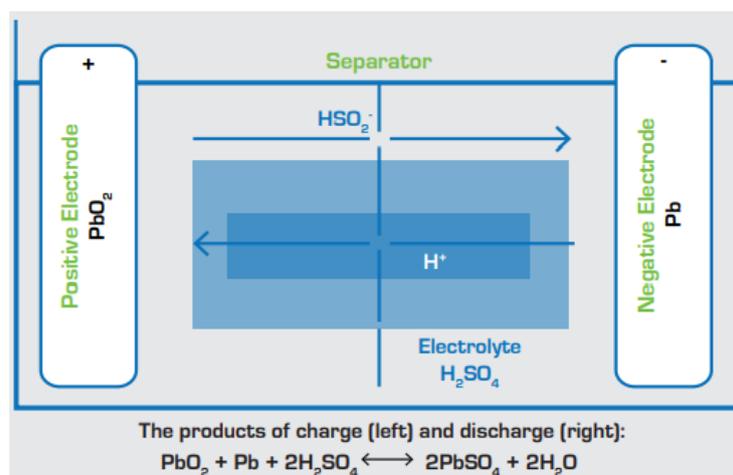


Figura 1.1. Esquema del proceso de carga de una batería de plomo ácido [6].

Son las baterías más antiguas y, por tanto, las más maduras tecnológicamente, por lo que su coste es menor respecto a otros tipos. Las baterías de plomo ácido están diseñadas para garantizar un desempeño óptimo en aplicaciones o con gran necesidad de potencia o con gran demanda energética, no siendo posible cumplir ambos requisitos simultáneamente. En cuanto a sus especificaciones generales [6], la densidad energética de estas baterías se encuentra entre 25-35 Wh/kg mientras que su eficiencia es del 75-85%. Por otra parte, soportan 500-3000 ciclos y tienen una duración de hasta 15 años.

Otras ventajas y desventajas de las baterías de plomo ácido se muestran a continuación:

Ventajas

- Altos índices de carga y descarga.
- Alto voltaje por celda.
- Buen rendimiento a temperatura ambiente.
- Escaso mantenimiento.
- Capacidad de reciclaje.

Desventajas

- Alto volumen y peso.
- Proceso de carga lento.
- Tóxica para el medio ambiente.
- Mal rendimiento a bajas temperaturas.

1.1.2. Baterías de hidruro metálico de níquel

Estas baterías están basadas en las reacciones electroquímicas que ocurren entre un electrodo positivo de óxido-hidróxido de níquel y un electrodo negativo formado por una aleación absorbente de hidrógeno. Ambos electrodos se encuentran separados por una membrana permeable, por lo que se permite el flujo tanto de electrones como de iones entre ellos. Como electrolito, las baterías de hidruro metálico de níquel (Ni-MH) emplean una solución alcalina, concretamente, un compuesto de hidróxido de potasio acuoso que no sufre

cambios significativos durante la operación. En la Figura 1.2 se muestra el proceso de carga de estas baterías.

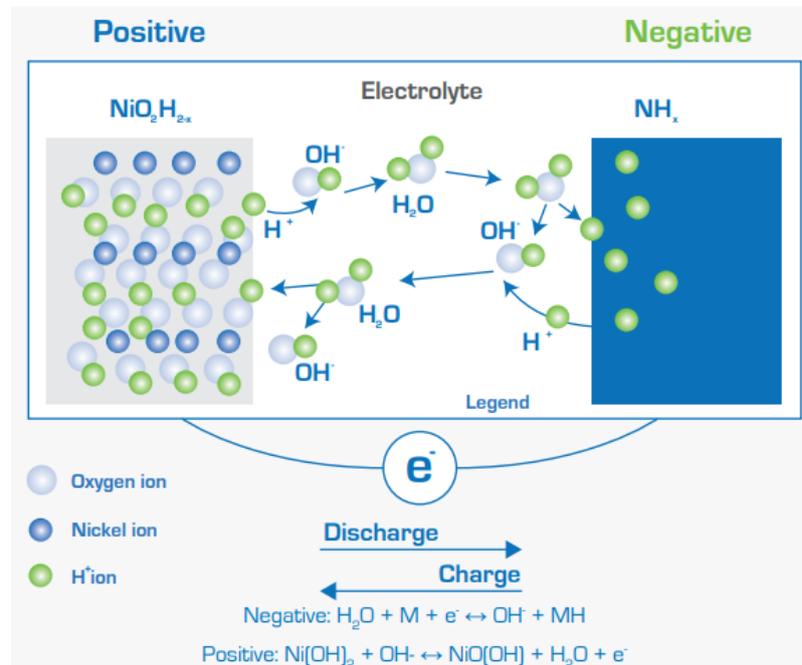


Figura 1.2. Esquema del proceso de carga de una batería NiMH [6].

Además de este diseño general, existen diversos modelos con aditivos y aglutinantes que son particularmente útiles para mejorar el rendimiento de los electrodos positivos [4]. Este tipo de baterías son ampliamente utilizadas en vehículos pesados, automóviles híbridos y eléctricos, así como en el sector ferroviario, ya que el almacenamiento de energía por este método es relativamente económico. La densidad energética de estas baterías duplica a las de plomo ácido (75-80 Wh/kg) mientras que su eficiencia es algo menor (60-70%) [6]. Por su parte, soportan entre 1000 y 5000 ciclos de carga y tienen una vida útil de entre 10-15 años. Otras ventajas y desventajas se citan a continuación:

Ventajas

- Altos índices de carga y descarga.
- Alta fiabilidad.
- Amplio rango de temperaturas de operación.
- Escaso mantenimiento.
- No son tóxicas para el medio ambiente.

- Carga rápida

Desventajas

- Escasas infraestructuras de reciclaje.
- Autodescarga.
- Efecto memoria.

Nótese que el efecto memoria es la reducción de la capacidad de las baterías en cargas incompletas, es decir, cuando la carga se produce sin que la batería se haya descargado por completo. El efecto memoria reduce el tiempo de funcionamiento del dispositivo, siendo necesaria la carga cada vez con mayor frecuencia.

1.1.3. Baterías de Ion-Litio

Las baterías de Ion-Litio emplean un electrodo positivo que contiene oxígeno e iones metálicos litiados y un electrodo negativo basado normalmente en carbono, como puede ser el grafito o el grafeno; aunque el ánodo también puede estar formado por compuestos de intercalación. Ambos electrodos están separados por materiales poliméricos porosos que permiten el flujo de electrones e iones, sumergidos a su vez en un electrolito compuesto por sales de litio, disueltas en líquidos orgánicos.

En normas generales, cuando la batería se está cargando (Figura 1.3), los átomos de litio del cátodo se ionizan y migran a través del electrolito hacia el ánodo, donde se combinan con otros electrones externos y se depositan entre las capas de carbono como átomos de litio. Este proceso se invierte durante la fase de descarga.

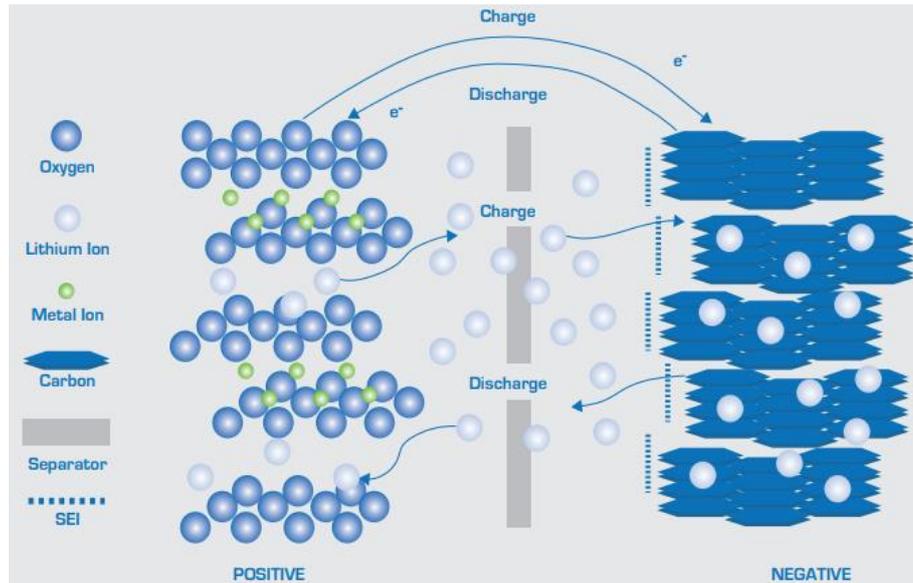


Figura 1.3. Esquema del proceso de carga de una batería de Ion-Litio [6].

Las características de estas baterías en cuanto a su rendimiento, concretamente el voltaje nominal y el número de ciclos que son capaces de soportar, dependen de los materiales utilizados en la fabricación del cátodo y del ánodo. A modo informativo, la Tabla 1.1 muestra los voltajes característicos asociados a algunas combinaciones.

Tabla 1.1. Voltajes característicos de una batería Ion-Litio según el material del cátodo y del ánodo [4].

Material cátodo	Material ánodo	Voltaje (V)
LiFePO ₄ (LPF)	Grafito	2,0 - 3,7
LiMn ₂ O ₄ (LMO)	Grafito	2,5 - 4,2
LMO	Li ₄ Ti ₅ O ₁₂ (LTO)	1,5 - 2,7

Las baterías de Ion-Litio han permitido el desarrollo de los vehículos eléctricos y de los sistemas de almacenamiento de energía asociados a las fuentes renovables. Esto es debido a que poseen una mayor densidad de potencia y densidad energética en comparación con los tipos de baterías hasta ahora mencionados. Sin embargo, a diferencia de las anteriores, estas baterías presentan un coste muy elevado ya que, debido al calor generado por su resistencia interna, necesitan diversos sensores y actuadores con los que integrar un sistema de refrigeración

que garantice la protección de las celdas del sistema manteniendo una temperatura óptima de funcionamiento [7].

Normalmente, las baterías de Ion-Litio destinadas a los vehículos eléctricos se dimensionan de tal manera que sean capaces de cumplir con el objetivo de autonomía esperado por el conductor, aunque pueden detallarse unas características generales. En primer lugar, este tipo de baterías soportan 2000-10000 ciclos con un rendimiento del 90-98%, siendo su vida útil estimada en 15-20 años. Por su parte, la densidad energética alcanza actualmente los 120-180 Wh/kg [6], aunque se estima que con el tiempo las mejoras tecnológicas aumenten aún más todos estos datos.

Otras ventajas y desventajas de las baterías Ion-Litio que aún no han sido mencionadas se citan a continuación:

Ventajas

- Menor peso.
- Amplio rango de temperaturas de operación.
- Capacidad de reciclaje.
- Baja autodescarga.

Desventajas

- Pueden explotar si se superan los límites de voltaje establecidos.
- Necesitan sistemas de protección.
- Mayor mantenimiento.

En este punto debe mencionarse que, hasta el momento, la investigación en este campo se ha centrado principalmente en los materiales y en la mejora química de las celdas. No obstante, el aumento del rendimiento de estas baterías también se debe a la optimización de los procesos de fabricación. Los desarrollos futuros requieren modelos con una microestructura optimizada que reduzca los costes de fabricación [8], ya que a medida que la capacidad industrial permita la producción en masa de celdas y baterías de Ion-Litio de tamaño variable, los costes totales del sistema se verán enormemente reducidos. A su vez, se estima que una mayor cuota de mercado asociada a estas baterías impulsaría el desarrollo de soluciones tecnológicas de este tipo en diversos campos de aplicación, como el tratado en este estudio.

1.2. PILAS DE COMBUSTIBLE

Las pilas o celdas de combustible (FC) presentan varias ventajas respecto a los motores de combustión convencionales, puesto que operan con mayor eficiencia y son capaces además de convertir la energía química del combustible directamente en energía eléctrica. Son dispositivos de funcionamiento similar al de las baterías con la particularidad de que no se agotan, ya que producen electricidad y calor siempre que se les suministre combustible. Una pila de combustible está formada por dos electrodos separados por un electrolito, que habitualmente consiste en una membrana porosa y dieléctrica que permite la circulación de átomos. El ánodo recibe el combustible, normalmente hidrógeno, mientras que el cátodo, recibe aire. Las pilas de combustible no generan emisión alguna, puesto que el agua es el único producto de la reacción, lo que permite aportar soluciones muy interesantes a los retos climáticos más preocupantes.

Puesto que las FC son dispositivos más novedosos que las baterías, se procede a detallar más en profundidad su diseño y funcionamiento [9]. Una sola celda de combustible produce menos de 1 V, lo que es insuficiente para la mayoría de las aplicaciones, por lo que las celdas individuales suelen agruparse en serie, lo que se conoce como *stack*. Cabe mencionarse que una pila de combustible puede estar formada por cientos de celdas y que la energía realmente producida por cada una depende del tipo de pila, de su tamaño y de la temperatura y presión de suministro de los gases. Además, las FC tienen un procesador que manipula el combustible para que pueda ser utilizado por las celdas.

En este punto, surge la pregunta de cómo se obtiene el hidrógeno. De entre las técnicas estudiadas [10], se encuentra en primer lugar la electrólisis del agua. Este proceso es normalmente llevado a cabo *in-situ* en la propia estación de servicio de hidrógeno, llamada hidrogenera. A través de la electrólisis, el agua se disocia en oxígeno e hidrógeno gaseosos por medio de una corriente eléctrica continua que se conecta mediante electrodos al agua. Nótese que este método de producción requiere un alto gasto eléctrico para llevar a cabo la reacción, pero como la red eléctrica se distribuye prácticamente por todo el territorio, permite una gestión autónoma del mismo, hecho de gran importancia. Una vez producido,

el hidrógeno se somete a un proceso de purificación para eliminar trazas de vapor de agua y otras impurezas.

Por otra parte, entre otros procesos, es posible generar hidrógeno a partir de hidrocarburos mediante un proceso conocido como reformado, que consiste en la descomposición térmica del hidrocarburo obteniendo como producto una mezcla de hidrógeno y monóxido de carbono llamado *syngas* o gas de síntesis, siendo el hidrógeno aislado a posteriori. El reformado más común es el SMR (Steam Methane Reformer), que se aplica a gases ricos en metano como el gas natural. No obstante, algunas pilas de combustible funcionan a temperaturas tan elevadas que el gas puede reformarse por sí mismo, aunque en el campo de aplicación de los vehículos, nunca se alcanzan estas temperaturas. Debido a las necesidades térmicas del proceso, el reformado no se realiza en la propia hidrogenera, sino que debe transportarse hasta ella. Debe mencionarse que actualmente los gasoductos de hidrógeno son prácticamente nulos en comparación con la red del petróleo, de ahí que la autonomía en su gestión sea tan relevante. Nótese que el hidrógeno obtenido por reformado es introducido en la hidrogenera ya purificado. Por último, el hidrógeno es comprimido para su almacenamiento en la hidrogenera y durante el repostaje, se introduce en un tanque presurizado presente en el vehículo, siendo estos tanques capaces de mantener la seguridad en caso de colisión. El hidrógeno alimenta la pila de combustible, la cual produce la electricidad necesaria para mover los motores eléctricos del sistema y conseguir así el movimiento del vehículo.

Debe tenerse en cuenta que las pilas de combustible producen electricidad en forma de corriente continua por lo que en las aplicaciones que utilizan corriente alterna, la energía debe acondicionarse. Nótese que este acondicionamiento reduce ligeramente la eficiencia del sistema. Sin embargo, el rendimiento de las pilas de combustible puede mejorarse aumentando la presión de los gases reactivos, siendo por tanto habitual encontrar compresores de aire en estos sistemas. Este hecho adquiere gran relevancia en la aviación puesto que la presión y la densidad disminuyen de forma natural con la altitud, siendo necesaria por tanto una mayor compresión. Las pilas de combustible se diferencian entre sí principalmente por el tipo de electrolito o membrana utilizada. A continuación, se presentan las alternativas más relevantes.

1.2.1. Celdas de combustible alcalinas

Las celdas de combustible alcalinas (AFC) fueron las primeras FC desarrolladas. Concretamente, formaron parte del Programa Apolo de la NASA durante los años 60 y 70, ya que era necesario suministrar energía de elevada pureza a los componentes que integraban la naves espaciales [11]. Este tipo de celdas emplean hidróxido de potasio (KOH) líquido como electrolito, conduciendo iones hidroxilo (OH^-) desde el cátodo al ánodo, al contrario que otros tipos de celdas que conducen los iones del ánodo al cátodo. La Figura 1.4 muestra un esquema del funcionamiento de estas celdas.

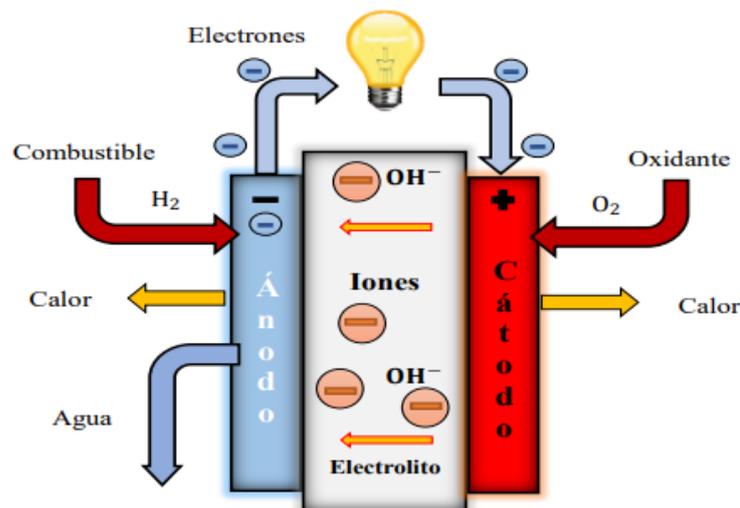


Figura 1.4. Esquema de funcionamiento de una AFC [11].

En el ánodo se produce la oxidación del hidrógeno mediante su reacción con los iones OH^- generando con ello agua y electrones, los cuales atraviesan un circuito externo independiente para llegar al cátodo, donde reaccionan con el agua previamente generada para formar nuevos iones OH^- . Entre las características principales de estas celdas destaca su conductividad iónica, por lo que la velocidad de las reacciones es muy elevada [9]. Además, al emplear un electrolito líquido, se evacúa más fácilmente el calor generado, preservándose la vida útil de las celdas. No obstante, siempre que el sistema no está en funcionamiento, debe extraerse el electrolito para evitar su corrosión. Como desventaja, estas celdas son muy susceptibles de envenenarse con CO_2 , afectando drásticamente el

rendimiento y la durabilidad de la pila. Sin embargo, como funcionan en modo de recirculación, el electrolito es capaz de regenerarse, reduciendo así la formación de carbonatos. Las eficiencias de estas pilas de combustible son superiores al 60%.

1.2.2. Celdas de combustible de óxido sólido

En lo que a transformación de energía química a eléctrica se refiere, las celdas de combustible óxido sólido (SOFC) son las más eficaces. Estas celdas emplean un electrolito sólido, duro y no poroso, habitualmente circonio, para transportar los iones óxido del cátodo al ánodo. Así como las celdas anteriores no especifican un material con el que fabricar sus electrodos, en las SOFC se emplean tanto cobalto como níquel. En la Figura 1.5 se muestra esquemáticamente el funcionamiento de estas celdas.

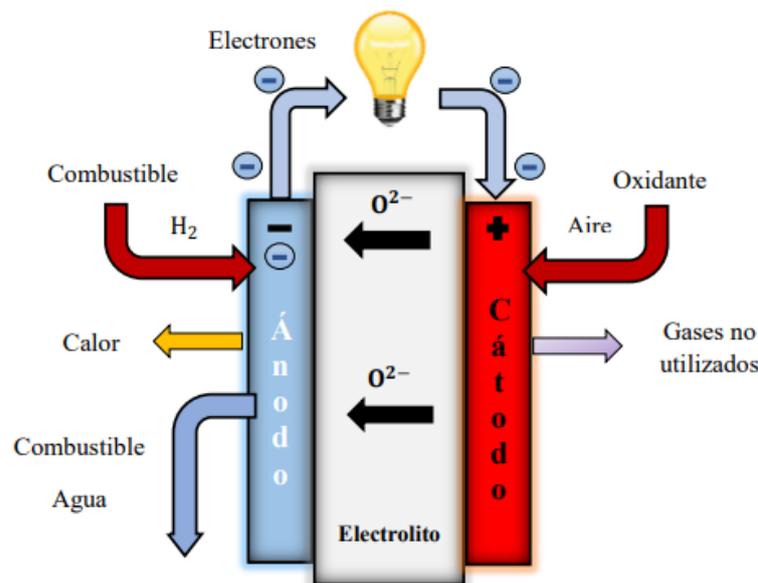


Figura 1.5. Esquema de funcionamiento de una SOFC [11].

En el cátodo media molécula de oxígeno reacciona con dos electrones para producir iones óxido. Estos iones son recibidos por el cátodo, donde reaccionan con el hidrógeno para generar agua. Resulta de interés mencionar que en este caso no existe recirculación alguna, sino que se dispone de canales que evacúan de la celda tanto el combustible como los gases no utilizados.

La eficiencia de estas celdas se estima alrededor del 60%. Sin embargo, en las aplicaciones que engloben la reutilización del calor residual, lo que se conoce como cogeneración, la eficiencia global podría superar el 85% [9]. Esto es debido a que las SOFC funcionan a elevadas temperaturas (1000°C), lo que evita el uso de catalizadores costosos y elimina la necesidad del reformado externo cuando se emplean hidrocarburos. No obstante, la elevada temperatura tiene sus desventajas, ya que es necesario un buen blindaje térmico y unos materiales con resistencia a la alta temperatura, lo que puede ser aceptable para aplicaciones en servicios públicos, pero no para el transporte. Por tanto, es este el principal desafío al que se enfrenta esta tecnología. Una última propiedad interesante es que no se envenenan con el monóxido de carbono, pudiendo emplearse gas natural, biogás y otros combustibles.

1.2.3. Celdas de combustible de membrana electrolítica

Las celdas de combustible de membrana electrolítica (PEMFC) emplean como electrolito una membrana de intercambio iónico compuesta por una película polimérica sólida, normalmente teflón acidificado. Los electrodos acostumbran a ser de carbono poroso con un catalizador de platino. Un esquema de su funcionamiento se muestra en la Figura 1.6.

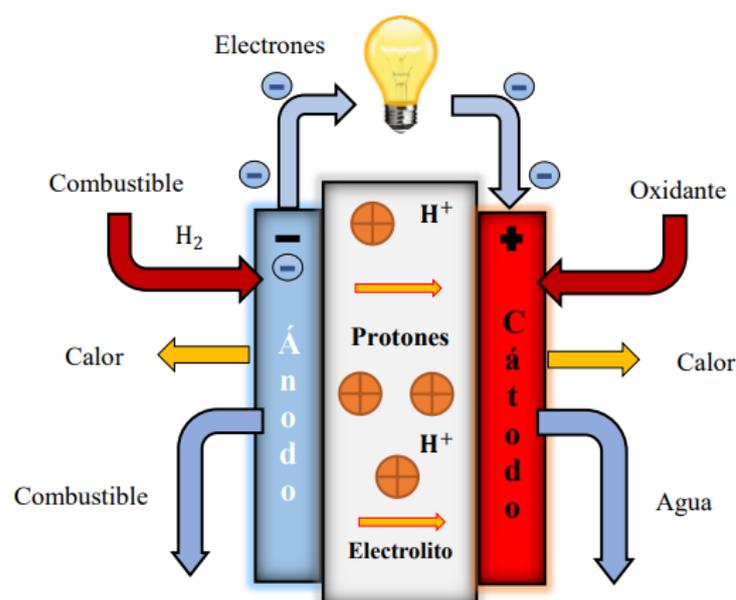


Figura 1.6. Esquema de funcionamiento de una PEMFC [11].

El catalizador situado en el ánodo separa las moléculas de hidrógeno en protones y electrones. Los primeros migran hacia el cátodo a través del electrolito, donde se combinan con el oxígeno y los electrones para producir agua y calor. Por su parte, antes de combinarse con los protones, los electrones pasan por un circuito externo creando un flujo eléctrico [11]. Puesto que la reacción electroquímica necesaria produce agua, la membrana electrolítica en este tipo de FC no funciona correctamente si no está hidratada, por lo que además de los componentes presentes en el sistema y mencionados anteriormente, estas pilas incluyen humidificadores. Estos humidificadores acostumbran a ser membranas, de tal manera que el aire seco que accede por un lado sale húmedo por el otro.

Entre las características principales de las PEMFC resalta su capacidad de generar electricidad de manera eficiente y de operar a baja temperatura (30-90°C), lo que les permite arrancar rápidamente y provocar un menor desgaste en los componentes del sistema, lo que se traduce en una mayor durabilidad [9]. A su vez, estas pilas proporcionan una alta densidad de potencia con las ventajas de un menor peso y volumen.

Las PEMFC se utilizan principalmente en aplicaciones de transporte, ya que son especialmente adecuadas para alimentar coches, autobuses y camiones pesados. Como sucede con las baterías, la investigación y el desarrollo actual de las PEMFC se centran en la fabricación de grandes volúmenes de tanques de hidrógeno de alta presión altamente estandarizados para reducir el coste global del sistema y aumentar el grado de fiabilidad [12]. Además, el platino es uno de los componentes de mayor coste en este tipo de celdas por lo que, para aplicaciones a largo plazo, se prefieren enfoques que disminuyan el uso estos catalizadores. Por otra parte, puesto que las aplicaciones de las PEMFC requieren que su rendimiento se mantenga durante largos periodos de tiempo, es necesario en primer lugar elaborar modelos que ayuden a comprender mejor el diseño del sistema y sus condiciones de funcionamiento. En segundo lugar, se deben identificar los mecanismos de degradación de las FC y desarrollar materiales y estrategias que mitiguen sus efectos [9].

1.2.4. Celdas de combustible de metanol directo

La mayoría de las pilas de combustible se alimentan de hidrógeno mientras que, el metanol, es utilizado como reactivo en los procesos de reformado. Sin embargo, en las celdas de combustible de metanol directo (DMFC) se emplea metanol líquido u otro compuesto con estructura química similar directamente como combustible. En definitiva, es un sistema que emplea un combustible de alta densidad energética en lugar de hidrógeno. Nótese que el metanol es obtenido habitualmente a baja temperatura o por medio de alguna reacción previa entre monóxido de carbono e hidrógeno. En el ánodo se proporciona una mezcla líquida de metanol y agua y, en el mismo instante, al cátodo se le proporciona aire circundante. En la Figura 1.7 se esquematiza el funcionamiento de estas celdas.

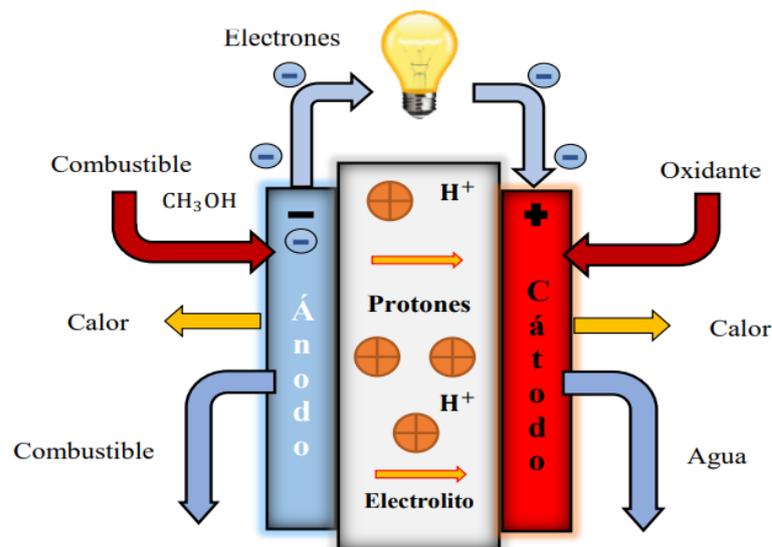


Figura 1.7. Esquema de funcionamiento de una DMFC [11].

En normas generales, mediante la reacción electroquímica entre el metanol y el agua se producen en el ánodo dióxido de carbono, protones y electrones. El cátodo recibe los iones positivos que circulan a través de una membrana polimérica que actúa como electrolito. Estos iones reaccionan con el oxígeno y producen agua. Estas pilas de combustible no presentan los problemas de almacenamiento normalmente asociados a las pilas de hidrógeno, ya que el metanol tiene una densidad energética mayor. A su vez, es más fácil de transportar y suministrar al

público, puesto que puede utilizar la infraestructura de abastecimiento actual al tratarse de un líquido [9]. Como desventajas, puesto que la reacción de oxidación del metanol se lleva a cabo en varias etapas, el proceso es lento y la eficiencia de las celdas bastante baja.

1.3. CONFIGURACIONES EVTOL

En los últimos años han sido diseñadas y testadas numerosas configuraciones referentes a vehículos eléctricos de aterrizaje y despegue vertical (eVTOL). Este auge es debido, en primer lugar, al potencial que la propulsión aérea eléctrica puede ofrecer en cuanto a economía, ruido, sostenibilidad y fiabilidad frente al atribuido a la combustión interna convencional y, por otra parte, a que los vehículos eVTOL son capaces de despegar y aterrizar en casi cualquier lugar al emplear una infraestructura carente de pistas de aterrizaje y de despegue. A esta infraestructura, similar a la de un helipuerto, se le conoce como *vertiport*. Tales ventajas convierten a este tipo de vehículos en perfectos candidatos para satisfacer las necesidades inherentes al nuevo concepto de Movilidad Aérea Urbana.

La Movilidad Aérea Urbana [13], más conocida como UAM por sus siglas en inglés, hace referencia a la rama aeronáutica diseñada como solución a las necesidades crecientes de movilidad propias de las ciudades superpobladas, en las que es habitual que los ciudadanos inviertan varias horas al día en atascos de tráfico, aunque se desplacen entre dos puntos relativamente cercanos. La UAM por tanto tiene por objetivo garantizar el desplazamiento urbano más rápido posible con el menor impacto no sólo económico, sino también medioambiental, puesto que la sostenibilidad es un tema clave en el sector aeronáutico. Con el paso del tiempo y como consecuencia de las distintas iniciativas propuestas mundialmente con el fin de frenar el cambio climático, los gobiernos han acordado finalmente realizar una transición paulatina a la aviación sostenible. Este hecho ha propiciado el desarrollo de un nuevo concepto, la Movilidad Aérea Regional (RAM), que engloba las rutas interurbanas y regionales habitualmente cubiertas por otros medios de transporte, donde la aviación convencional no resulta rentable. Con ello, el término UAM se reserva típicamente a alcances inferiores a los 20-25 km.

Tal y como se ha introducido, numerosos conceptos han sido desarrollados en lo referente a vehículos eVTOL. En normas generales, en base a las pruebas realizadas y a la eficiencia obtenida, puede realizarse una primera clasificación que considera tres configuraciones diferentes [14]. A continuación, se presentan los fundamentos básicos de cada una de ellas.

La configuración *Vectored Thrust* emplea el mismo sistema propulsivo para las maniobras de despegue y aterrizaje, para el vuelo en posición estacionaria o *hover* y para el desplazamiento horizontal propio de las maniobras de ascenso, descenso y crucero. Para ello, el vehículo direcciona el empuje producido según la maniobra que vaya a realizar, obteniendo con ello un desplazamiento en dicha dirección. Nótese que estas aeronaves disponen de un ala con el fin de mejorar la eficiencia en crucero. Por otra parte, se encuentra el concepto *Lift + Cruise*. Estas aeronaves emplean sistemas de propulsión diferentes en función de si pretenden efectuar un desplazamiento horizontal o vertical. Estos vehículos, como los anteriores, están provistos de un ala para aumentar la eficiencia en crucero. Por último, se considera la configuración *Wingless* que, como su propio nombre indica, carece de alas, siendo por tanto un vehículo multirrotores (*multicopter*). Este concepto, más cercano al del helicóptero, es muy eficiente en desplazamientos verticales y vuelos estacionarios, mientras que en crucero pierde cierta efectividad. Como consecuencia, se consideran vehículos muy adecuados para operaciones de menor alcance. La Figura 1.8 muestra esquemáticamente ejemplos de cada una de estas configuraciones, indicando además la dirección de avance de cada grupo motor.

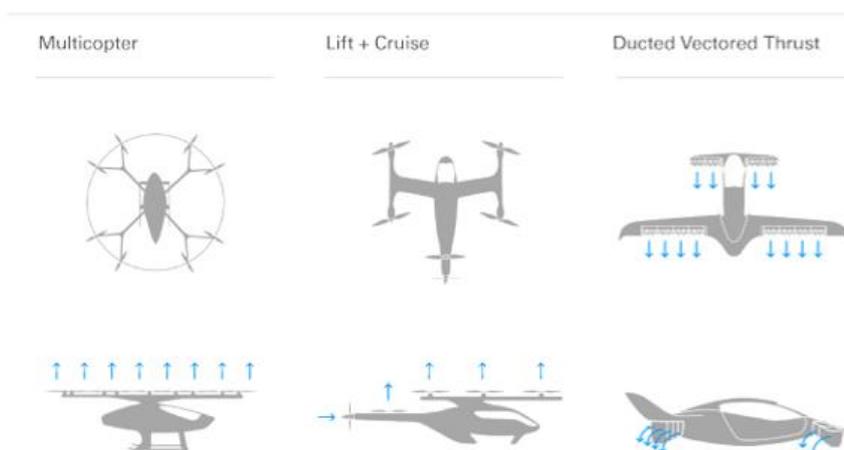


Figura 1.8. Esquema de las configuraciones eVTOL principales [15].

Con el fin de abarcar el mayor número de escenarios posibles y poder obtener un impacto medioambiental realista y completo, para el desarrollo de este trabajo se ha considerado el modelo más representativo de cada configuración anteriormente mencionada. La aeronave *Lilium Jet*, cuyo diseño se muestra en la Figura 1.9, ha sido seleccionada para cubrir la categoría *Vectored Thrust*.



Figura 1.9. Aeronave Lilium Jet [16][14].

Los rigurosos estándares de confidencialidad fruto de la creciente competitividad del sector dificultan enormemente la difusión y recopilación de información fiable acerca de las especificaciones de esta aeronave por lo que, hasta el momento, la web oficial de la compañía [17] únicamente recoge los datos que se muestran en la Tabla 1.2.

Tabla 1.2. Especificaciones del Lilium Jet [17].

Capacidad	6 pasajeros
Velocidad de crucero	280 km/h

Alcance incluyendo reservas	250 km
Altitud máxima de crucero	3000 m
Envergadura	13,9 m
Longitud	8,5 m
Número de propulsores	36
MTOM	3175 kg
Energía almacenada	300 kWh

A la vista de la Tabla 1.2, el lector puede echar en falta el valor de la superficie alar, dato imprescindible para cualquier cálculo aerodinámico. Este dato ha sido obtenido del estudio realizado por P. Nathen et al. [15]: $S = 8,464 \text{ m}^2$

Cabe mencionarse además la particular disposición de los sistemas propulsivos, que permiten aumentar el coeficiente de sustentación de cada ala mediante la succión de aire del extradós y su posterior circulación a través de los motores eléctricos (Figura 1.10). A su vez, cada uno de los 36 motores puede disponer de una velocidad de giro diferente, así como orientar el empuje en direcciones independientes, incrementando así la estabilidad y el confort en vuelo.



Figura 1.10. Recorrido del flujo de aire en torno al ala y los motores [17].

Por su parte, se ha considerado la aeronave *Kitty Hawk Cora* como vehículo *Lift + Cruise*. Es importante recalcar que, aunque el prototipo comenzó con *Kitty Hawk* en 2010, *Wisk* se estableció en 2019 como una empresa conjunta entre *Kitty Hawk Corporation* y *The Boeing Company*, por lo que es más habitual referirse a este diseño, que se muestra en la Figura 1.11, como *Wisk Aero Cora*.



Figura 1.11. Aeronave Wisk Aero Cora [16].

Tal y como ocurre con el *Lilium Jet*, la información disponible acerca de la funcionalidad del *Wisk Aero Cora* es escasa. Además, existe cierta incongruencia entre los datos publicados actualmente por la compañía [18] y los que recopilamos de la web oficial Bacchini et al. [14] en 2018 para su estudio. En la Tabla 1.3 se recoge la información proporcionada por ambas fuentes asumiendo que, en caso de discrepancia, prevalecen los datos de la compañía al considerarse más recientes y por ello, fiables.

Tabla 1.3. Especificaciones del *Wisk Aero Cora*.

Capacidad	2 pasajeros [18]
Velocidad de crucero	160 km/h [18]
Alcance incluyendo reservas	100 km [18]
Altitud de crucero	450 - 1500 m AGL [18]

Envergadura	11 m [18]
Superficie alar	10 m ² [14]
Longitud	6,4 m [18]
Masa total	1224 kg [14]
Número de propulsores verticales	12 [18]
Número de propulsores horizontales	1 [18]

Por último, como aeronave *Wingless*, se presenta en la Figura 1.12 el *EHang 116*. En su nacimiento, este diseño fue nombrado como *EHang 184*, por lo que en la literatura es habitual encontrar referencias a dicho nombre. Sin embargo, tras ciertas mejoras, fue retirado en 2020 del mercado y sustituido por el *EHang 116*.



Figura 1.12. Aeronave *EHang 116* [16].

Debe destacarse que la página web de la compañía *EHang* [19] tiene actualmente publicadas las características principales del modelo *Wingless EHang 216*, con capacidad para 2 pasajeros y que se asume más competitivo. No obstante, se ha decidido analizar el impacto del modelo *EHang 116*, de un único pasajero, para

poder cubrir así en este documento el traslado de 1 pasajero con esta configuración, de 2 pasajeros con el *Wisk Aero Cora* y de 6 pasajeros con el *Lilium Jet*.

En cuanto a las especificaciones del *EHang 116*, se ha recurrido a la marca *Electric VTOL News™* [16], pionera en la difusión de avances de temática eVTOL. Dichas especificaciones se han recopilado en la Tabla 1.4.

Tabla 1.4. Especificaciones del EHang 116 [16].

Capacidad	1 pasajero
Velocidad de crucero	100 km/h
Peso neto	260 kg
Alcance con máxima carga de pago	31 km
Autonomía con máxima carga de pago	20 minutos
Altitud máxima	3000 m ASL
Área de un propulsor	2,01 m ²
Número de propulsores	16

Una vez presentadas las aeronaves que formarán parte del análisis, es de interés mencionar que tanto el *EHang 116* como el *Wisk Aero Cora* están diseñadas como aeronaves autónomas, es decir, vehículos aéreos no tripulados (UAVs) que operan sin la intervención del piloto en la gestión del vuelo [20]. Por su parte, el *Lilium Jet* es a día de hoy una aeronave tripulada, por lo que en el diseño han debido de tenerse en cuenta el peso y la ergonomía adicionales del piloto. Probablemente, el motivo de esta particularidad sea el mayor número de pasajeros a transportar y los estándares de seguridad asociados. No obstante, debe recalcar que esta aeronave pretende ser autónoma en un futuro.

En otro orden de ideas, los vehículos eVTOL se conciben por lo general como aeronaves alimentadas únicamente por baterías, puesto que son los dispositivos generadores de corriente eléctrica más fiables y desarrollados del momento. Por sus prestaciones, se asume que las baterías utilizadas serán de Ion-Litio, aunque deben ser adaptadas a los requerimientos específicos de las misiones de vuelo [21]. Por ejemplo, la relación entre el calor generado y el tamaño de la batería

en este contexto es un orden de magnitud superior al equivalente a un automóvil eléctrico, mostrándose la necesidad de estrategias eficientes de gestión térmica. Otro aspecto de interés es que, de acuerdo con la energía específica y el rendimiento de descarga de las baterías Ion-Litio del momento, W. Fredericks et al. [21] estimaban para una aeronave con un GTOM de 1000-2500 kg una autonomía de 118-160 km. Teniendo en cuenta que la compañía *Lilium* ha definido un alcance máximo de 250 km para un diseño de mayor peso, se ponen de manifiesto los avances tecnológicos acontecidos recientemente en el sector.

Sin embargo, no puede olvidarse la posibilidad de que estos vehículos sean propulsados mediante pilas de combustible, con hidrógeno como fuente de energía. De hecho, se cree que los avances en la densidad de potencia electroquímica de las células de combustible de la última década podrían permitir que un sistema PEMFC iguale o incluso supere a los helicópteros ligeros con motor de pistón [22]. Sin embargo, aunque existen diversos prototipos con esta propulsión, como las aeronaves *Skai* o *Bartini*, aún están en desarrollo, por lo que basar este estudio en ellos no sería del todo fiable. Por tanto, aunque los modelos eVTOL que se han detallado en este epígrafe son alimentados por baterías, a lo largo de este trabajo su impacto ambiental también se analizará suponiendo que emplean pilas de combustible. En otras palabras, manteniendo la misma geometría, se considerarán distintos modos de propulsión.

Por último, debe mencionarse que las pilas de combustible son sistemas que incluyen una batería, generalmente de Ion-Litio. En el caso de las aeronaves eVTOL, la FC suministra una potencia nominal constante mientras que la batería complementa el aporte energético durante los segmentos de alta potencia de la misión, como es la fase de ascenso. Esto se debe a que las pilas de combustible tienen una respuesta más lenta a los cambios bruscos de potencia, siendo por ende diseñadas para proporcionar la potencia media. Además, si el sistema está correctamente dimensionado, la FC sería incluso capaz de cargar la batería durante los segmentos de baja potencia [23].

2. Metodología

En este epígrafe se presentan en primer lugar las bases del análisis del ciclo de vida realizado a lo largo de este documento. A continuación, se exponen las diferentes misiones a realizar por los vehículos eVTOL anteriormente detallados, así como los requerimientos energéticos asociados a cada fase de las mismas según la aeronave que se esté considerando. Por último, se introduce el funcionamiento de Red Eléctrica Española y se revisa el *mix* energético de cada uno de los sistemas eléctricos del archipiélago canario y los diferentes modelos de negocio con los que los vehículos recargarán las baterías que los alimentan o bien, obtendrán hidrógeno en el caso de las pilas de combustible.

2.1. ANÁLISIS DEL CICLO DE VIDA

La creciente preocupación en cuanto a la protección medioambiental y al efecto que tiene la manufactura de los distintos productos, ha propiciado el desarrollo de diversos métodos de comprensión y cuantificación de dicho impacto. Una de estas técnicas es el análisis del ciclo de vida. El análisis del ciclo de vida, también conocido como LCA por sus siglas en inglés, es una herramienta empleada para evaluar el impacto medioambiental que tiene un determinado producto o servicio. Trata de abordar, por ejemplo, el uso de los recursos y las consecuencias medioambientales que tienen las emisiones generadas a lo largo del ciclo de vida del producto, desde la adquisición de la materia prima, la producción y el uso, hasta el tratamiento final y reciclaje del mismo. Este análisis tiene por objetivos la selección de los indicadores más relevantes de impacto medioambiental, identificar con ellos las oportunidades de mejora de la sostenibilidad de los productos, así como informar a las empresas, gobiernos y organizaciones de diferentes planes estratégicos.

La norma ISO 14044 [24] detalla los requisitos y las recomendaciones para realizar y garantizar la transparencia de un LCA. En normas generales, un LCA está compuesto por cuatro fases interrelacionadas, las cuales se muestran en la Figura 2.1.

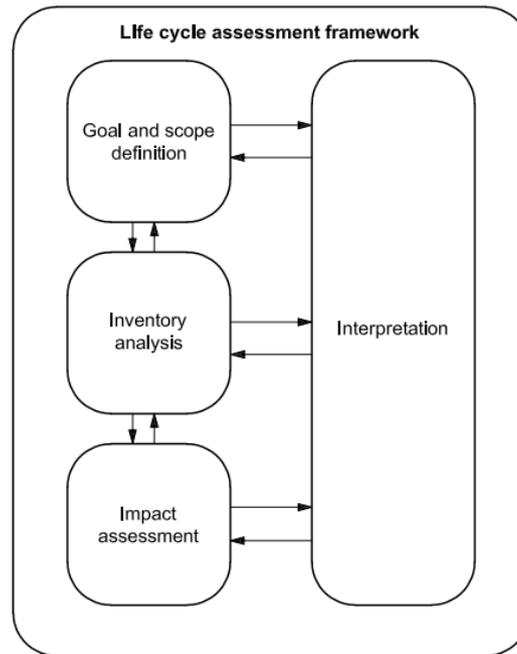


Figura 2.1. Etapas presentes en un Análisis del Ciclo de Vida (LCA) [24].

La primera de ellas se basa en la definición del objetivo principal y del alcance del análisis. El alcance incluye los límites del sistema en estudio y el nivel de detalle que se quiere conseguir, ya que la profundidad del análisis está considerablemente relacionada con el objetivo que se quiere lograr. Por otra parte, se encuentra la fase de análisis del inventario, que recopila los datos de entrada y salida que tiene el sistema en estudio, es decir, los datos que son indispensables para cumplir los objetivos definidos en la fase anterior. De esta manera, se conforma un registro de todos los flujos elementales del sistema. A continuación, comienza la evaluación del impacto medioambiental del ciclo de vida del producto. Esta fase pretende además proporcionar la información adicional que permite comprender mejor la importancia medioambiental de los distintos parámetros del inventario. Por último, se encuentra la fase de interpretación de los resultados obtenidos. Como su nombre indica, en esta fase se resumen y discuten dichos resultados para conformar unas conclusiones y recomendaciones sólidas, así como fundamentar la toma de decisiones posterior. Debe tenerse en cuenta que, a menudo, un LCA puede utilizarse como parte de un proceso de decisión mucho más amplio, en el que la comparación de distintos estudios sólo es posible si el contexto aplicado es equivalente. A continuación, se exponen las etapas presentes en el análisis que se desarrolla en este documento.

2.1.1. Objetivo y alcance

El análisis propuesto da respuesta a las inquietudes actuales acerca del futuro de la aviación. El largo ciclo de vida de las tecnologías aeronáuticas implica que, si no se introduce ningún cambio, a mediados de siglo la aviación seguirá empleando combustibles fósiles. Con el fin de reducir las emisiones asociadas a estos combustibles, los vehículos eVTOL juegan un papel muy importante en el transporte de pasajeros a demanda en trayectos de corto-medio alcance. Por tanto, este estudio tiene por objetivo evaluar e informar al lector del impacto medioambiental de estos vehículos y determinar así si la electrificación de la aviación es realmente una alternativa a los medios de transporte competitivos en estos trayectos. Adicionalmente, se identificarán los aspectos clave que determinan la sostenibilidad de dichas aeronaves y se modelarán los diferentes escenarios en los que su aplicación es realmente eficiente.

El LCA propuesto analizará tres modelos eVTOL diferentes, uno por cada una de las configuraciones más difundidas del sector, el *Wisk Aero Cora*, el *EHang 116* y el *Lilium Jet*, considerando por otro lado que estos vehículos son alimentados tanto por baterías Ion-Litio como por pilas de combustible PEMFC. En otras palabras, se analizará el impacto medioambiental de ambas formas de propulsión, además de compararlo con el asociado al transporte convencional. En este punto, es de utilidad la lectura de los epígrafes 1.1, 1.2 y 1.3, donde se exponen las características principales de estos sistemas de propulsión y aeronaves. La aplicación prevista de este estudio es formar parte de la evaluación tecnológica en el ámbito de la movilidad aérea alternativa y está dirigido al público general interesado. Aunque se basa en un marco internacional, este análisis se centra en el sistema insular de las Islas Canarias. En consecuencia, la recarga de las baterías y la producción de hidrógeno son modeladas según las características particulares de este archipiélago. No obstante, la mayoría de los parámetros que rigen las distintas misiones de vuelo a realizar dentro del archipiélago son independientes de la ubicación geográfica, sino que están determinados por las aeronaves en estudio, tal y como se detallará en epígrafes posteriores.

Por otra parte, debe mencionarse que el ciclo de vida de cualquier vehículo puede dividirse en dos sub-ciclos: el ciclo del propio vehículo y el ciclo del combustible.

En este caso de estudio, el primero de ellos se centra en la fase de uso y mantenimiento de la aeronave, así como en la fabricación y el reciclaje del sistema propulsivo ya que, debido a la ausencia de certificación y a los estándares de confidencialidad del sector, no es posible saber a ciencia cierta cómo se desarrolla la adquisición del resto de materias primas, la fabricación de los demás componentes o el montaje completo del vehículo. En cuanto al ciclo del combustible, se tendrán en cuenta la vía de producción y almacenamiento del hidrógeno y los diferentes escenarios de los que se obtiene la energía necesaria para estos procesos y para la recarga de las baterías. Estas asunciones se deben a que, por ejemplo, los FCEV generan mucho más impacto en la fase de fabricación que en la de uso [25], constatando la importancia de considerar todas estas fases para poder comparar adecuadamente entre sí los distintos modos de propulsión propuestos.

2.1.2. Análisis de inventario

Tal y como se comentó en la definición del alcance, en este LCA van a considerarse tanto el ciclo del vehículo como el ciclo del combustible, aunque ambos presentan distintos niveles de detalle. Por una parte, el análisis considera una vida útil total de 150.000 km [26], lo que corresponde aproximadamente con la distancia recorrida por un vehículo eVTOL durante un periodo de 8-10 años. Esta hipótesis se basa en la velocidad de desarrollo de la tecnología eVTOL, ya que es probable que tras este tiempo los diseños actuales sean sustituidos por aeronaves más eficientes. Debe destacarse además que este kilometraje será invertido en realizar diversas rutas aéreas entre las islas del archipiélago canario, rutas que se detallarán en profundidad en la definición del perfil de la misión de vuelo (apartado 2.2). Nótese que una vez sean definidas las rutas, podrán obtenerse los requerimientos energéticos asociados a cada una de ellas y con ello, la huella de carbono del vehículo durante dicha vida útil y el consumo estimado de hidrógeno y agua en el caso de las PEMFC. Debe mencionarse que esto último permite calcular la huella hídrica de estos sistemas. En cuanto al mantenimiento, se ha optado por atribuirle a esta etapa un porcentaje del impacto de fabricación. Puesto que tan sólo se ha considerado la manufactura de los sistemas propulsivos,

el impacto ambiental asociado al recambio de los componentes y fluidos presentes en estos sistemas se ha estimado en torno al 3% [27].

Para las etapas de producción y retirada del sistema propulsivo se emplearán diversos factores de emisión correspondientes a cada una de las partes elementales de las que está compuesto cada sistema. En normas generales, el sistema propulsivo de un BEV está formado por: el ánodo, el cátodo, el electrolito, el separador, la carcasa de la célula, el embalaje de la batería y los sistemas de refrigeración y gestión. Por su parte, un vehículo FCEV engloba la pila de combustible, el depósito donde se almacena el hidrógeno, la batería, la unidad de control de potencia (PCU), el motor eléctrico y el sistema de balance de planta (BoP). Cabe mencionarse además que la fase de fin de vida (EoL) incluye varios procesos de acondicionamiento mediante los cuales los diferentes componentes y materiales son tratados y preparados individualmente para su reutilización, reciclaje o eliminación. Sin embargo, el impacto será evaluado de manera global para esta fase. Debe prestarse especial atención al reciclaje del platino empleado en el catalizador de las PEMFC, ya que es uno de los elementos que más impacto medioambiental produce por kilogramo de material. A modo informativo, las investigaciones actuales presentan nuevos procesos capaces de reciclar hasta el 76% de este metal precioso [28]. Para las etapas de fabricación y reciclaje, los factores de emisión que se utilizarán en este estudio se muestran en la Tabla 2.1 y en la Tabla 2.2.

Tabla 2.1. Factores de emisión para las etapas de fabricación y reciclaje de las baterías Ion-Litio [29].

Componente	Extracción, refinado y procesado	Fabricación y montaje	Reciclaje
	[kg CO ₂ -eq / kWh batería]		
Ánodo	7-25		
Cátodo	13-20		
Electrolito	4-13		
Separador	≈1		

Carcasa de la célula	≈1		
Embalaje de la batería	10-25		
Sistema de enfriamiento	2-6		
Sistema de gestión	4-30		
Total	48-121	20-110	15
Valor más realista	60-70	70-110	15

Tabla 2.2. Factores de emisión para las etapas de fabricación y reciclaje de las PEMFC [30].

Componente	Global fabricación	Reciclaje
	[kg CO ₂ -eq / kWh FC]	
FC stack	26,44	4,32
Depósito de hidrógeno	48,1	
BoP	6	
PCU	2,4	0,24
Motor eléctrico	2,4	
Batería	4,8	0,48
Total	90,14	5,1

A la vista de los factores de emisión mostrados, el impacto medioambiental se analizará principalmente bajo la categoría *Global Warming Potential* (GWP). El índice GWP trata el potencial que el sistema en estudio tiene para contribuir al cambio climático. Esto se cuantifica en función del grado en que las emisiones favorecen el forzamiento radiativo infrarrojo acumulado durante un determinado periodo de tiempo. En otras palabras, es una medida relativa del calor atrapado por un determinado GEI en comparación con un gas de referencia, por lo general, dióxido de carbono. Por tanto, este impacto suele expresarse en *kg CO₂-eq*.

En cuanto al ciclo del combustible, se ha considerado como escenario principal que la producción de hidrógeno se realiza *in-situ* mediante la electrólisis del agua. Nótese que la etapa de purificación del agua no ha sido incluida en el estudio. En consecuencia, el proceso de generación de hidrógeno, junto con la recarga de las baterías, se realiza a partir de las fuentes de electricidad disponibles en la isla del archipiélago canario en la que se encuentre la aeronave eVTOL. En este punto, debe recalcar que la tasa de contribución de cada una de las fuentes viene determinada por el suministro eléctrico español en los sistemas del archipiélago canario, tal y como se detallará en el epígrafe 2.4. Por último, debe mencionarse que además de la electrólisis, se puntualizará el impacto medioambiental asociado a la obtención de hidrógeno a través del reformado del metano.

En otro orden de ideas, el hidrógeno generado es almacenado a bordo en depósitos presurizados en forma de gas comprimido, normalmente a una presión de 350-700 bares [31]. Por tanto, este proceso de compresión debe ser tenido en cuenta en el análisis del ciclo de vida.

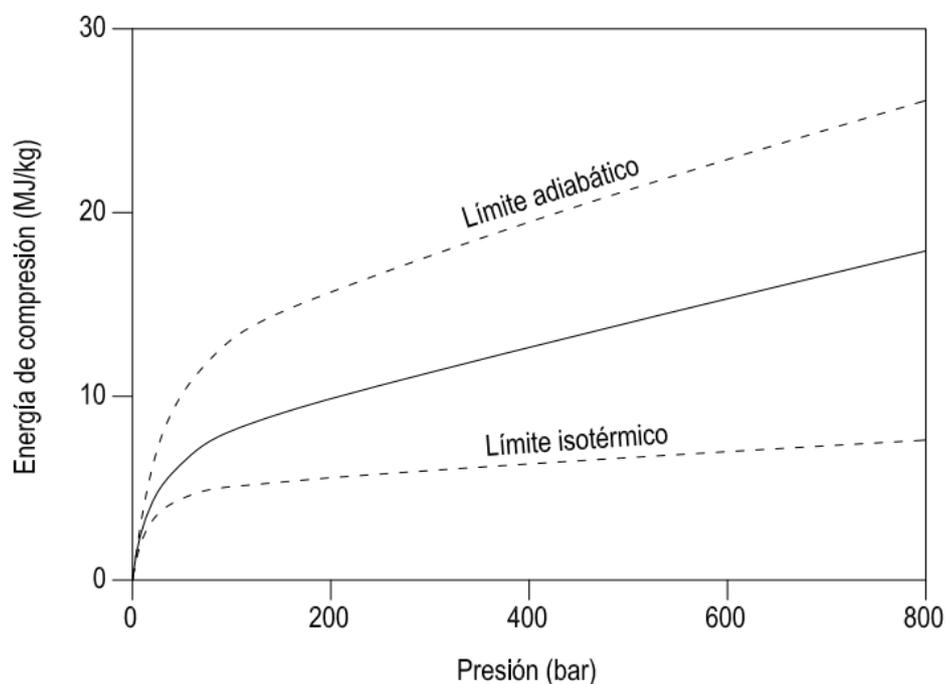


Figura 2.2. Energía necesaria para la compresión según la presión objetivo [32].

A la vista de la Figura 2.2, puesto que en este estudio se ha considerado que el hidrógeno se almacena a un valor típico de 700 bares, para efectuar la compresión son necesarios en torno a 16 MJ (4,44 kWh) adicionales por kg de H₂ comprimido. Nótese que en los epígrafes siguientes se exponen los factores y las variables a tener en cuenta para efectuar correctamente este estudio LCA.

2.2. PERFIL DE LA MISIÓN

En normas generales, el perfil de una misión define las distintas fases que la componen y las características principales de cada una de ellas. Puesto que el concepto UAM aún no está implantado y la certificación de los vehículos eVTOL sigue en curso, actualmente no existe una legislación vigente a nivel mundial que regule y especifique los parámetros básicos del perfil de las misiones a realizar por estas aeronaves. Por este motivo en la literatura es habitual simplificar las misiones, sin embargo, en este documento se describirá una misión completa.

Con el fin de suplir la falta de legislación relativa a los vehículos eVTOL, se va a emplear un perfil de misión mundialmente reconocido además de desarrollado por la NASA: el Perfil de Misión General (GMP) [33], asegurando que cada una de las misiones que se definan tengan los mismos segmentos y las mismas restricciones. El GMP comienza con un segmento de rodaje denominado *taxi*, que tiene por objetivo el desplazamiento del vehículo desde el *parking* hasta la zona de despegue. Se propone que cada vehículo sea capaz de rodar sobre sus propias ruedas, por lo que debe generar la energía suficiente para realizar 15 segundos de rodaje al 10% de la potencia de crucero. A continuación, comienza el segmento de despegue. El vehículo debe despegar verticalmente y ascender hasta los 50 pies (15 m) AGL con una velocidad de 100 pies/min (30 m/min), lo suficientemente lenta como para resultar cómoda a los pasajeros.

Una vez alcanzados los 50 pies (15 m) AGL, se inicia la transición al segmento de ascenso, es decir, se cambia la configuración de vuelo vertical a horizontal. A falta de restricciones adicionales, se considera que esta fase debe durar 10 segundos y transcurrir a máxima potencia. En este punto, comienza el ascenso hasta la altitud de crucero. Para asegurar que la aeronave gane altitud y se aleje de la zona de despegue, se fija una tasa de ascenso de 900 pies/min (275 m/min).

En cuanto a la altitud de crucero, el documento 14 CFR §91.119 (b) [34] dicta que una aeronave de este tipo debe volar al menos 1000 pies (300 m) por encima del obstáculo más alto, manteniendo además una distancia horizontal de 2000 pies (600 m) con el mismo. Por su parte, la duración del segmento de crucero varía con la misión. No obstante, para garantizar una maniobrabilidad suficiente, la aeronave debe ser capaz de variar su altitud en esta fase con una velocidad de 500 pies/min (150 m/min). Como puntualización, es habitual agregar 20 minutos adicionales a esta fase como reserva.

El segmento de descenso tiene total libertad de definición, un enfoque conservador y muy común en el diseño de aeronaves. A continuación, comienza un nuevo segmento de transición, esta vez a vuelo vertical. La aeronave debe realizar un vuelo de 30 segundos a 50 pies (15 m) AGL antes de descender verticalmente a una velocidad de 100 pies/min (30 m/min). Nótese que ese periodo de 30 segundos tiene por objetivo permitir las autorizaciones previas al aterrizaje y posicionar correctamente la aeronave para realizar la maniobra en condiciones de seguridad. Por último, una vez efectuado el aterrizaje, se realiza un nuevo segmento *taxi* con los mismos requerimientos que el anterior. A modo de resumen, la Figura 2.3 propone un ejemplo de GMP.

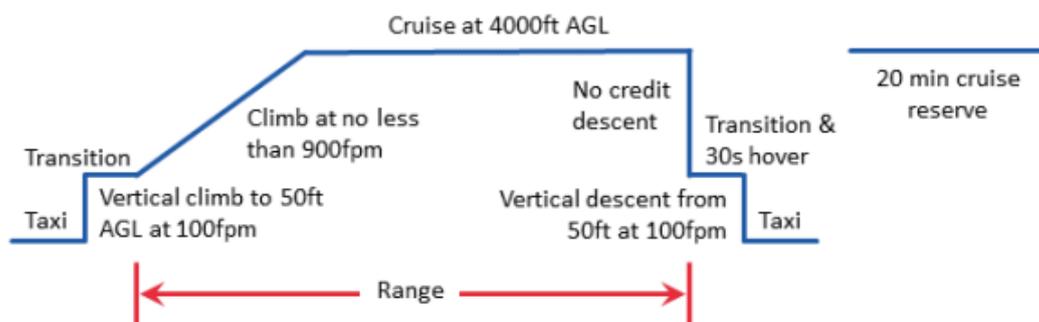


Figura 2.3. Ejemplo de General Mission Profile (GMP) [26].

Hasta el momento, se han detallado las características básicas de las misiones que realizarán los vehículos eVTOL de este estudio. Sin embargo, existen ciertos datos que aún no han sido especificados, pues dependen de la misión concreta que vaya a llevarse a cabo. Entre estos datos destaca principalmente la duración del segmento de crucero.

Tal y como se comentó en la introducción, los sistemas insulares son candidatos muy interesantes para implantar en ellos los conceptos RAM y UAM. Esto es debido principalmente a que, por sus condiciones geográficas típicas, estos sistemas permiten un mayor aprovechamiento de las ventajas que introducen los vehículos eVTOL y de las energías renovables con el fin de satisfacer la creciente demanda energética, en lugar de emplear los combustibles fósiles habituales. En concreto, el sistema insular en el que se basa este trabajo es el de las Islas Canarias. El archipiélago de las Islas Canarias, situado en el océano Atlántico, está formado por nueve islas: El Hierro, La Gomera, Lanzarote, Fuerteventura, Tenerife, La Palma y Gran Canaria. Sobre la Figura 2.4, que muestra el archipiélago canario, se ha anotado una distancia representativa entre las diferentes islas.

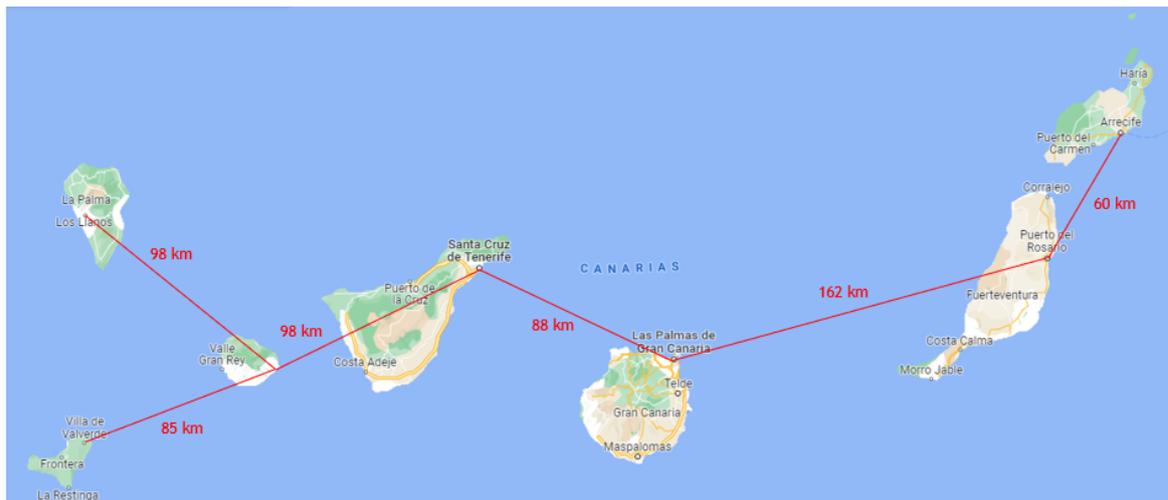


Figura 2.4. Archipiélago canario. Elaboración propia.

Nótese que la distancia mostrada corresponde aproximadamente con la existente entre las ciudades más pobladas de cada isla en cuestión, pues es en dichas ciudades donde se asume que irán edificados los distintos *vertiports*. A modo informativo, estas ciudades son [35]: Las Palmas de Gran Canaria (Gran Canaria), Santa Cruz de Tenerife (Tenerife), Arrecife (Lanzarote), Puerto del Rosario (Fuerteventura), Villa de Valverde (El Hierro), Los Llanos (La Palma) y San Sebastián de la Gomera (La Gomera).

A la vista de la Figura 2.4, la distancia obtenida entre islas se encuentra dentro de los rangos de alcance de los vehículos eVTOL *Lilium Jet* y *Wisk Aero Cora*,

presentados en el capítulo anterior. De hecho, sólo el *Lilium Jet* podría realizar todas las misiones posibles ya que, recapitulando, tiene por alcance 250 km mientras que el *Wisk Aero Cora* sólo alcanza los 100 km. Por su parte, el modelo *EHang 116* no podría realizar ninguno de los vuelos RAM presentados ya que, a modo de recordatorio, ha sido diseñado para misiones UAM. Por tanto, únicamente sería empleado para desplazamientos intrainsulares.

En definitiva, el segmento de crucero viene definido principalmente por su alcance, determinado a su vez por la distancia entre las islas origen y destino. Por otra parte, la velocidad y el tiempo de vuelo en esta fase serán aquellos que optimicen el alcance y la autonomía de las aeronaves. Nótese que la velocidad de crucero de cada una de las aeronaves eVTOL en las que se basa este trabajo ha sido presentada en la tabla de especificaciones correspondiente, véase Tabla 1.2, Tabla 1.3 y Tabla 1.4.

En lo relativo al segmento de crucero, sólo queda por determinar su altitud. Tal y como se ha comentado, esta altitud depende de los obstáculos que las aeronaves puedan encontrarse en su desplazamiento. Debe recalarse que el concepto obstáculo en este caso engloba únicamente aquellos edificadas por el hombre. Esto es debido a que, por lo general, estas misiones transcurrirán sobre el océano, sobrevolando tierra únicamente en las cercanías del *vertiport*. En el caso de que la misión requiera sobrevolar gran parte de una isla, como puede ser la ruta La Gomera - Tenerife, se debe tratar de rodear o sortear la orografía sin que esto se traduzca en un aumento acusado en la altitud. La razón principal se encuentra en la particular climatología de las Islas Canarias, que se explicará en párrafos posteriores. No obstante, aunque en la práctica el alcance del segmento de crucero varíe con el fin de adaptar la misión al relieve del terreno, en este estudio se considerarán las distancias definidas en la Figura 2.4. La Tabla 2.3 muestra los 5 edificios más altos del archipiélago canario.

Tabla 2.3. Edificios más altos de las Islas Canarias [36].

Nombre	Altura	Ciudad
Torres Santa Cruz	120 m	Santa Cruz de Tenerife
Torre Yaiza I	105 m	Las Palmas de Gran Canaria

Torre Yaiza II	95 m	Las Palmas de Gran Canaria
Edificio Solyvista	88 m	Las Palmas de Gran Canaria
Rascacielos Tres de Mayo	85 m	Santa Cruz de Tenerife

A la vista de la Tabla 2.3, el edificio más alto de todo el archipiélago canario tiene una altura de 120 m. Puesto que debe dejarse un margen de 300 m sobre el obstáculo más alto, la altitud de crucero obtenida es de 420 m. No obstante, para permitir el vuelo de varios vehículos eVTOL en el mismo espacio aéreo urbano con una distancia vertical de seguridad entre ellos, es conveniente aumentar la altitud de crucero en otros 300 m como máximo [33]. Con el fin de analizar el caso de mayor demanda energética, se ha aumentado la altitud de crucero anterior en dicho valor máximo, obteniéndose finalmente 720 m. Nótese que para las operaciones que no involucren ni a Tenerife ni a Gran Canaria, al disponer de edificios más bajos, podrían definirse altitudes inferiores, por lo que 720 m es una altitud máxima y conservadora. En este punto, debe mencionarse que los vehículos *Lilium Jet* y *Wisk Aero Cora*, al operar interinsularmente desde ciudades costeras, pasan la mayor parte de la misión de vuelo sobrevolando el mar. En consecuencia, los valores AGL y ASL coinciden y dicho incremento adicional de altitud para entornos urbanos no tiene por qué ser considerado. En definitiva, para ambos modelos se ha definido una altitud de crucero de 420 m mientras que, para el EHang 116, asciende a 720 m.

La situación de las Islas Canarias en el Océano Atlántico le otorga una climatología particular puesto que se ven afectadas casi todo el año por los vientos alisios [37], vientos constantes que soplan desde las zonas polares (altas presiones) a las zonas ecuatoriales (bajas presiones). En el caso concreto de Canarias, estos vientos tienen su origen en la zona de altas presiones situada en torno al paralelo 30°, correspondiente al anticiclón de las Azores. Estos vientos presentan dos componentes. Por un lado, los vientos alisios inferiores, frescos y húmedos, que actúan entre el nivel del mar y los 1.500 metros de altitud. Por otro lado, los vientos alisios superiores, cálidos y secos, que soplan por encima de los 1.500 metros. Cabe mencionarse que la dirección y velocidad de estos vientos varían según la peculiar configuración de cada una de las Islas, aunque presentan tendencias comunes: los alisios varían en intensidad según la cercanía del

anticiclón de las Azores a lo largo del año. En invierno, el anticiclón se desplaza hasta situarse cerca de Canarias y la intensidad de los alisios es menor. Esto es debido a que los vientos han recorrido menos distancia en contacto con el mar y, por tanto, su humedad se reduce.

En otro orden de ideas, tras chocar con las fachadas montañosas orientadas al norte, los alisios inferiores ascienden por las laderas, condensándose y aumentando su humedad. La circulación de los vientos alisios superiores impide dicho ascenso a partir de los 1.500-1.600 metros, lo que provoca una condensación aún mayor y con ello, la formación del conocido *mar de nubes* en las vertientes norte (Figura 2.5).



Figura 2.5. Mar de nubes sobre la isla de La Palma [37].

A juzgar por la altitud de crucero máxima anteriormente definida, cualquier aeronave eVTOL estará afectada por los vientos alisios inferiores. Sin embargo, siempre que la altitud no supere los 1.500 m, podrán evitarse tanto los vientos alisios superiores como el mar de nubes. Es por este motivo por el que aumentar las altitud con el fin de sobrevolar la orografía canaria supone más un riesgo que una ventaja, ya que las ráfagas de aire y la ausencia de visibilidad ocasionada por el mar de nubes suponen un peligro para la seguridad de la operación.

2.3. REQUERIMIENTOS DE LA AERONAVE

Hasta el momento, se han presentado las características principales de cada una de las fases del GMP en condiciones inter-intra insulares. Como recordatorio, se recoge en la Tabla 2.4 un resumen de dichas características en el ámbito interinsular y en la Tabla 2.5, su equivalente intrainsular.

Tabla 2.4. Características de una misión GMP interinsular. Elaboración propia.

Fase	Altitud ASL (m)	Duración (s)	Potencia	Velocidad vertical (m/min)
Taxi	0	15	10% crucero	0
Despegue	0-15	30	-	30
Transición	15	10	100%	-
Ascenso	15-420	88	-	275
Crucero	420	-	-	150
Descenso	420-15	88	-	-
Transición	15	30	-	-
Aterrizaje	15-0	30	-	30
Taxi	0	15	10% crucero	0

Tabla 2.5. Características de una misión GMP intrainsular. Elaboración propia.

Fase	Altitud AGL (m)	Duración (s)	Potencia	Velocidad vertical (m/min)
Taxi	0	15	10% crucero	0
Despegue	0-15	30	-	30
Transición	15	10	100%	-
Ascenso	15-720	153	-	275
Crucero	720	-	-	150
Descenso	720-15	153	-	-
Transición	15	30	-	-
Aterrizaje	15-0	30	-	30
Taxi	0	15	10% crucero	0

A la vista de la Tabla 2.4, la Tabla 2.5 y teniendo en cuenta que la duración del segmento de crucero depende de la distancia recorrida (Figura 2.4), en este epígrafe se calcularán los niveles de potencia que las aeronaves debe ser capaces de proporcionar en cada fase de vuelo.

2.3.1. Taxi

Tal y como se ha comentado, la potencia necesaria para esta fase corresponde con el 10% de la potencia de crucero [33]. Por tanto, no es necesario realizar cálculos adicionales para este segmento.

Debe destacarse que las aeronaves *Wingless*, al carecer de ruedas en su tren de aterrizaje, no pueden realizar esta fase de rodaje, pasando directamente a la fase de despegue.

2.3.2. Despegue y aterrizaje

En primer lugar, con el fin de simplificar los cálculos, se ha supuesto que los *vertiports* se encuentran edificados en el suelo. A su vez, ambas fases, despegue y aterrizaje, presentan los mismos requerimientos. Por una parte, mediante la ecuación (2.1) se calcula la potencia necesaria para el vuelo sostenido o *hover*, que alude a la capacidad de la aeronave de mantener su propio peso en el aire. Por otra parte, con la ecuación (2.2) se obtiene la potencia adicional que permite tanto aumentar como disminuir la altitud de manera controlada. Nótese que la potencia total es la suma de ambas contribuciones. Puesto que la velocidad de la aeronave es muy baja en estas fases, se desprecia el efecto de la resistencia aerodinámica.

$$P_{\text{vuelo sostenido}} = P_{v_sost} \cdot \frac{\mu_{total}}{\mu_{hélice}} \quad (2.1)$$

$$P_{\text{crucero}} = \frac{W \cdot v}{\mu_{hélice}} \quad (2.2)$$

Donde W es el peso de la aeronave y v la velocidad de ascenso. Por su parte, P_{v_sost} hace referencia a la potencia ideal requerida para el vuelo estacionario. A. Bacchini et al. [14] estimaron en su estudio valores para esta magnitud a nivel del mar. Debe tenerse en cuenta que, por aquel entonces, el modelo EHang 184 aún estaba operativo. Sin embargo, puesto que el modelo EHang 116 es su sustituto, se asume que dicho requerimiento permanece constante. Por otra parte, en el caso del *Lilium Jet*, se ha ponderado la potencia para adaptarla al diseño de 6 pasajeros. La Tabla 2.6 recoge los valores finalmente empleados.

Tabla 2.6. Potencia ideal para el vuelo sostenido según cada modelo de estudio.

Modelo	P_{v_sost} (kW)
<i>EHang 116</i>	47 [14]
<i>Wisk Aero Cora</i>	228 [14]
<i>Lilium Jet</i>	436 [Elaboración propia]

Por último, se establece el rendimiento total del sistema propulsivo en un 75% [14] y el asociado únicamente a las hélices en un 90%, valor típico de estos componentes.

2.3.3. Transición a la fase de ascenso

Esta fase tiene por objetivo cambiar la configuración de vuelo vertical a horizontal. Puesto que durante un cierto tiempo las aeronaves proporcionan simultáneamente potencia en los ejes horizontal y vertical, este segmento es el que requiere mayor demanda energética. En definitiva, se trata de generar la fuerza de sustentación suficiente para que la aeronave a partir de este punto pueda propulsarse únicamente con el sistema de propulsión horizontal, por lo que sólo es aplicable al *Wisk Aero Cora* y al *Lilium Jet*. Esta fase tiene una duración total de 10 segundos [33] y se ha dividido en dos etapas diferentes. La primera de ellas se basa en un desplazamiento horizontal durante 7 segundos y es la responsable de la generación paulatina de sustentación, reduciendo con ello la necesidad propulsiva en el eje vertical. La segunda etapa, de 3 segundos, consiste

en una transición hacia los requisitos de la fase de ascenso, es decir, una velocidad vertical de 4,58 m/s [33] y una velocidad de vuelo cercana a la de crucero.

Puesto que esta fase de transición depende de los resultados obtenidos para la fase de ascenso, conviene comprender en primer lugar los cálculos del apartado 2.3.4. En el caso del *Wisk Aero Cora*, para la primera etapa se ha definido una aceleración de 4,25 m/s² y, para satisfacer los requisitos de la fase de ascenso, en la segunda etapa se mantendrá una aceleración de 3,4 m/s². Por su parte, para el *Lilium Jet* se ha definido una aceleración de 7,6 m/s² durante la primera etapa y una aceleración de 5,6 m/s² para la segunda.

En otro orden de ideas, las ecuaciones que rigen el movimiento de la aeronave en esta fase son:

$$T = D + M \cdot a + W \cdot \sin \theta \quad (2.3)$$

$$L = 0.5 \cdot C_L \cdot \rho \cdot V^2 \cdot S \quad (2.4)$$

$$D = 0.5 \cdot C_D \cdot \rho \cdot V^2 \cdot S \quad (2.5)$$

$$P_H = \frac{T \cdot V}{\mu_{hélice}} \quad (2.6)$$

$$P_V = P_{vuelo sostenido} \cdot \left(1 - \frac{L}{W \cdot \cos \theta}\right) \quad (2.7)$$

Donde T es el empuje proporcionado por los motores, D es la resistencia aerodinámica, M la masa del vehículo, a la aceleración, θ el ángulo de ascenso, L la sustentación aerodinámica, C_L y C_D los coeficientes de sustentación y resistencia, V la velocidad, S la superficie alar, P_H la potencia en el eje horizontal y P_L la potencia en el eje vertical. Debe mencionarse que ρ es la densidad y, con el fin de facilitar los cálculos, se ha mantenido para todo el estudio igual a la de crucero considerando además una temperatura media insular de 21 °C [38].

En este punto, debe detallarse la aerodinámica de estas aeronaves en base al análisis realizado por A. Bacchini et al. [14]. En cuanto al perfil alar, se ha seleccionado el NLF(1)-0115 [39][40]. Teniendo en cuenta el resto de los componentes y empleando el software Xfoil [41], se ha podido calcular la curva

polar de ambos modelos. La ecuación (2.8) corresponde con la curva polar del *Wisk Aero Cora* y la ecuación (2.9) con la del *Lilium Jet*.

$$C_D = 0.0438 + 0.0294 \cdot C_L^2 \quad (2.8)$$

$$C_D = 0.0163 + 0.058 \cdot C_L^2 \quad (2.9)$$

Por otra parte, se estima que el ángulo de ataque óptimo en vuelo horizontal para el *Wisk Aero Cora* es de 8° [14]. Para este valor, los coeficientes aerodinámicos de sustentación y resistencia son, respectivamente, $C_L = 1$ [40] y $C_D = 0,0732$, siendo este último dato obtenido de la ecuación (2.8). Sin embargo, para el *Lilium Jet* no se especifica un valor concreto de ángulo de ataque, por lo que se asumirán los 8° anteriores. En este caso, los coeficientes aerodinámicos son $C_L = 1$ [40] y $C_D = 0,0743$, de acuerdo con la ecuación (2.9).

Debe tenerse en cuenta que al final de esta fase de transición debe alcanzarse un determinado ángulo de ascenso, por lo que durante la segunda etapa será necesario ajustar progresivamente el valor de todas las magnitudes. La Tabla 2.7 y la Tabla 2.8 ilustran segundo a segundo la evolución de la fase de transición para ambos diseños eVTOL.

Tabla 2.7. Fase de transición-ascenso del *Wisk Aero Cora*. Elaboración propia.

Tiempo (s)	V (m/s)	Cl	Cd	θ (deg)	Drag (N)	Lift (N)	Thrust (N)
1	4,25	1	0,073	0	7,62	104,1	5210
2	8,5	1	0,073	0	30,47	416,2	5232
3	12,75	1	0,073	0	68,55	936,5	5271
4	17	1	0,073	0	121,9	1665	5324
5	21,25	1	0,073	0	190,4	2601	5392
6	25,5	1	0,073	0	274,2	3746	5476
7	29,75	1	0,073	0	373,2	5099	5575
8	33,15	1,1	0,079	2,2	502,5	6964	5124
9	36,55	1,2	0,086	4,4	662,9	9235	5744
10	39,95	1,3	0,093	6,6	859,5	11952	6399

Tabla 2.8. Fase de transición-ascenso del Lilium Jet. Elaboración propia.

Tiempo (s)	V (m/s)	Cl	Cd	θ (deg)	Drag (N)	Lift (kN)	Thrust (kN)
1	7,6	1	0,074	0	20,93	0,281	24,15
2	15,2	1	0,074	0	83,7	1,12	24,21
3	22,8	1	0,074	0	188,3	2,53	24,32
4	30,4	1	0,074	0	334,8	4,5	24,47
5	38	1	0,074	0	523,1	7,04	24,65
6	45,6	1	0,074	0	753,3	10,14	24,88
7	53,2	1	0,074	0	1025,3	13,8	25,15
8	58,8	1,07	0,082	1,27	1388	17,99	19,86
9	64,4	1,13	0,091	2,53	1837,9	22,93	21
10	70	1,2	0,1	3,8	2384,9	28,67	22,22

Por su parte, la Figura 2.6 y la Figura 2.7 muestran los requerimientos de potencia asociados a esta misma fase.

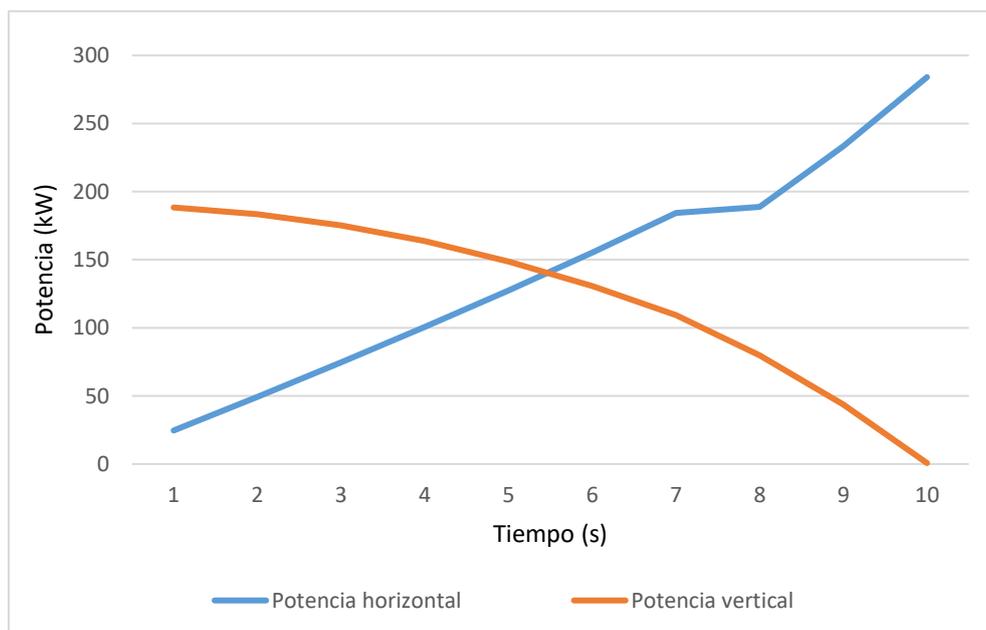


Figura 2.6. Potencia requerida para el Wisk Aero Cora en la transición-ascenso. Elaboración propia.

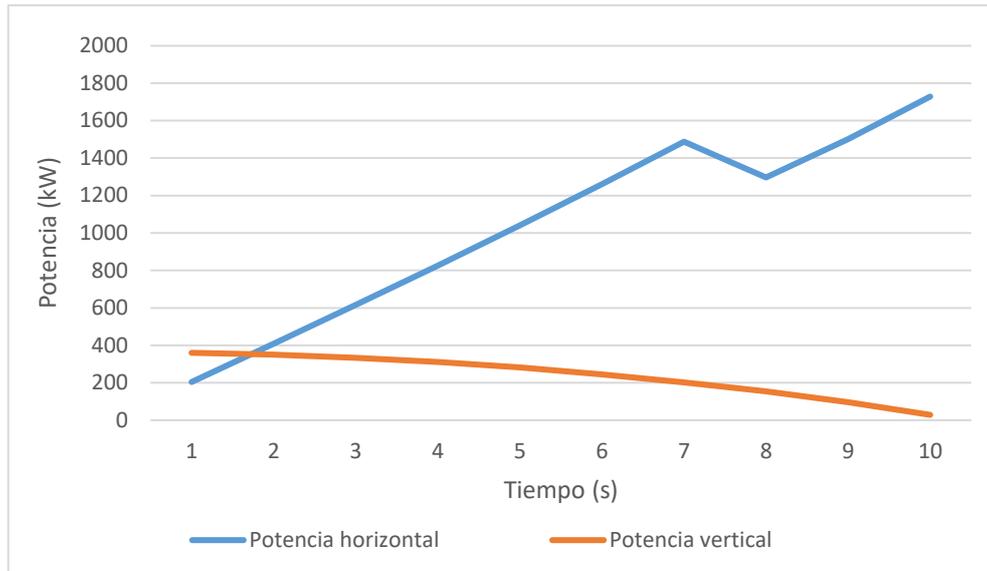


Figura 2.7. Potencia requerida para el Lilium Jet en la transición-ascenso. Elaboración propia.

2.3.4. Ascenso

Tal y como se ha adelantado, la fase de ascenso requiere una velocidad vertical de 4.58 m/s, que debe conseguirse con una velocidad de vuelo cercana a la de crucero. En lo relativo a los vehículos *Vectored Thrust* y *Lift + Cruise*, las ecuaciones que rigen el movimiento en esta fase son el equilibrio de fuerzas vertical y horizontal.

$$L = W \cdot \cos \theta \quad (2.10)$$

$$V_{vertical_ascenso} = V_{ascenso} \cdot \sin \theta \quad (2.11)$$

$$T = D + W \cdot \sin \theta \quad (2.12)$$

La ecuación (2.10) determina el equilibrio en el eje vertical. Debe mencionarse que se trata de un proceso iterativo cuyo objetivo de cálculo es la velocidad vertical anteriormente mencionada y dada por la ecuación (2.11). Una vez resuelto, se determina que el ángulo de ascenso óptimo para el *Wisk Aero Cora* es de 6,6°. Teniendo en cuenta que en vuelo horizontal el ángulo de ataque es de 8°, en primera aproximación se asume que en la fase de ascenso se tendrá un ángulo

de ataque de $14,6^\circ$, lo que proporciona un coeficiente de sustentación aerodinámica aproximado de $C_L = 1,3$. Por su parte, la velocidad de ascenso de este vehículo se encuentra en $39,9$ m/s. En cuanto al *Lilium Jet*, el ángulo de ascenso óptimo es $3,8^\circ$ ($C_L = 1,2$) y la velocidad de ascenso se sitúa en torno a los 70 m/s.

Una vez obtenida la velocidad de ascenso, el empuje puede calcularse mediante la ecuación (2.12). Por último, la potencia requerida para esta fase responde a la ecuación (2.13).

$$P = \frac{T \cdot V_{ascenso}}{\mu_{hélice}} \quad (2.13)$$

En otro orden de ideas, las aeronaves *Wingless* presentan unas ecuaciones totalmente diferentes. De acuerdo con la Teoría de la Cantidad de Movimiento (TCM), el rotor de estos vehículos es idealizado como un disco actuador que induce un salto de presiones a través del mismo [42]. Debido a este salto, se induce una determinada velocidad en el rotor. Las ecuaciones de conservación adimensionales aplicadas a esta fase de vuelo proporcionan las expresiones que se muestran a continuación.

$$P_{i0} = W \cdot v_{i0} \quad (2.14)$$

$$v_{i0} = \sqrt{\frac{W}{2 \cdot S \cdot \rho}} \quad (2.15)$$

$$\frac{P_i}{P_{i0}} = K \cdot \frac{v_i}{v_{i0}} \cdot \left(\frac{V_z}{v_{i0}} + \frac{v_i}{v_{i0}} \right)^2 + \frac{f}{4 \cdot S} \cdot \left(\frac{V_z}{v_{i0}} \right)^3 \quad (2.16)$$

$$1 = \frac{v_i}{v_{i0}} \cdot \left(\frac{V_z}{v_{i0}} + \frac{v_i}{v_{i0}} \right) \quad (2.17)$$

Donde P_{i0} y v_{i0} son la potencia y la velocidad inducidas en la condición de vuelo estacionario a la altitud considerada, S es la superficie discal total, es decir, teniendo en cuenta todos los rotores, P_i y v_i son la potencia y la velocidad inducidas en la fase de ascenso, V_z es la velocidad vertical, K es el factor de

corrección de la velocidad en ascenso, f es un factor que engloba la resistencia debida al fuselaje y ρ es la densidad a la altitud de vuelo, que será de nuevo para todas las fases igual a la de crucero.

Para el EHang 116 se consideran los factores $K = 1,26$ [14] y $f = 1,1984$ [43]. Por otra parte, anteriormente se estableció una altitud de crucero de 720 m. Sin embargo, para el cálculo de la densidad, deben emplearse condiciones ASL. Con el fin de evitar el relieve montañoso interior de las islas, se asume que los trayectos a realizar por el vehículo serán de índole costera. Por tanto, considerando que el terreno se encuentra a una altitud media de 200 m sobre el nivel del mar, se obtiene una altitud de crucero de 920 m ASL. A la vista de las ecuaciones, una vez obtenidas la velocidad inducida y la potencia necesaria para el vuelo sostenido a la altitud de crucero, la potencia de la fase de ascenso puede calcularse mediante la ecuación (2.16).

2.3.5. Crucero

Para las configuraciones *Vectored Thrust* y *Lift + Cruise*, la potencia necesaria en la fase de crucero viene determinada por la eficiencia del sistema y la resistencia aerodinámica que las aeronaves deben vencer, respondiendo a la ecuación (2.18).

$$P_{crucero} = \frac{0.5 \cdot C_D \cdot \rho \cdot V_{crucero}^3 \cdot S}{\mu_{hélice}} \quad (2.18)$$

Nótese que la velocidad de crucero es aquella definida en las especificaciones de cada diseño y que se considera óptima para estas misiones. A su vez, se recuerda que el ángulo de ataque para esta fase es de 8° . Véase el apartado 2.3.3 para más detalles acerca del valor del coeficiente de resistencia.

Por su parte, la aeronave EHang 116 presenta unas ecuaciones diferentes fruto de la aplicación de la TCM a la fase de crucero.

$$\frac{P_{req}}{P_{i0}} = K \cdot \frac{P_i}{P_{i0}} + \frac{f}{4 \cdot S} \cdot \left(\frac{V_x}{v_{i0}} \right)^3 \quad (2.19)$$

$$\frac{P_i}{P_{i0}} = \frac{v_i}{v_{i0}} \quad (2.20)$$

$$1 = \frac{v_i}{v_{i0}} \cdot \sqrt{\left(\frac{V_x}{v_{i0}}\right)^2 + \left(\frac{v_i}{v_{i0}}\right)^2} \quad (2.21)$$

Donde P_i y v_i son esta vez la potencia y la velocidad inducidas en el segmento de crucero, P_{req} la potencia requerida durante esta fase tras considerar la contribución parásita, K es el factor de corrección de la velocidad y V_x es la velocidad nominal de crucero. Nótese que, en esta fase, $K = 1,75$ [43].

2.3.6. Descenso

Puesto que la fase de descenso tiene total libertad de definición, varias alternativas fueron consideradas. En primer lugar, se planteó la posibilidad de que la fase de descenso fuera inversa a la de ascenso. Sin embargo, para satisfacer el requisito de velocidad vertical, la velocidad de vuelo debía ser demasiado elevada y teniendo en cuenta la proximidad con el suelo, la maniobra no podía realizarse en condiciones de seguridad y confort para los pasajeros. Por ello, finalmente se optó por seguir una regla denominada *Rule of Three* [44].

Esta regla es adoptada por los pilotos para amortiguar los efectos de la variación de presiones durante el descenso y establece que debe recorrerse un espacio de 3 NM por cada 1000 pies de altitud descendida, que resulta en un ángulo de descenso de 3° . El piloto mantiene este ritmo hasta que se encuentra a 10000 pies (3000 m) de altitud, momento en el que adopta una tasa de descenso de 300 fpm (1,524 m/s). En el caso de estudio, puesto que la aeronave se mantiene en todo momento por debajo de 10000 pies, únicamente debe aplicarse la velocidad vertical de descenso mencionada. Considerando ambos datos, el ángulo de descenso y la velocidad vertical, la velocidad de vuelo obtenida para esta fase es de 29,12 m/s. En cuanto al *Wisk Aero Cora* y al *Lilium Jet*, siguiendo la tendencia anterior, el ángulo de ataque en esta fase alcanza los 5° , proporcionando un coeficiente de sustentación aerodinámica de $C_L = 0,75$ [40].

Las ecuaciones de movimiento en descenso son similares que las asociadas a la fase de ascenso.

$$L = 0.5 \cdot C_L \cdot \rho \cdot V_{descenso}^2 \cdot S \quad (2.22)$$

$$T = D + W \cdot \sin \gamma \quad (2.23)$$

$$P_H = \frac{T \cdot V_{descenso}}{\mu_{hélice}} \quad (2.24)$$

$$P_V = \frac{(L - W \cdot \cos \gamma) \cdot V_{descenso}}{\mu_{hélice}} \quad (2.25)$$

Donde γ corresponde con el ángulo de descenso anteriormente definido. Conocido el valor del coeficiente de sustentación C_L , el coeficiente de resistencia C_D puede ser calculado mediante la curva polar del modelo en cuestión. Nótese que el empuje requerido responde, sin más complicación, a la ecuación (2.23). Debe destacarse que, a diferencia de la fase de ascenso, se produce un desequilibrio en el eje vertical en favor del peso, por lo que será necesario proporcionar una cierta potencia vertical para mantener una velocidad constante y controlada. Los requerimientos de potencia horizontal y vertical vienen determinados por las ecuaciones (2.24) y (2.25) respectivamente.

Por último, una vez finalizada la fase de descenso, la aeronave llevará a cabo una maniobra de nivelación que consiste en la progresiva elevación del morro hasta unas condiciones cercanas a la pérdida.

En lo que respecta al modelo EHang 116, las ecuaciones son idénticas a las presentadas para la fase de ascenso, siendo necesario únicamente modificar el valor de la velocidad vertical al correspondiente para esta fase. Véase el epígrafe 2.3.4 para mayor detalle acerca de las ecuaciones.

2.3.7. Transición desde la fase de descenso

Esta fase tiene por objetivo reducir la sustentación y frenar la aeronave hasta permitir el vuelo vertical sostenido previo al aterrizaje. Esta fuerza de frenado está compuesta por la resistencia aerodinámica, que disminuye a medida que la

aeronave pierde velocidad, y por la componente propulsiva horizontal. Puesto que la duración de esta fase es de 30 segundos y la aeronave viene de la fase de descenso con una velocidad de vuelo de 29,12 m/s, para frenarla por completo se debe proporcionar una deceleración de 1 m/s². Por otra parte, se ha comentado que el nivelado de la aeronave se realiza en condiciones cercanas a la pérdida, es decir, con una inclinación de 14° y un coeficiente $C_L = 1,4$ [40]. En definitiva, esta fase de transición, como ocurre con la anterior, se divide en dos etapas diferentes. En la primera etapa el vehículo reduce progresivamente su necesidad propulsiva en el eje horizontal mientras que, en la segunda etapa, disminuye su inclinación hasta situarse en posición prácticamente horizontal ($C_L = 1$). Las ecuaciones de movimiento en esta fase son las siguientes.

$$T_H = D \cdot \cos \alpha + M \cdot a - L \cdot \sin \alpha \quad (2.26)$$

$$T_V = L \cdot \cos \alpha - W + D \cdot \sin \alpha \quad (2.27)$$

$$P_H = \frac{T_H \cdot V}{\mu_{\text{hélice}}} \quad (2.28)$$

$$P_V = P_{\text{vuelo sostenido}} \cdot \frac{T_V}{W - L \cdot \cos \alpha} \quad (2.29)$$

La Tabla 2.9 y la Tabla 2.10 ilustran segundo a segundo la evolución de esta fase de transición para ambos diseños eVTOL.

Tabla 2.9. Fase de transición-descenso del Wisk Aero Cora. Elaboración propia.

Tiempo (s)	V (m/s)	Cl	Cd	α (deg)	Drag (N)	Lift (N)	Vertical Thrust (kN)	Horizontal Thrust (kN)
0	29,12	1,4	0,101	14	495,4	6839	-5,24	0,05
3	26,12	1,4	0,101	14	398,6	5502	-6,56	0,28
6	23,12	1,4	0,101	14	312,3	4311	-7,74	0,484
9	20,12	1,4	0,101	14	236,5	3265	-8,77	0,663
12	17,12	1,4	0,101	14	171,3	2364	-9,66	0,818
15	14,12	1,4	0,101	14	116,5	1608	-10,41	0,948
18	11,12	1,4	0,101	14	72,2	997	-11,01	1,05
21	8,12	1,4	0,101	14	38,5	532	-11,47	1,13
24	5,12	1,3	0,093	10	14,1	196,3	-11,8	1,204

27	2,12	1,15	0,083	6	2,14	29,77	-11,96	1,22
30	-0,88	1	0,073	2	0,33	4,46	-11990	1224

Tabla 2.10. Fase de transición-descenso del Lilium Jet. Elaboración propia.

Tiempo (s)	V (m/s)	Cl	Cd	α (deg)	Drag (N)	Lift (N)	Vertical Thrust (kN)	Horizontal Thrust (kN)
0	29,12	1,4	0,13	14	537,4	5788	-25,37	2,3
3	26,12	1,4	0,13	14	432,4	4657	-26,5	2,47
6	23,12	1,4	0,13	14	338,8	3649	-27,5	2,62
9	20,12	1,4	0,13	14	256,6	2763	-28,37	2,76
12	17,12	1,4	0,13	14	185,8	2001	-29,13	2,87
15	14,12	1,4	0,13	14	126,4	1361	-29,76	2,97
18	11,12	1,4	0,13	14	78,4	844	-30,28	3,046
21	8,12	1,4	0,13	14	41,8	450	-30,67	3,10
24	5,12	1,3	0,114	10	14,61	166	-30,95	3,16
27	2,12	1,15	0,093	6	2,04	25,20	-31,09	3,17
30	-0,88	1	0,074	2	0,28	3,78	-31,11	3,175

Nótese que el signo negativo en el empuje vertical es debido al criterio de signos utilizado en el cálculo. Por su parte, la Figura 2.8 y la Figura 2.9 muestran los requerimientos de potencia asociados a esta fase.

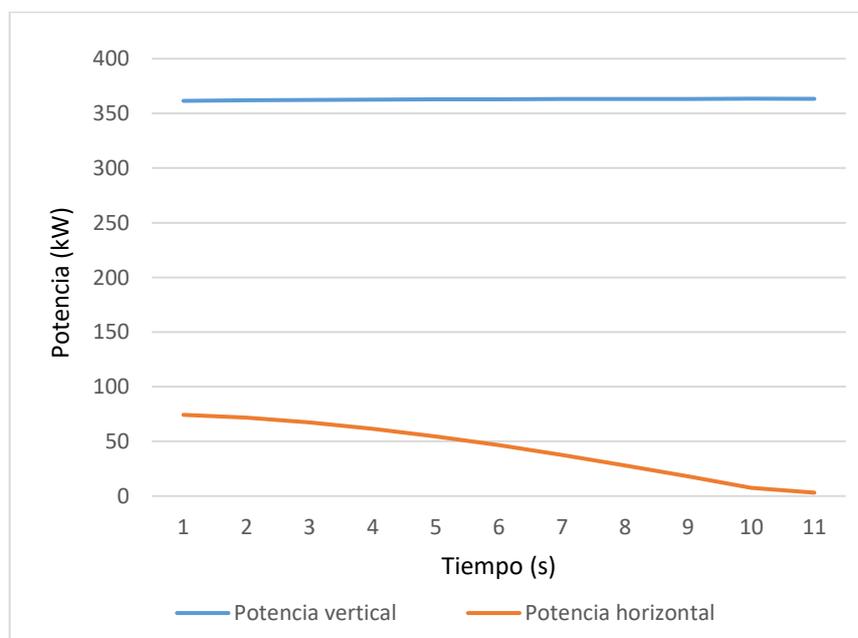
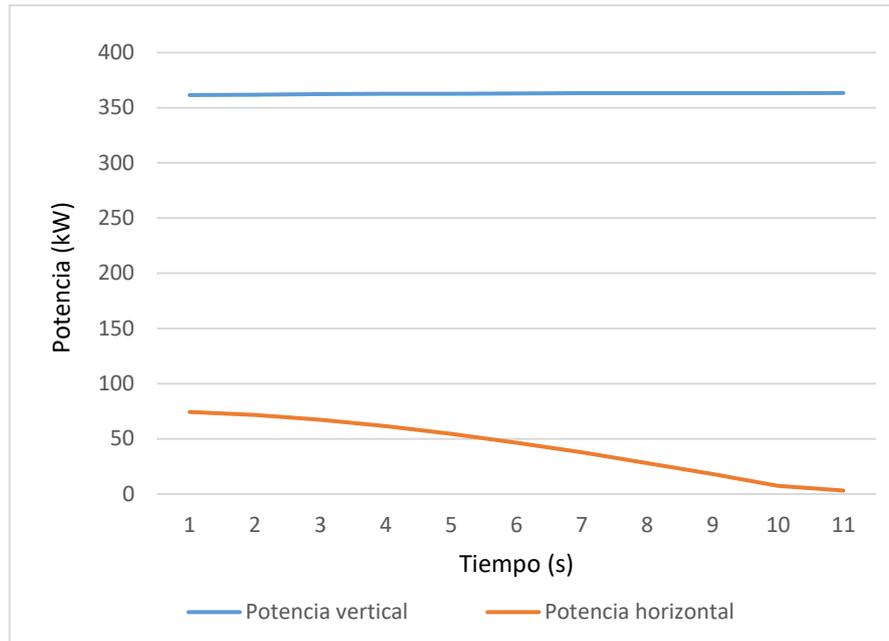


Figura 2.8. Potencia requerida para el Wisk Aero Cora en la transición-descenso. Elaboración propia.



*Figura 2.9. Potencia requerida para el Lilium Jet en la transición-descenso.
Elaboración propia*

En otro orden de ideas, se recuerda que las aeronaves *Wingless*, puesto que únicamente deben cambiar la orientación del plano rotor, no necesitan esta fase de transición.

2.4. DESARROLLO DEL MIX ENERGÉTICO

Tal y como se ha comentado anteriormente, para llevar a cabo el proceso de electrólisis con el que generar el hidrógeno que empleará la FC y la recarga de los vehículos alimentados por baterías, debe consumirse la energía necesaria de la red eléctrica del archipiélago canario, concretamente, del sistema en el que vayan a realizarse estos procesos. Nótese que la cantidad de energía a consumir viene determinada por las especificaciones de los vehículos eVTOL, por los requerimientos energéticos de cada misión de vuelo que vayan a realizar y por el rendimiento del proceso de electrólisis en el caso de las PEMFC.

La generación de energía eléctrica se realiza principalmente empleando las fuentes primarias de energía, es decir, los combustibles fósiles, a través de numerosas centrales eléctricas distribuidas en enclaves geográficos con unas características especiales [45]. Estas centrales son por lo general de índole

privada, ya que pertenecen a las grandes compañías eléctricas que, una vez generada la energía, la introducen en la red de transporte y la distribuyen para su consumo por el usuario. En España, este organismo es Red Eléctrica Española (REE) [46]. Sin embargo, uno de los grandes problemas de la energía eléctrica es que su consumo debe ser inmediato, ya que no es posible almacenar de forma eficiente grandes cantidades de electricidad. Además, el proceso de generación debe ser lo más económico posible con el fin de obtener el mayor beneficio sobre el capital invertido, por lo que los derroches energéticos no están permitidos. Por tanto, debe estimarse con mucha precisión la energía que va a ser consumida en cada instante. Este cálculo es realizado diariamente mediante sofisticados perfiles estadísticos, los cuales proporcionan una curva estimada de demanda y a la cual se ajusta la producción de electricidad. La Figura 2.10 muestra el proceso realizado durante el día 25 de mayo de 2022 para el sistema eléctrico canario en su conjunto. En primer lugar, la demanda real refleja el valor instantáneo de la demanda energética. La demanda prevista es elaborada por REE a partir de los valores de consumo de periodos precedentes y tras aplicarle una serie de factores correctores. Por último, se encuentra la producción programada, que determina la producción eléctrica de las unidades de generación a las que se les haya adjudicado un determinado suministro energético en la casación de los mercados [46]. Nótese que el termino casación hace referencia al acuerdo entre las ofertas de venta y adquisición de la energía. Particularmente, en la Figura 2.10, los datos mostrados de demanda real, prevista, producción programada y emisiones corresponden a los obtenidos a las 18 horas del día 25 de mayo de 2022 para el sistema eléctrico canario.

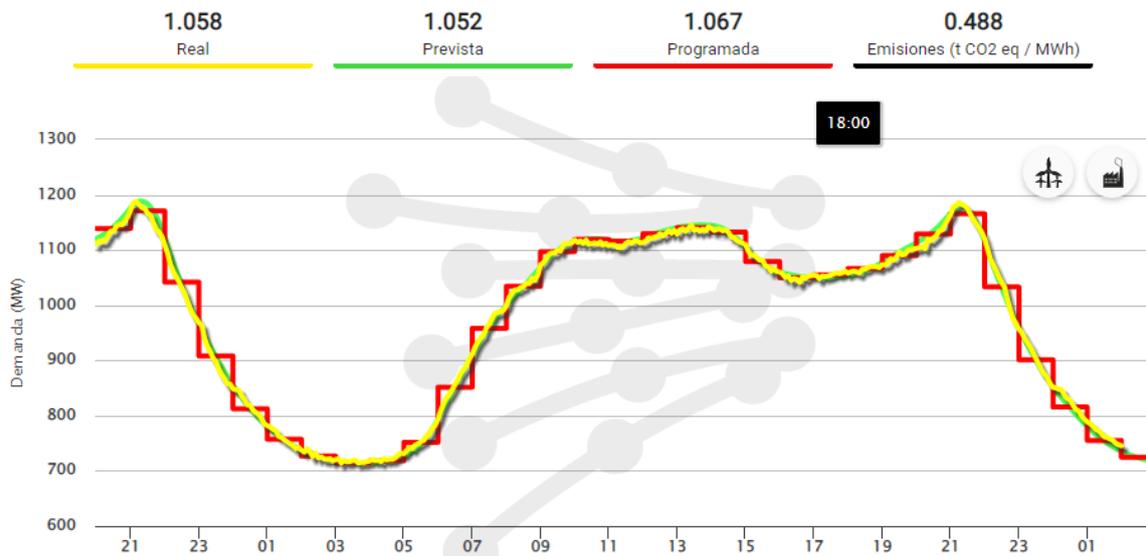


Figura 2.10. Programa de generación y demanda eléctrica correspondiente al 25 de mayo de 2022 en el sistema eléctrico canario conjunto [46].

Se denomina *mix* energético al conjunto de tecnologías empleadas para la satisfacción de la demanda eléctrica en cada instante, por lo que engloba tanto las fuentes renovables como las no renovables. En este punto, debe destacarse que esta tarea se ha ido complicando con el tiempo, no sólo por la incertidumbre intrínseca del proceso de cálculo, sino por el creciente aprovechamiento de las energías renovables y su entrada en el mercado eléctrico, ya que su producción es muy complicada de predecir.

Por otra parte, una unidad generadora es aquel sistema capaz de producir energía eléctrica a través de un determinado combustible. Con el fin de obtener el *mix* energético, la problemática de determinar qué potencia debe suministrar cada una de las unidades generadoras para satisfacer la demanda en todo momento en un determinado sistema eléctrico recibe el nombre de despacho de cargas o estructura de generación. Puesto que el objetivo principal de todo este proceso es la minimización de costes, es habitual referirse a este término como despacho económico de cargas [47]. En definitiva, el desarrollo de un despacho de cargas eficiente engloba un proceso de optimización en el que deben conocerse las expresiones que relacionan los costes y las emisiones con la potencia generada por cada unidad, siendo estas expresiones basadas en la relación existente entre el combustible consumido y la potencia generada. Red Eléctrica Española es el

organismo encargado de gestionar este proceso, teniendo en cuenta además otras restricciones derivadas de las necesidades operativas de los grupos generadores, bien por requerimientos funcionales de los propios grupos o por imposiciones del operador. Entre estos condicionantes destacan la potencia máxima y mínima disponible, las pérdidas en el transporte o el tiempo de funcionamiento de cada unidad generadora.

En otro orden de ideas, el archipiélago canario está formado por seis sistemas eléctricos independientes, uno por isla, salvo Lanzarote y Fuerteventura que forman un sistema conjunto e interconectado [47]. Cabe esperar que cada isla, al poseer unas condiciones climáticas y demográficas particulares, tenga curvas de demanda, coste y generación diferentes, así como una mayor o menor capacidad renovable, con su consecuente impacto en las emisiones resultantes. Estas características son lógicamente trasladadas a los sistemas eléctricos, siendo los de mayor dimensión y complejidad el de Gran Canaria y el de Tenerife. La Tabla 2.11 muestra la potencia instalada que tiene cada una de las unidades de generación presentes en cada uno de los sistemas eléctricos del archipiélago canario. Nótese que este valor proporciona una idea del tamaño, prestaciones y alcance de cada sistema.

Tabla 2.11. Potencia instalada de cada fuente de generación para cada sistema eléctrico canario [48].

	Gran Canaria	Tenerife	Lanzarote - Fuerteventura	La Palma	La Gomera	El Hierro
	<i>No-Renovable [MW]</i>					
Turbina de vapor	280	240	-	-	-	-
Motor diésel	84	84	277,68	82,84	21,17	14,91
Turbina de gas	173,45	265,7	141,6	22,5	-	-
Ciclo combinado	461,73	456,8	-	-	-	-
	<i>Renovable [MW]</i>					

Eólica	159,3	195,65	50,96	6,97	0,36	-
Solar	37,17	107,16	19,3	4,03	0,01	0,03
Hidráulica	-	1,22	-	0,8	-	-
Hidroeólica	-	-	-	-	-	22,8
Biogás	-	1,6	2,1	-	-	-

Es importante mencionar que los datos mostrados en la Tabla 2.11 corresponden al año 2019 ya que, debido a la crisis sanitaria por el COVID-19 y al conflicto entre Rusia y Ucrania, la tendencia de las curvas de demanda, coste y generación aún no ha alcanzado la normalidad. Por otra parte, por su escaso impacto, ni la energía hidráulica ni la obtenida del biogás serán consideradas en este estudio.

Tal y como se ha comentado en varias ocasiones, Red Eléctrica Española gestiona y efectúa el cálculo para determinar diariamente el despacho de cargas y el *mix* energético del territorio español. Este proceso goza de una cierta transparencia, ya que es posible visualizar y descargar archivos tipo CSV con un registro detallado de datos acerca de la demanda, la generación, los costes y las emisiones asociadas al consumo eléctrico de cualquier comunidad autónoma cualquier día pasado, siendo estos datos desglosados en intervalos horarios de 10 minutos. En lo que respecta al archipiélago canario, se han recopilado los archivos CSV correspondientes a cada día del año 2019 y se ha realizado la media aritmética de los mismos. En base a un día promedio, se ha representado el *mix* energético de cada sistema eléctrico canario, mostrándose además su curva de demanda.

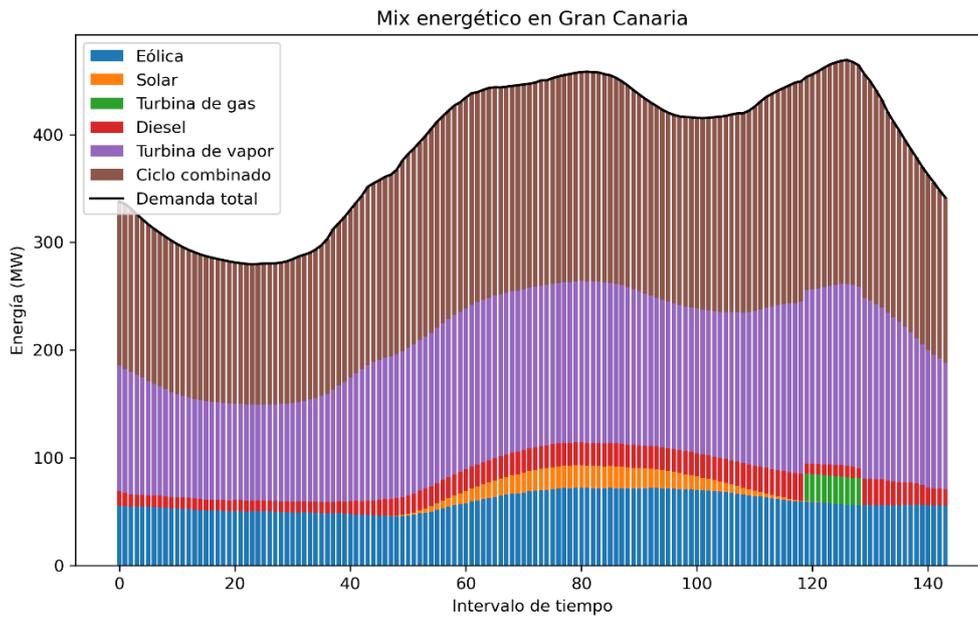


Figura 2.11. Mix energético en el sistema eléctrico de Gran Canaria. Elaboración propia.

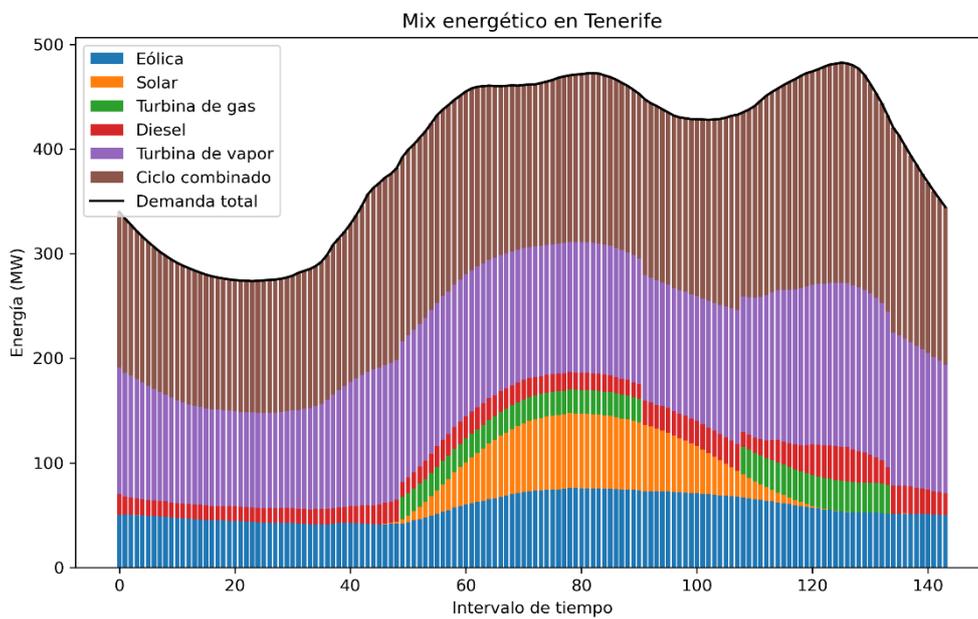


Figura 2.12. Mix energético en el sistema eléctrico de Tenerife. Elaboración propia.

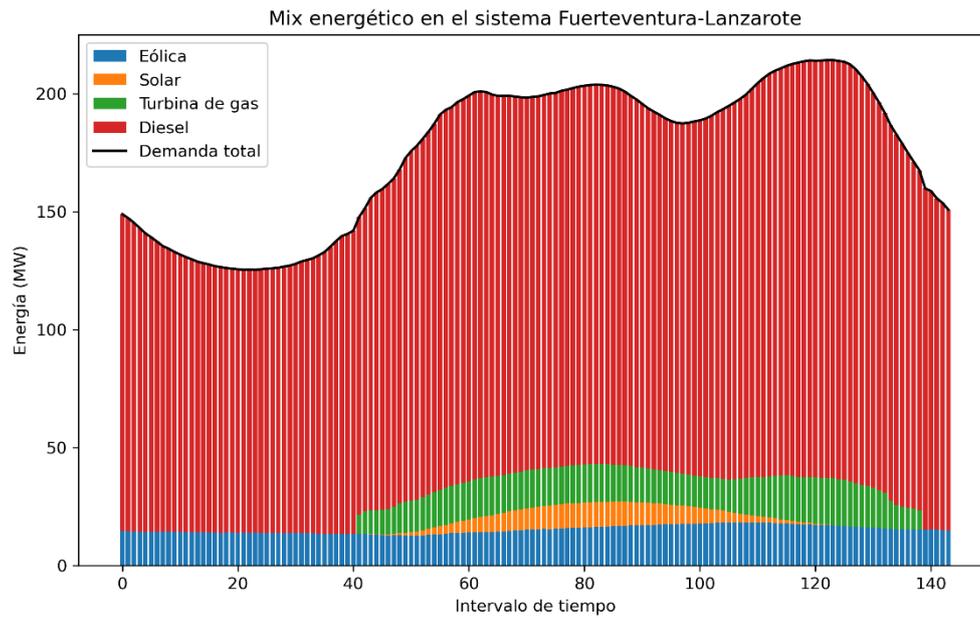


Figura 2.13. Mix energético en el sistema eléctrico de Fuerteventura-Lanzarote. Elaboración propia.

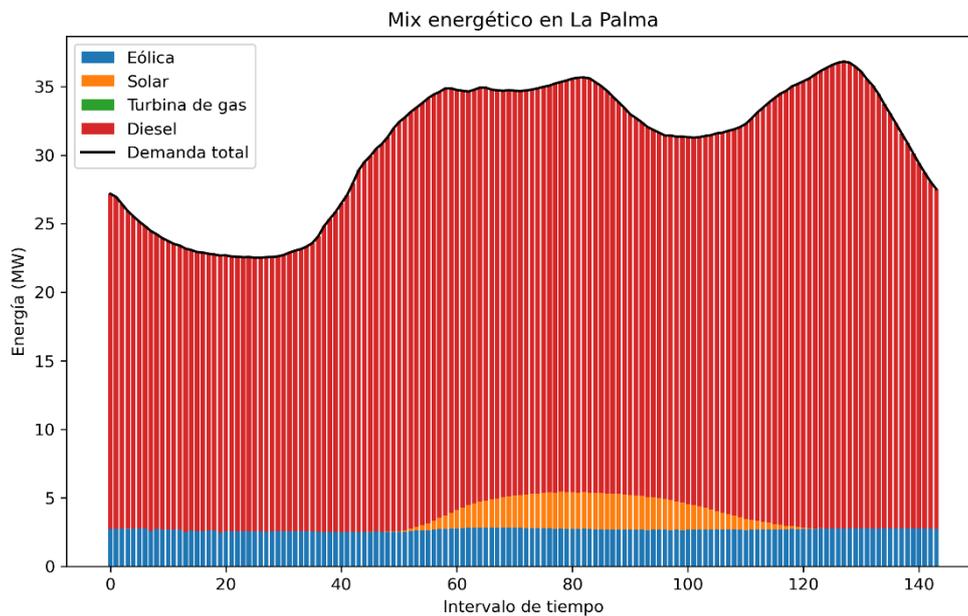


Figura 2.14. Mix energético en el sistema eléctrico de La Palma. Elaboración propia.

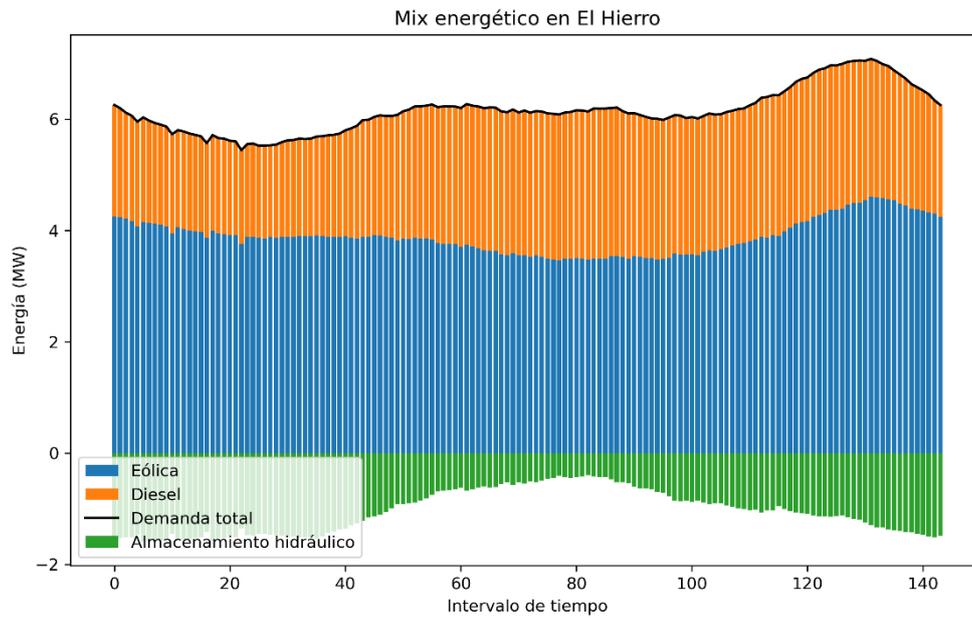


Figura 2.15. Figura 4.10. Mix energético en el sistema eléctrico de El Hierro. Elaboración propia.

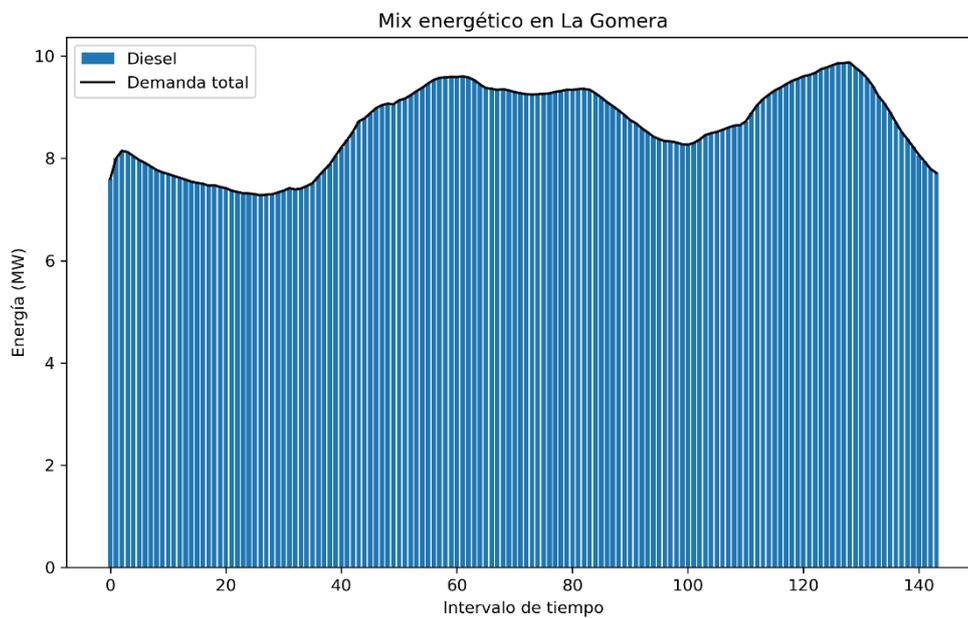


Figura 2.16. Mix energético en el sistema eléctrico de La Gomera. Elaboración propia.

Es importante recalcar que para la representación de la Figura 2.11, la Figura 2.12, la Figura 2.13, la Figura 2.14, la Figura 2.15 y la Figura 2.14, que corresponden respectivamente con el sistema eléctrico de Gran Canaria, Tenerife, Fuerteventura-Lanzarote, La Palma, El Hierro y La Gomera, se ha considerado que la potencia máxima que una unidad generadora puede proporcionar en cada intervalo asciende al 80% de la potencia instalada mientras que, la potencia mínima, se estima en un 5% [47]. Esto quiere decir que, si la potencia adjudicada a una unidad en un determinado intervalo no se encuentra entre dichos valores máximo y mínimo, no se ha tenido en cuenta. A modo de recordatorio, la potencia instalada de cada unidad para cada sistema eléctrico viene detallada en la Tabla 2.11. A su vez, las fuentes de energía se ordenan de menor a mayor coste según los datos proporcionados por REE. Por último, debe mencionarse con cierto detalle la central hidroeólica de El Hierro. En esta central [49], el excedente eólico que no es consumido por la población se destina a bombear agua, que queda acumulada con el fin de producir electricidad a partir de un salto hidráulico en momentos de escasez de viento, como si de un almacenamiento energético se tratase.

En lo que al análisis del ciclo de vida respecta, la producción de energía eléctrica a partir de combustibles fósiles da lugar a una serie de residuos que pueden clasificarse en tres grandes grupos [47]. En primer lugar, los residuos sólidos como la ceniza, normalmente generados en los procesos de combustión. Por otra parte, los residuos líquidos, destacando en ellos los aceites y las aguas utilizadas para el enfriamiento de los procesos y la maquinaria y que son devueltas al medio ambiente contaminadas. Por último, se encuentran los residuos gaseosos generados como productos de la combustión. Fundamentalmente estos residuos son el dióxido de carbono (CO_2) y el dióxido de azufre (SO_2). Sin embargo, dependiendo de la composición del combustible empleado y la cantidad de oxígeno que interviene en el proceso, es habitual encontrar otros compuestos como los NO_x y el monóxido de carbono (CO).

Para analizar el impacto de estos contaminantes, se trazan las denominadas curvas de emisiones. Estas curvas miden la concentración de estas emisiones en cada grupo generador de potencia, estableciendo así una relación entre la cantidad de contaminante emitido (kg/h) y la potencia (MW) generada por cada unidad.

Normalmente, estas expresiones están representadas por ecuaciones de segundo grado del tipo:

$$E = \frac{a + bP + cP^2}{PCI} \quad (2.30)$$

Donde a , b y c son constantes particulares de cada unidad generadora, PCI es el poder calorífico inferior del combustible utilizado y P es la potencia generada por cada unidad. Por tanto, a la vista de la ecuación (2.30), se comprueba que las emisiones dependen directamente de la potencia y por extensión, de la cantidad de combustible consumido. A grosso modo, el poder calorífico inferior de los combustibles normalmente empleados en las islas canarias se recoge en la Tabla 2.12.

Tabla 2.12. Poder calorífico inferior de los combustibles empleados en el archipiélago canario [50].

Combustible	PCI (th/t)
Fuel Oil BIA 1%	9850
Fuel Oil BIA 0,73%	9850
Diésel	10140
Gasoil	10373

Por su efecto medioambiental, el estudio LCA propuesto es capaz de valorar los principales contaminantes atmosféricos, es decir, SO_2 , CO_2 , NO_x y partículas sólidas respirables PM_{10} , ya que ocasionan fenómenos tan conocidos como el efecto invernadero y la lluvia ácida y presentan otros muchos efectos nocivos para el ser humano. En el caso del archipiélago canario, el valor de los coeficientes necesarios para el cálculo de las emisiones de cada unidad de generación se muestra en la Tabla 2.13.

Tabla 2.13. Coeficientes para el cálculo de emisiones según la unidad de generación [50].

Coeficiente	<i>a</i>	<i>b</i>	<i>c</i>
Unidades	$\left[\frac{kg_i \cdot th}{h \cdot kg_f} \right]$	$\left[\frac{kg_i \cdot th}{h \cdot kg_f \cdot MW} \right]$	$\left[\frac{kg_i \cdot th}{h \cdot kg_f \cdot MW^2} \right]$
SO₂			
Turbina de vapor	216,1	28,53	0,113
Motor diésel	51,63	10,48	0,02
Ciclo combinado	182	0,726	0,003
Turbina de gas	28,33	2,84	0,002
NO_x			
Turbina de vapor	129,5	1,56	0,246
Motor diésel	1073	38,79	3,39
Ciclo combinado	578,8	2,65	0,009
Turbina de gas	-36,72	6,87	0,252
CO₂			
Turbina de vapor	41010	8450	0,6
Motor diésel	24034	4362	48,13
Ciclo combinado	378955	4025	0,369
Turbina de gas	92110	6983	4,26
PM₁₀			
Turbina de vapor	3,71	0,122	0,00089
Motor diésel	7,119	-1,002	0,139
Ciclo combinado	2,02	-0,006	0,00014
Turbina de gas	5,168	0,185	0,000112

Nótese que los subíndices *f* e *i* en las unidades de la Tabla 2.13 corresponden con el combustible y el contaminante considerado. En este punto, sólo queda por incluir en la ecuación (2.30) la potencia generada por cada unidad para calcular las emisiones asociadas al proceso de generación de energía eléctrica. Con el fin de obtener un impacto medioambiental realista en cuanto al uso de los vehículos eVTOL, para el cálculo de esta potencia se han considerado una serie de variables:

el número de vehículos en funcionamiento, el modelo de negocio seguido y la franja horaria empleada para el consumo energético.

En cuanto al número de vehículos considerados en el estudio, se han seguido dos vías diferentes en función del campo de aplicación de la aeronave eVTOL. En el caso del EHang 116, que opera intrainsularmente, se asume que este vehículo competirá con los actuales medios de transporte terrestre. Por tanto, para estimar la cantidad de aeronaves necesarias, se ha recopilado el número de turismos en circulación en cada una de las islas del archipiélago. La Tabla 2.14 muestra estos datos en el año 2019.

Tabla 2.14. Turismos matriculados en cada isla del archipiélago canario [51].

Isla	Turismos
Gran Canaria	456.702
Tenerife	516.046
La Palma	44.520
El Hierro	4.900
La Gomera	9.471
Fuerteventura	55.245
Lanzarote	89.056

Teniendo en cuenta que en este documento no se contempla la sustitución masiva de los vehículos terrestres, este supuesto engloba tres escenarios diferentes. El más pesimista considera un 1% de los vehículos mostrados en la Tabla 2.14, el más optimista apuesta por un 5%, y un escenario algo más conservador, por un 3%. La Tabla 2.15 muestra el número de vehículos calculado por isla para cada escenario.

Tabla 2.15. Número de vehículos por isla según escenario para el EHang 116. Elaboración propia.

Isla	Escenario pesimista (E1)	Escenario neutro (E2)	Escenario optimista (E3)
Gran Canaria	4.568	13.702	22.836
Tenerife	5.161	15.482	25.803

La Palma	446	1.336	2.226
El Hierro	49	147	245
La Gomera	95	285	474
Fuerteventura	553	1.658	2.763
Lanzarote	891	2.672	4.453

En otro orden de ideas, si se trata de aeronaves que operan en vuelos interinsulares, como es el caso del *Wisk Aero Cora* y del *Lilium Jet*, en base a las rutas definidas en la Figura 2.4, el medio de transporte con el que se cubren estos trayectos actualmente es el barco. Por tanto, se ha accedido a las estadísticas de tráfico marítimo para recopilar el volumen de pasajeros medio diario de cada ruta en estudio durante el año 2019. Nótese que se han contabilizado los pasajeros en régimen de transporte regular, excluyendo así cruceros y excursionistas, y que el número de pasajeros cargados coincide con el de descargados. El número de pasajeros transportados se recoge en la Tabla 2.16.

Tabla 2.16. Tráfico marítimo medio diario de pasajeros por ruta de interés en el archipiélago canario.

Trayecto	Número de pasajeros
La Palma - La Gomera	37 [52]
La Gomera - Tenerife	1769 [52]
Tenerife - Gran Canaria	545 [52] [53]
Fuerteventura - Gran Canaria	54 [53]
Fuerteventura - Lanzarote	1 [53]

Debe mencionarse que la ruta Gran Canaria - Fuerteventura es a su vez realizada en avión, por lo que el volumen de pasajeros transportados a través de este medio debe ser considerado. Según las estadísticas de AENA [54], este valor asciende a 664.356 pasajeros totales durante el año 2019, lo que resulta en un valor medio de 1821 pasajeros diarios. Por otra parte, es de especial interés comentar que actualmente la ruta El Hierro - La Gomera no es cubierta directamente por ningún medio de transporte, siendo indispensable por tanto el transbordo en islas

auxiliares. Esto constata el valor añadido asociado al empleo de vehículos eVTOL, que sí podrían cubrir este tramo de manera rentable. Para esta ruta, al no disponerse de datos reales, se ha tomado un valor conservador de 25 pasajeros diarios. Por último, puesto que no se transporta más de un pasajero diario, el trayecto Fuerteventura - Lanzarote no es considerado rentable, por lo que no será analizado en el estudio.

Una vez recopilado el tráfico por ruta, a partir del número de pasajeros que cada aeronave eVTOL es capaz de transportar, puede estimarse el número de vehículos necesario para cubrir por completo la demanda de transporte. Puesto que la entrada en servicio de estas aeronaves se realizará progresivamente, el estudio engloba tres nuevos escenarios cuyos porcentajes son, respectivamente, 10%, 30% y 50%. La Tabla 2.17 muestra el número de vehículos *Wisk Aero Cora* necesarios por ruta para cada escenario y la Tabla 2.18 corresponde al *Lilium Jet*.

Tabla 2.17. Número de vehículos por ruta interinsular según escenario para el Wisk Aero Cora. Elaboración propia.

Ruta	Escenario pesimista (E1)	Escenario neutro (E2)	Escenario optimista (E3)
La Palma - La Gomera	2	6	10
La Gomera - Tenerife	89	266	443
Tenerife - Gran Canaria	28	82	137
El Hierro - La Gomera	2	4	7

Tabla 2.18. Número de vehículos por ruta interinsular según escenario para el Lilium Jet. Elaboración propia.

Ruta	Escenario pesimista (E1)	Escenario neutro (E2)	Escenario optimista (E3)
La Palma - La Gomera	1	2	4
La Gomera - Tenerife	30	89	148
Tenerife - Gran Canaria	10	28	46
Fuerteventura - Gran Canaria	32	94	157
El Hierro - La Gomera	1	2	3

Una vez obtenido el número de vehículos eVTOL del estudio, tal y como se ha mencionado, deben establecerse los modelos de negocio y de uso de estas aeronaves. Nótese que las franjas horarias de consumo energético vienen determinadas por las propias estrategias de negocio.

En primer lugar, se tiene un modelo caracterizado por el control total de los vehículos por parte del Estado. Este modelo tiene por objetivo aplanar la curva de demanda energética. La eficiencia de un sistema eléctrico, además de alcanzarse adecuando la producción energética a la demanda del mercado con el menor coste posible, se logra minimizando los picos de demanda que se producen al día. De esta manera, el reparto energético sería constante, sin operaciones de parada o arranque de determinadas centrales eléctricas, permitiendo una planificación energética más precisa y sencilla. En este supuesto, toda la flota de vehículos debe hacer uso de la red eléctrica canaria simultáneamente en las franjas horarias valle de la curva de demanda, en otras palabras, cuando ésta es mínima. Por otra parte, se ha considerado el desarrollo de flotas de taxis aéreos. Para que esta estrategia de negocio sea rentable, los usuarios deben tener disponibilidad de las aeronaves tanto de día como de noche. Puesto que el uso de este servicio se asume mayor a lo largo del día, el 80% de los vehículos harán uso de la red eléctrica canaria de noche para poder estar operativos durante el día, mientras que el porcentaje restante, será empleado durante la noche y cargado a lo largo del día. Por último, se ha enfocado el empleo de las aeronaves eVTOL como vehículos de uso privado. En este supuesto se permite el libre uso de las aeronaves, por lo que su recarga puede realizarse en cualquier momento del día, de manera aleatoria, sin control u orden alguno.

Una vez detallados todos los *inputs* requeridos para obtener el impacto medioambiental asociado a los vehículos eVTOL, se procede a calcular y evaluar dicho impacto.

3. Resultados

En este último epígrafe se presentan y analizan los resultados obtenidos. En primer lugar, se detalla el perfil de potencia y la demanda energética de cada misión y aeronave eVTOL. Por otra parte, se puntualizarán particularidades relativas a la obtención de hidrógeno electrolítico y se expondrá el consumo que las baterías y las PEMFC tienen en la red eléctrica canaria. En base a dicho consumo, se analizará el impacto medioambiental total generado a lo largo de la vida útil de estas aeronaves, según cada escenario considerado. Por último, se repetirá el cálculo anterior, únicamente en el ámbito de las PEMFC, suponiendo que el hidrógeno es obtenido mediante el reformado del metano.

3.1. PERFIL DE POTENCIA Y DEMANDA ENERGÉTICA

Una vez detalladas las ecuaciones que rigen cada una de las fases presentes en el GMP, véase el epígrafe 2.3, debe concretarse el perfil de potencia y, en consecuencia, la demanda energética de la aeronave. En primer lugar, se ha decidido desarrollar en profundidad el desplazamiento de Tenerife a Gran Canaria, ya que es un ejemplo de misión que puede ser efectuada tanto por el *Wisk Aero Cora* como por el *Lilium Jet*. Por ello, en aras de una mayor claridad expositiva, sólo va a ejemplificarse una de ellas. Se recuerda que la distancia entre ambas islas, lo que determina la duración del segmento de crucero, es de 88 km. La Figura 3.1 y la Figura 3.2 recogen el perfil de potencia asociado a este trayecto para ambos diseños.

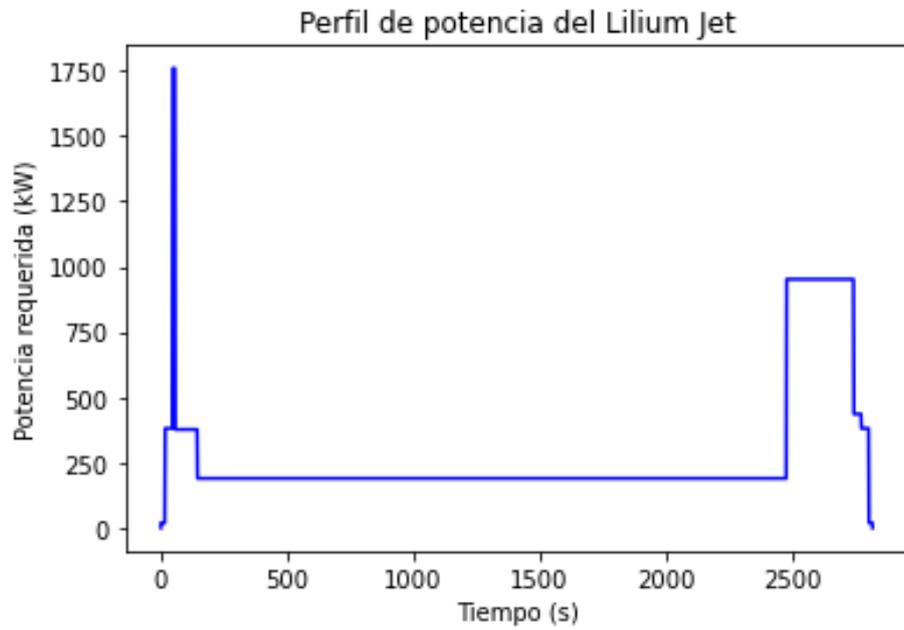


Figura 3.1. Perfil de potencia del Lilium Jet para un trayecto Tenerife - Gran Canaria. Elaboración propia.

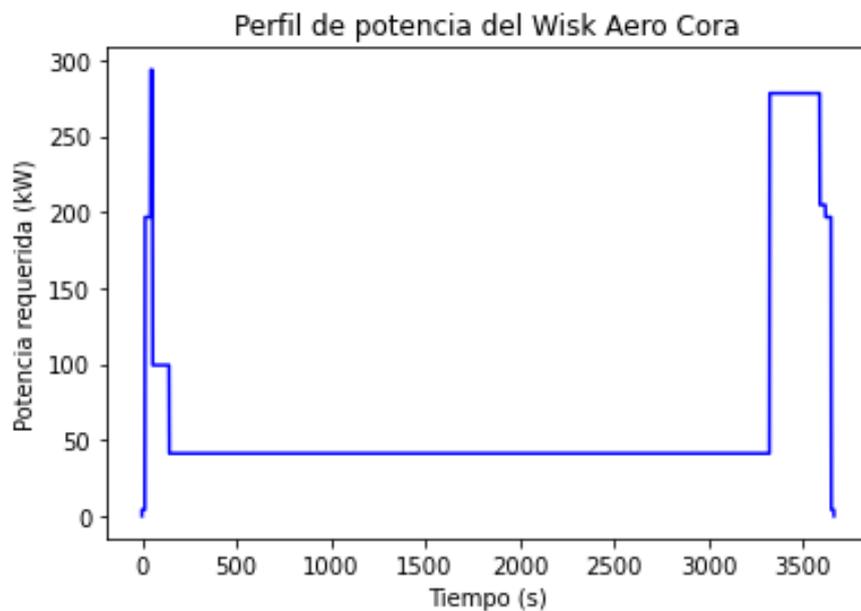


Figura 3.2. Perfil de potencia del Wisk Aero Cora para un trayecto Tenerife - Gran Canaria. Elaboración propia.

Nótese que la potencia equivalente a las fases de transición corresponde con el valor máximo registrado en cada una de ellas. En otro orden de ideas, la demanda energética puede obtenerse fácilmente multiplicando la potencia necesaria en

cada fase por la cantidad de tiempo que debe ser proporcionada. Estos cálculos se muestran en la Tabla 3.1 y en la Tabla 3.2.

Tabla 3.1. Demanda energética del Wisk Aero Cora para un trayecto Tenerife - Gran Canaria. Elaboración propia.

Fase	Potencia (kW)	Tiempo (s)	Energía (kWh)
Taxi	4,11	15	0,017
Despegue / Aterrizaje	196,7	30	1,64
Transición - Ascenso	-	10	0,736
Ascenso	99,23	88	2,44
Crucero	41,13	3180	36,33
Descenso	278,2	266	20,54
Transición - Descenso	-	30	1,82
Total	1318	3996	65,17

Tabla 3.2. Demanda energética del Lilium Jet para un trayecto Tenerife - Gran Canaria. Elaboración propia.

Fase	Potencia (kW)	Tiempo (s)	Energía (kWh)
Taxi	18,93	15	0,078
Despegue / Aterrizaje	380,6	30	3,17
Transición - Ascenso	-	10	3,54
Ascenso	376,5	88	9,24
Crucero	189,4	2331	122,6
Descenso	951,4	266	70,23
Transición - Descenso	-	30	3,73
Total	4511	3148	215,9

Nótese que en estas tablas se ha omitido la potencia de las fases de transición, pues fue previamente mostrada y detallada. Por otra parte, los cálculos del segmento de crucero consideran tanto el tiempo como la energía de reserva. Por último, la energía asociada al resto de rutas, que se calcula de la misma manera, se recoge en la Tabla 3.3 y en la Tabla 3.4.

Tabla 3.3. Energía asociada a las diferentes rutas interinsulares para el Wisk Aero Cora. Elaboración propia.

La Palma - La Gomera	El Hierro - La Gomera	La Gomera - Tenerife	Fuerteventura - Lanzarote
67,7 kWh	64,4 kWh	67,7 kWh	58 kWh

Tabla 3.4. Energía asociada a las diferentes rutas interinsulares para el Lilium Jet. Elaboración propia.

La Palma - La Gomera	El Hierro - La Gomera	La Gomera - Tenerife	Gran Canaria - Fuerteventura	Fuerteventura - Lanzarote
222,6 kWh	213,8 kWh	222,6 kWh	265,9 kWh	196,9 kWh

En lo referente al EHang 116, se comentó que es un vehículo reservado para vuelos intrainsulares y urbanos. Con el fin de ilustrar los requerimientos de potencia asociados a este vehículo, se ha definido una misión con un segmento de crucero de 10 km. El perfil de potencia de esta misión se muestra en la Figura 3.3.

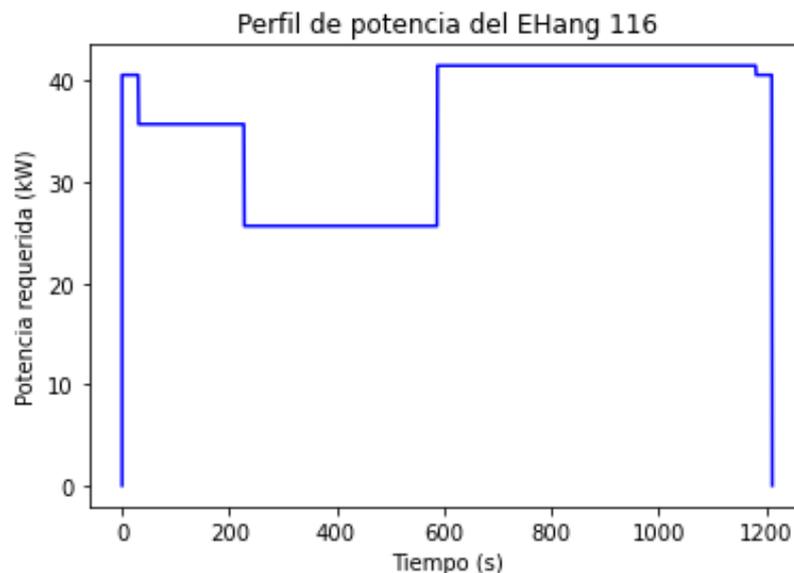


Figura 3.3. Perfil de potencia del EHang 116 para un crucero de 10 km. Elaboración propia.

Por su parte, la demanda energética para cada fase de vuelo se recoge en la Tabla 3.5.

*Tabla 3.5. Demanda energética del EHang 116 para un crucero de 10 km.
Elaboración propia.*

Fase	Potencia (kW)	Tiempo (s)	Energía (kWh)
Despegue / Aterrizaje	40,58	30	0,338
Ascenso	35,72	197	1,96
Crucero	25,66	360	2,56
Descenso	41,5	593	6,84
Total	184,05	1211	12,05

Debe mencionarse que a diferencia del *Lilium Jet* y del *Wisk Aero Cora*, debido a la reducida autonomía de vuelo del EHang 116 (Tabla 1.4), no es posible considerar los 20 minutos adicionales de reserva. Por último, la energía asociada a otras rutas posibles, que se calcula de la misma manera, se recoge en la Tabla 3.6.

*Tabla 3.6. Energía asociada a las diferentes rutas intrainsulares del EHang 116.
Elaboración propia.*

Crucero de 20 km	Crucero de 30 km
14,62 kWh	17,18 kWh

En otro orden de ideas, un último aspecto a tener en cuenta es el relativo a la eficiencia energética del vehículo. Tal y como se comentó, en este estudio se van a considerar aeronaves tanto alimentadas por baterías Ion-Litio como propulsadas mediante sistemas PEMFC. En este contexto, la eficiencia energética hace referencia a la relación entre la energía empleada para cargar el sistema y la realmente almacenada, es decir, la que puede ser consumida. Se estima que el rendimiento de las baterías Ion-Litio ronda de media el 96% [6] mientras que, en el caso de las PEMFC, llega al 60%. No obstante, debe mencionarse que en este último caso, si el calor generado fuese recuperado mediante algún subsistema, la eficiencia podría alcanzar el 80% [55]. Los valores de energía presentados hasta el momento y correspondientes a cada ruta de vuelo, son corregidos por el rendimiento del sistema propulsivo, véase la Tabla 3.7, la Tabla 3.8 y la Tabla 3.9 para dicho ajuste.

Tabla 3.7. Energía asociada al Wisk Aero Cora según la misión de vuelo. Elaboración propia.

Ruta	Tenerife - Gran Canaria	La Palma - La Gomera	El Hierro - La Gomera	La Gomera - Tenerife	Fuerteventura - Lanzarote
	[kWh]				
Baterías	67,88	70,52	67,08	70,52	60,42
PEMFC	108,62	112,8	107,33	112,8	96,67

Tabla 3.8. Energía asociada al Lilium Jet según la misión de vuelo. Elaboración propia.

Ruta	Tenerife - Gran Canaria	La Palma - La Gomera	El Hierro - La Gomera	La Gomera - Tenerife	Gran Canaria - Fuerteventura	Fuerteventura - Lanzarote
	[kWh]					
Baterías	224,9	231,8	222,7	231,8	277	205,2
PEMFC	359,83	371	356,33	371	444,17	283,17

Tabla 3.9. Energía asociada al EHang 116 según la misión de vuelo. Elaboración propia.

Ruta	Crucero de 10 km	Crucero de 20 km	Crucero de 30 km
	[kWh]		
Baterías	12,55	15,22	17,89
PEMFC	20,1	24,37	28,63

La Tabla 3.7, la Tabla 3.8 y la Tabla 3.9 muestran la energía que deben proporcionar los sistemas propulsivos para llevar a cabo cada una de las misiones definidas. Sin embargo, en el caso de las pilas de combustible, debe tenerse en cuenta una última puntualización. Puesto que la obtención de hidrógeno se realiza mediante un proceso de electrólisis, la eficiencia del mismo debe ser considerada. En primer lugar, puede obtenerse la cantidad de hidrógeno necesaria para cada misión de vuelo, ya que 1 kg de H₂ proporciona en torno a 33,33 kWh. Por otra parte, en base a las masas molares de cada componente, la electrólisis del agua requiere aproximadamente 9 kg de H₂O por cada kg de H₂ producido. Por último, debido a las pérdidas del sistema, una configuración operacional típica consume 48 kWh para producir un kg de hidrógeno [56]. Nótese que es este valor el que debe considerarse para analizar el impacto en la red eléctrica canaria.

3.2. IMPACTO MEDIOAMBIENTAL

Una vez calculados los requerimientos energéticos asociados a cada una de las misiones que los diferentes vehículos eVTOL deben realizar, es posible obtener el impacto medioambiental correspondiente al consumo que estos vehículos hacen de la red eléctrica canaria. En base a la estrategia canaria relativa al hidrógeno verde [57], el gobierno de canarias pretende instalar una hidrogenera en cada isla del archipiélago para garantizar la gestión autónoma del hidrógeno. Por tanto, en lo que a pilas de combustible se refiere, en este estudio se ha considerado tal supuesto, aunque en la actualidad no estén aún operativas dichas hidrogeneras. Debe recordarse que de la Figura 2.11 a la Figura 2.14 se muestra la demanda energética y la potencia que cada unidad de generación debe proporcionar en cada franja horaria para cada uno de los sistemas eléctricos en los que se divide el archipiélago canario. Nótese que estos datos forman parte del escenario base del que parte el estudio realizado en este documento.

En este epígrafe, a partir de dicho escenario base, se analizará el impacto que los vehículos eVTOL tienen en la red eléctrica y las emisiones asociadas a tal consumo. Antes de mostrar resultado alguno, tal y como se introdujo en el apartado anterior, en el caso de las pilas de combustible el impacto de los vehículos eVTOL en la red eléctrica viene determinado por la eficiencia del proceso electrolítico. La Tabla 3.10, la Tabla 3.11 y la Tabla 3.12 muestran el consumo real que las diferentes misiones tienen en la red, así como la cantidad de hidrógeno y agua necesarias. Nótese que esto último proporciona la huella hídrica de las aeronaves eVTOL que emplean una PEMFC como medio de propulsión.

Tabla 3.10. Huella hídrica y consumo energético del Wisk Aero Cora según la misión de vuelo. Elaboración propia.

Tenerife - Gran Canaria	La Palma - La Gomera	El Hierro - La Gomera	La Gomera - Tenerife	Fuerteventura - Lanzarote
2,79 kg H ₂	2,90 kg H ₂	2,76 kg H ₂	2,90 kg H ₂	2,49 kg H ₂
25,14 kg H ₂ O	26,11 kg H ₂ O	24,84 kg H ₂ O	26,11 kg H ₂ O	22,37 kg H ₂ O
134,08 kWh	139,28 kWh	132,49 kWh	139,28 kWh	119,32 kWh

Tabla 3.11. Huella hídrica y consumo energético del Liliun Jet según la misión de vuelo. Elaboración propia.

Tenerife - Gran Canaria	La Palma - La Gomera	El Hierro - La Gomera	La Gomera - Tenerife	Gran Canaria - Fuerteventura	Fuerteventura - Lanzarote
9,25 kg H ₂	9,54 kg H ₂	9,16 kg H ₂	9,54 kg H ₂	11,40 kg H ₂	8,44 kg H ₂
83,28 kg H ₂ O	85,87 kg H ₂ O	82,47 kg H ₂ O	85,87 kg H ₂ O	102,56 kg H ₂ O	75,98 kg H ₂ O
444,14 kWh	457,97 kWh	439,82 kWh	457,97 kWh	546,97 kWh	405,25 kWh

Tabla 3.12. Huella hídrica y consumo energético del EHang 116 según la misión de vuelo. Elaboración propia.

Crucero de 10 km	Crucero de 20 km	Crucero de 30 km
0,52 kg H ₂	0,63 kg H ₂	0,74 kg H ₂
4,65 kg H ₂ O	5,64 kg H ₂ O	6,63 kg H ₂ O
24,78 kWh	30,07 kWh	35,34 kWh

A su vez, se recuerda que la demanda energética relativa a la compresión del hidrógeno debe tenerse en cuenta, véase la Figura 2.2.

En lo relativo al estudio realizado, se han tenido en cuenta tres supuestos diferentes. En primer lugar, que todas las aeronaves son alimentadas por baterías, por otra parte, que todas ellas emplean hidrógeno como combustible y, por último, que el número de vehículos considerados se reparte entre ambas tecnologías. A la vista de los datos proporcionados en la Tabla 3.10, la Tabla 3.11 y la Tabla 3.12 y en el epígrafe anterior, el consumo eléctrico asociado a las baterías es menor que el de las PEMFC, por lo que el primer supuesto corresponde con el límite inferior en lo que a consumo se refiere, mientras que el segundo, responde al límite superior. Nótese que cualquier reparto mixto o distribución intermedia se encontrará entre ambos límites mencionados. Para mostrar los resultados de este estudio y teniendo en cuenta que en la realidad los modelos seleccionados se plantean como aeronaves propulsadas mediante baterías, se ha considerado que el 70% de los vehículos emplearán este tipo de propulsión. Nótese que, si se considera un número muy reducido de aeronaves, puede no ser posible realizar esta distribución. Es importante mencionar que a día de hoy se desconoce qué fuente de generación satisfará este incremento en la demanda, por lo que en este análisis se considera que cada unidad contribuye de igual manera al mismo.

Con el fin de mostrar los resultados con la mayor claridad posible, se procede en primer lugar a detallar el estudio desarrollado en el ámbito intrainsular, concretamente, en el sistema eléctrico de Tenerife. Nótese que se ha seleccionado esta isla ya que, junto a Gran Canaria, cuenta con el mayor número de fuentes de generación. A modo ilustrativo, la Figura 3.4, la Figura 3.5 y la Figura 3.6 muestran el impacto particular que tiene en el *mix* energético, para cada modelo de negocio, el escenario con sistema propulsivo mixto E3 para una misión cuyo segmento de crucero es de 10 km, véase la Tabla 3.5 y la Tabla 3.12 para más información acerca de los requerimientos energéticos de esta misión de vuelo. A su vez, se muestran las emisiones asociadas al consumo eléctrico.

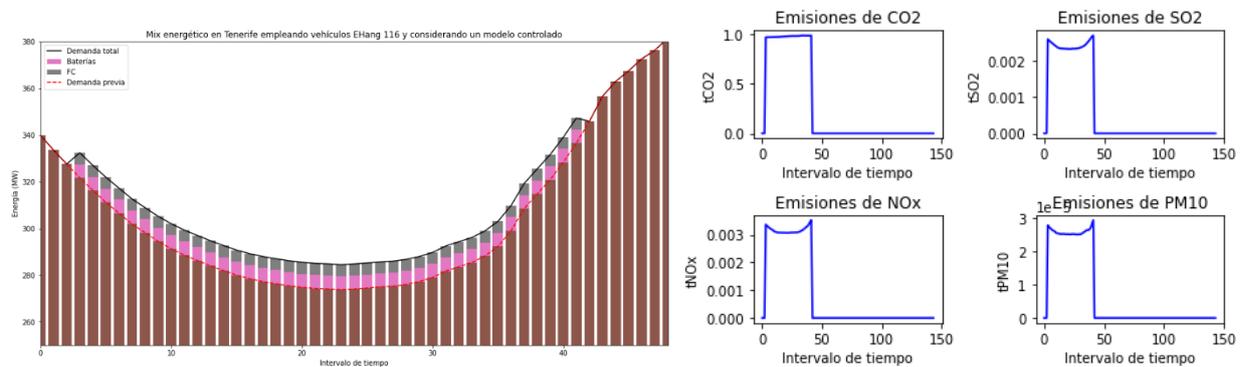


Figura 3.4. Impacto del escenario mixto E3 en el sistema eléctrico de Tenerife según un modelo controlado. Elaboración propia.

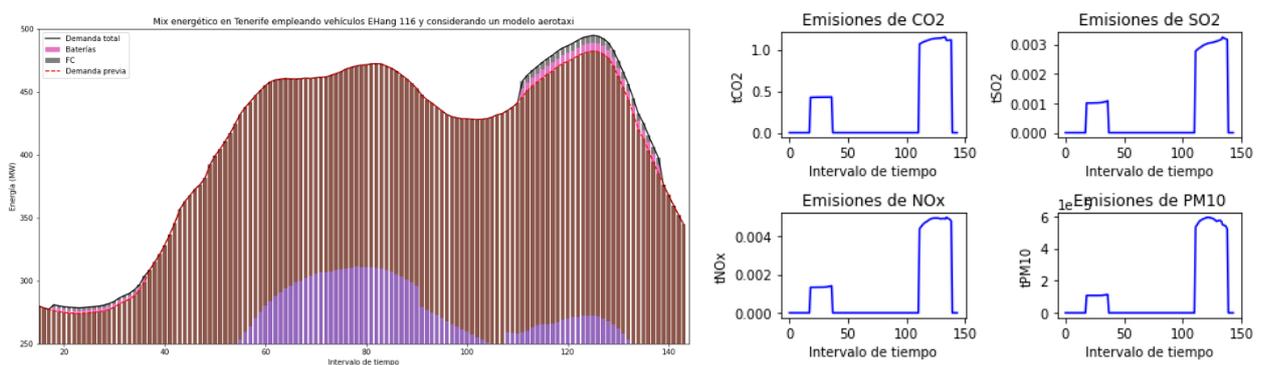


Figura 3.5. Impacto del escenario mixto E3 en el sistema eléctrico de Tenerife según un modelo aerotaxi. Elaboración propia.

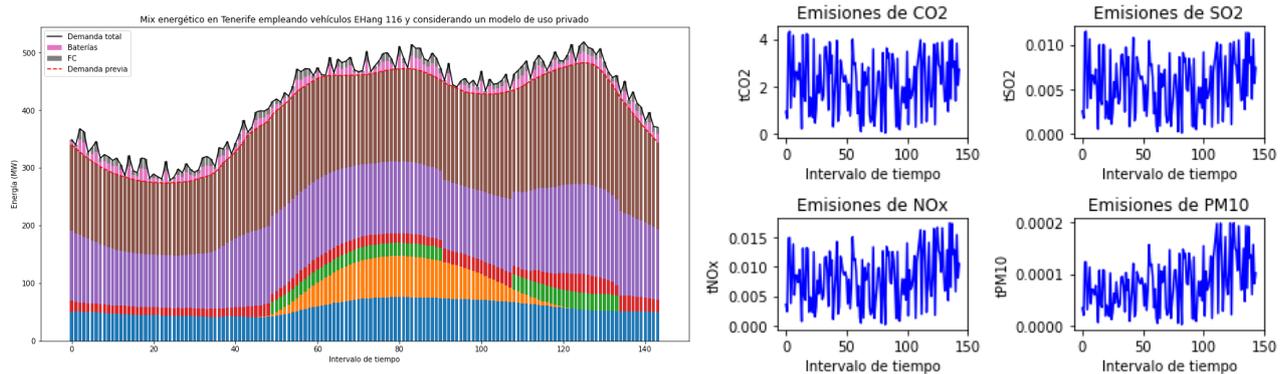


Figura 3.6. Impacto del escenario mixto E3 en el sistema eléctrico de Tenerife según un modelo aerotaxi. Elaboración propia.

Nótese que, aunque el principal impacto medioambiental a analizar es el asociado al dióxido de carbono, tal y como se mencionó en el epígrafe 2.4, es posible obtener las emisiones de otros contaminantes. En este punto, debe mencionarse que las emisiones asociadas a las aeronaves eVTOL han sido obtenidas empleando un factor de emisión, el cual ha sido calculado factorizando las emisiones de cada unidad de generación entre la potencia proporcionada por cada una y realizando una media aritmética entre los valores obtenidos. Se recuerda que estas emisiones siguen una expresión matemática cuyos coeficientes pueden encontrarse en la Tabla 2.13. A continuación, se expone en la Tabla 3.13, la Tabla 3.14 y la Tabla 3.15 la cantidad de CO₂ emitida diariamente por escenario, modelo de negocio y ruta a realizar por el EHang 116 al emplear el sistema eléctrico de Tenerife para la recarga de las baterías y la producción de hidrógeno.

Tabla 3.13. Emisiones de CO₂ para el EHang 116 tras una misión de 10 km de crucero. Elaboración propia.

Escenario	Modelo controlado	Modelo aerotaxi	Uso privado
	[tCO ₂ eq]		
E1	8,89	9,16	329,67
E2	26,68	27,5	166,98
E3	44,47	45,84	427,39

Tabla 3.14. Emisiones de CO₂ para el EHang 116 tras una misión de 20 km de crucero. Elaboración propia.

Escenario	Modelo controlado	Modelo aerotaxi	Uso privado
	[tCO ₂ eq]		
E1	10,79	11,12	73,9
E2	32,37	33,36	210,5
E3	53,95	55,6	535

Tabla 3.15. Emisiones de CO₂ para el EHang 116 tras una misión de 30 km de crucero. Elaboración propia.

Escenario	Modelo controlado	Modelo aerotaxi	Uso privado
	[tCO ₂ eq]		
E1	12,68	13,07	93,86
E2	38,05	39,22	263
E3	63,42	65,36	589,13

Debe recalcar que las emisiones asociadas a los modelos de negocio controlado y aerotaxi corresponden a los horarios mostrados en la Figura 3.4 y en la Figura 3.5, ya que el empleo de otras franjas daría resultados diferentes. En el caso del uso privado, al disponerse el número de vehículos que emplean cada franja horaria de manera aleatoria, pueden obtenerse resultados diferentes al ejecutar el programa varias veces. A la vista de la Tabla 3.13, la Tabla 3.14 y la Tabla 3.15, con el fin de mostrar unos resultados más intuitivos que permitan la comparación de los distintos supuestos, y teniendo en cuenta además que en el ámbito del transporte es habitual el manejo de factores de emisión por kilómetro recorrido, las emisiones obtenidas en cada supuesto serán divididas por el número de kilómetros totales, es decir, los recorridos por todos los vehículos analizados. A continuación, se muestran en la Figura 3.7, la Figura 3.8 y la Figura 3.9 los resultados para cada uno de los sistemas eléctricos, presentándolos según el sistema propulsivo empleado por la aeronave y el modelo de negocio seguido.

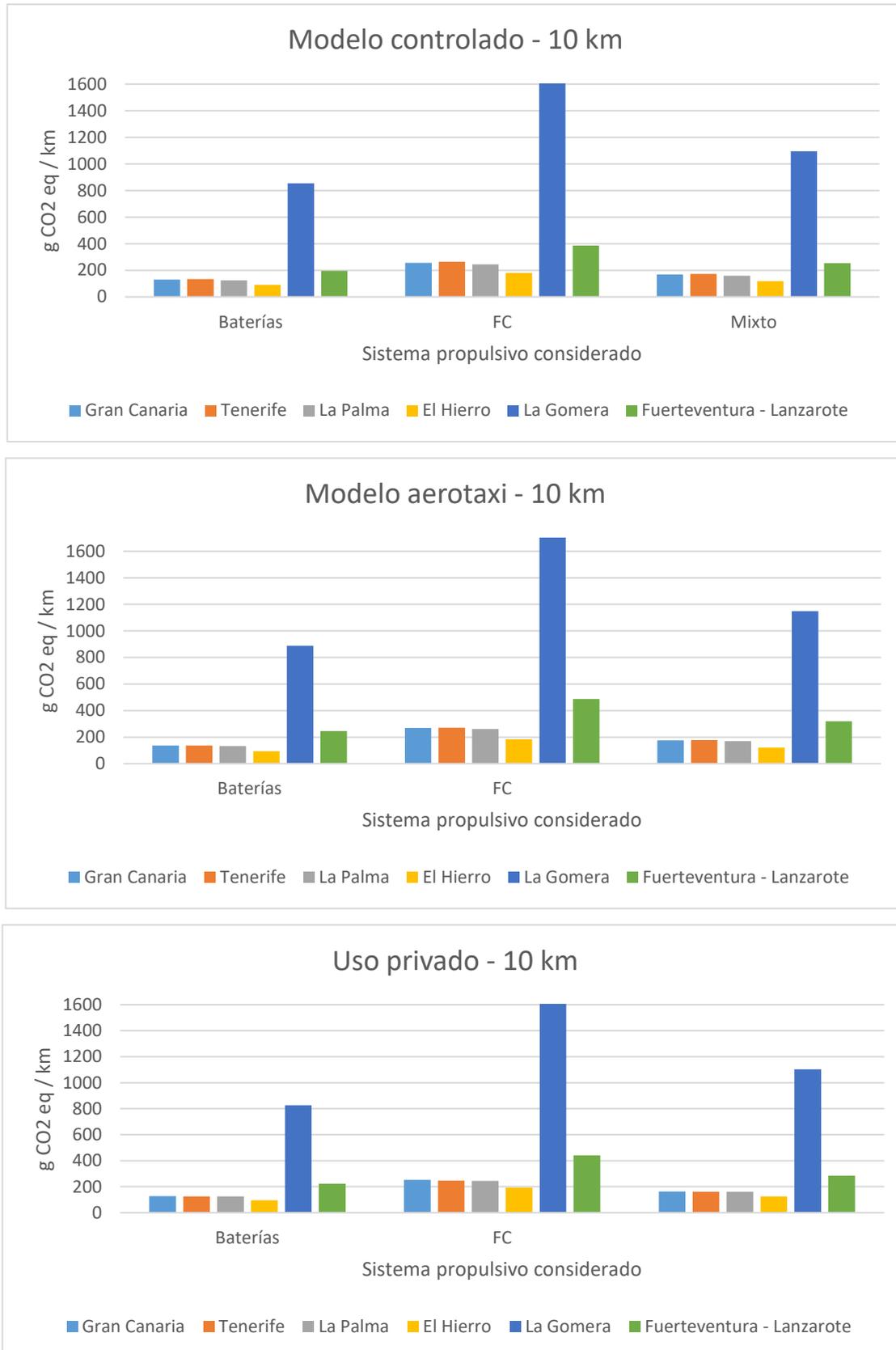


Figura 3.7. Factor de emisión del EHang 116 para un crucero de 10 km con un modelo de negocio controlado (superior), aerotaxi (centro) y de uso privado (inferior). Elaboración propia

A la vista de los diferentes supuestos mostrados en la Figura 3.7, ciertos comentarios pueden realizarse al respecto. En primer lugar, el sistema eléctrico de El Hierro es el menos contaminante. Esta afirmación no resulta del todo sorprendente ya que, tal y como se mencionó, el excedente eólico permite producir electricidad a partir de un salto hidráulico, con lo que el *mix* energético resultante tiene mayor contribución de origen renovable en comparación con la atribuida a los combustibles fósiles. El sistema eléctrico de La Palma es el segundo menos contaminante, mientras que los sistemas de Gran Canaria y Tenerife, al disponer de un *mix* energético semejante, presentan emisiones muy similares. Nótese que estas emisiones son ligeramente mayores que las asociadas al sistema de La Palma. Esto es debido a que, a pesar de emplear otras unidades de generación más contaminantes que el motor diésel, presentan un mayor porcentaje renovable, mitigando así el impacto medioambiental relativo a los combustibles fósiles. A continuación, se encuentra el sistema conjunto de Lanzarote - Fuerteventura. Este sistema presenta una contribución renovable similar al sistema de La Palma, sin embargo, emplea además turbinas de gas como unidad de generación, la tercera fuente más contaminante (Tabla 2.13). Por último, para el sistema de la Gomera, si se comparan los factores de emisión con los correspondientes al resto de los sistemas, se observa que son mucho mayores. Como era de esperar, esto se debe a que este sistema eléctrico carece de energía renovable, constatando así la importancia de emplear fuentes de energía alternativas. Por otra parte, el sistema de La Gomera es más sensible a la potencia consumida, es decir, las emisiones obtenidas crecen mucho más ante el mismo aumento de potencia que para el resto de los sistemas, ya que las energías renovables no están presentes para mitigar este efecto.

En lo que a los diferentes modelos de negocio respecta, el factor de emisión asociado al modelo aerotaxi es algo mayor que el relativo al modelo controlado. Esto es debido principalmente a las franjas horarias escogidas para la recarga. Por ejemplo, si se hubiese empleado una franja central, donde la energía solar es máxima, el factor de emisión habría sido reducido. Sin embargo, es de especial interés analizar el impacto asociado a las franjas seleccionadas puesto que, además de mantener la coherencia del propio modelo, éstas corresponden con el valle y el pico máximo de la curva de demanda energética. Nótese que la

diferencia entre ambos modelos de negocio es más acusada en el sistema Lanzarote - Fuerteventura, ya que en las franjas pico la contribución de las turbinas de gas se acentúa. Por último, el modelo de uso privado proporciona un impacto medioambiental similar al del modelo controlado. Sin embargo, no debe olvidarse que los vehículos se disponen de manera aleatoria, por lo que el kilometraje realmente recorrido no tiene por qué coincidir con el del resto de supuestos. De hecho, este modelo experimenta fluctuaciones cada vez que es ejecutado, lo que explica por qué en ocasiones el factor de emisión resultante es menor que el del resto de modelos y otras veces es mayor. Nótese que el impacto del kilometraje será detallado a continuación. Por tanto, se recomienda analizar el modelo de uso privado una vez sea dispuesto el impacto total del ciclo de vida de los vehículos eVTOL. Finalmente, mencionar que las emisiones asociadas a las PEMFC son mayores que las correspondientes a las baterías puesto que el rendimiento energético de estas últimas es mayor y, por tanto, requieren una menor energía.

A continuación, los supuestos presentes en la Figura 3.8 y en la Figura 3.9 muestran los factores de emisión del EHang 116 correspondientes a misiones con un crucero de 20 km y 30 km respectivamente.

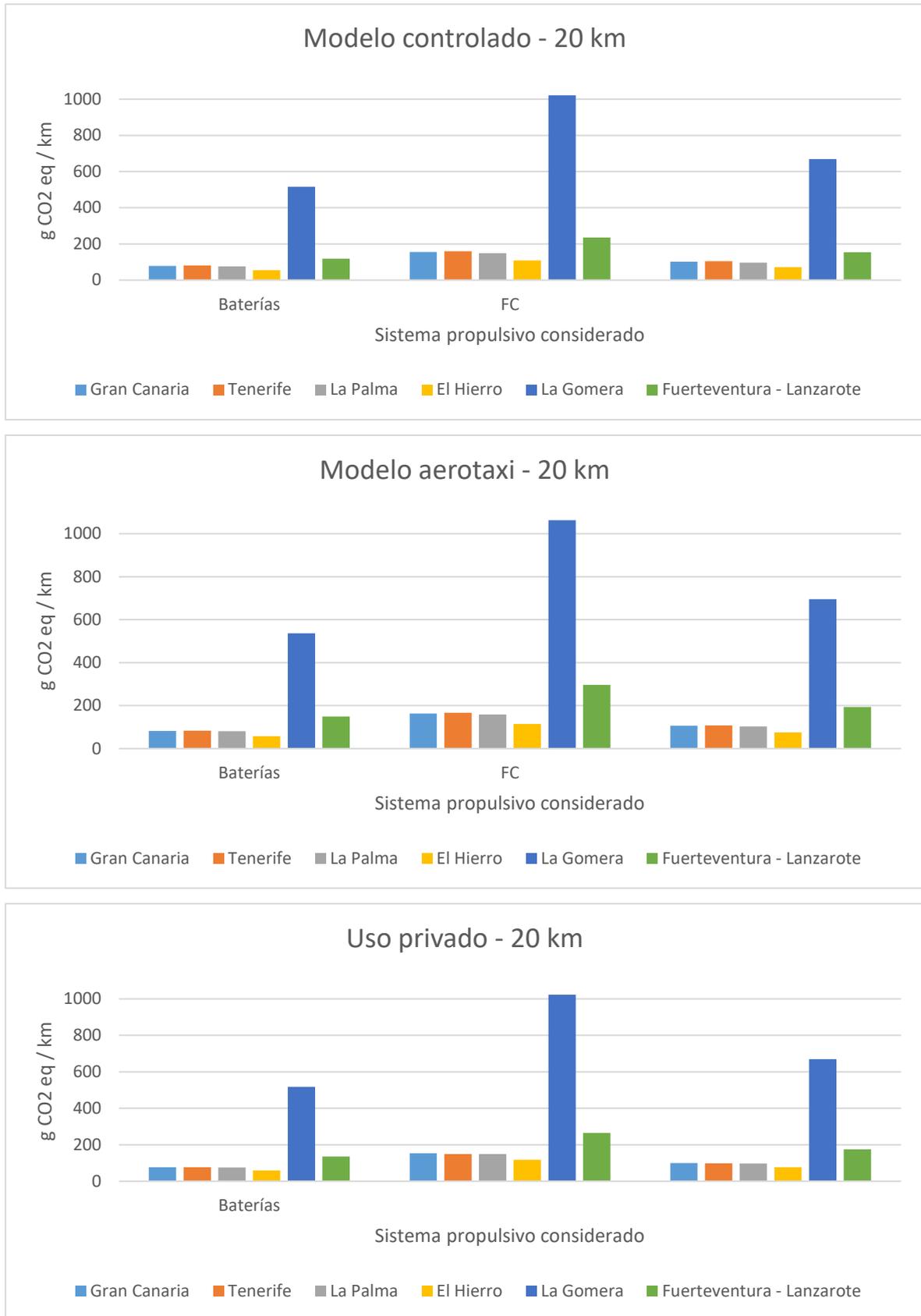


Figura 3.8. Factor de emisión del EHang 116 para un crucero de 20 km con un modelo de negocio controlado (superior), aerotaxi (centro) y de uso privado (inferior). Elaboración propia.

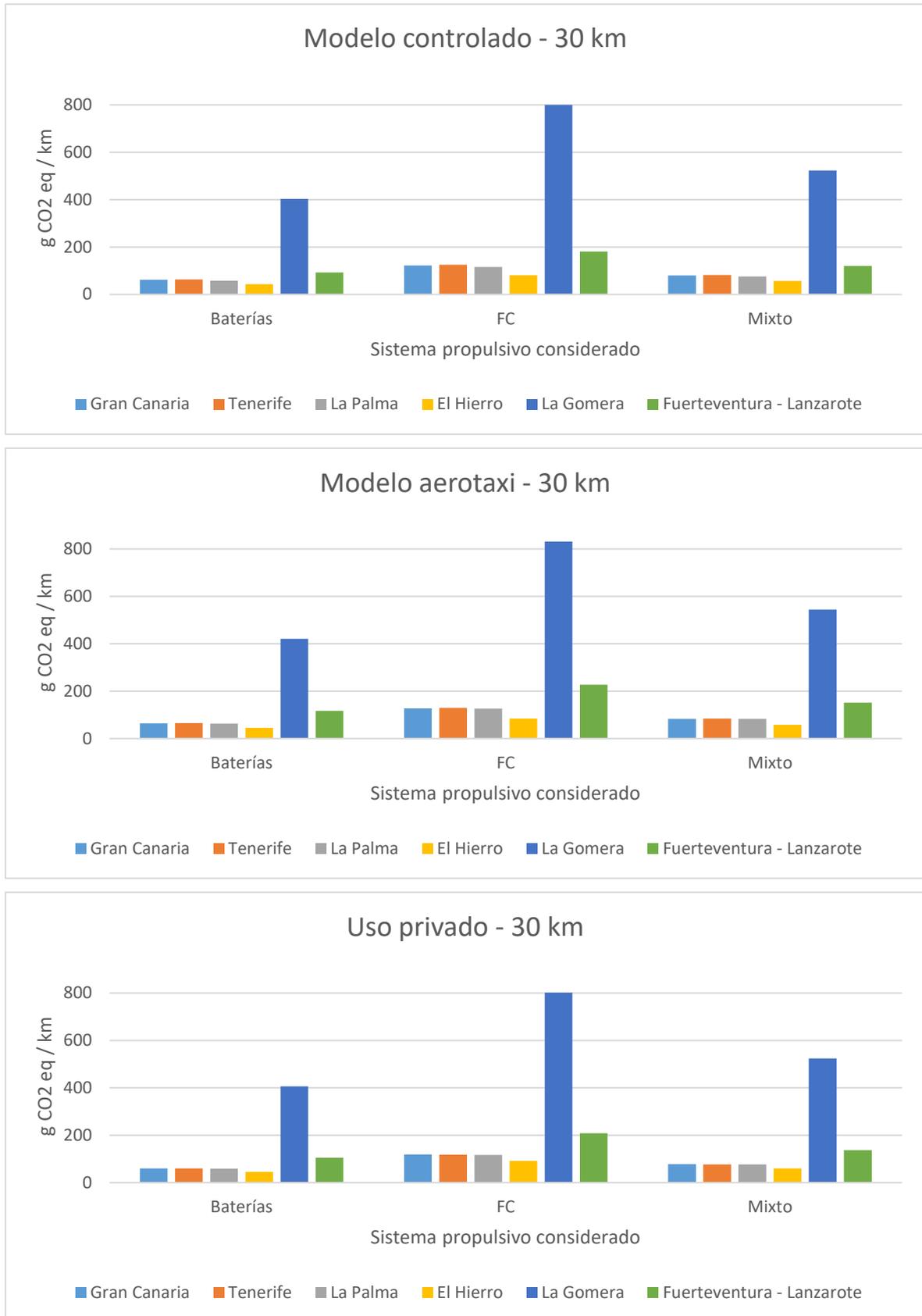


Figura 3.9. Factor de emisión del EHang 116 para un crucero de 30 km con un modelo de negocio controlado (superior), aerotaxi (centro) y de uso privado (inferior). Elaboración propia.

A la vista de la Figura 3.8 y la Figura 3.9, los diferentes supuestos siguen las mismas tendencias ya comentadas. Sin embargo, existe una cuestión que merece la pena ser detallada, ya que se comprueba que el factor de emisión disminuye si la duración de la fase de crucero aumenta. Del mismo modo que un turismo convencional consume más combustible por kilómetro si circula en cuesta en lugar de en llano, una aeronave eVTOL vería su demanda energética realmente incrementada si las fases de ascenso y descenso, que son las más exigentes, fueran modificadas para, por ejemplo, alcanzar una mayor altitud. Este hecho fue mostrado para una misión concreta en la Figura 2.13 y en la Tabla 3.5, aunque es aplicable al resto de misiones consideradas para el EHang 116. No obstante, en este análisis es la fase de crucero la que está siendo modificada. Obviamente se produce un aumento en la energía requerida, véanse la Tabla 3.9 y la Tabla 3.12, pero como el segmento de crucero es el que menor impacto tiene en el perfil de potencia, el aumento final no es tan acusado. En definitiva, esta conclusión permite deducir la importancia que tiene la optimización del alcance de las aeronaves eVTOL en el ciclo de vida de éstas.

Recapitulando, en el modelo de uso privado se permite el libre uso de las aeronaves, por ello, teniendo en cuenta que el consumo en cada franja horaria se introduce como una variable aleatoria, es posible que algún vehículo consuma más o menos energía que la asociada a la misión, como si hubiese recorrido más o menos kilómetros. Por tanto, el factor de emisión calculado varía con respecto al que se obtendría al considerar el mismo kilometraje que el de los modelos de negocio controlado y aerotaxi.

En este punto, se procede a analizar el impacto asociado al ámbito interinsular. Nótese que los comentarios en cuanto a los distintos modelos de negocio son equivalentes a los del ámbito intransular, aunque si se considera un número de vehículos muy bajo, las diferencias entre los modelos controlado y aerotaxi no son siempre apreciables. Por otra parte, en estos supuestos, comparar los diferentes sistemas eléctricos entre sí no es posible ya que el kilometraje recorrido por cada ruta de vuelo es diferente. Por tanto, el objetivo de estas líneas es concluir qué vehículo es más sostenible y, por ende, rentable: el *Wisk Aero Cora* o el *Lilium Jet*. La Figura 3.10 muestra los factores de emisión obtenidos para estas aeronaves considerando un modelo de negocio controlado.

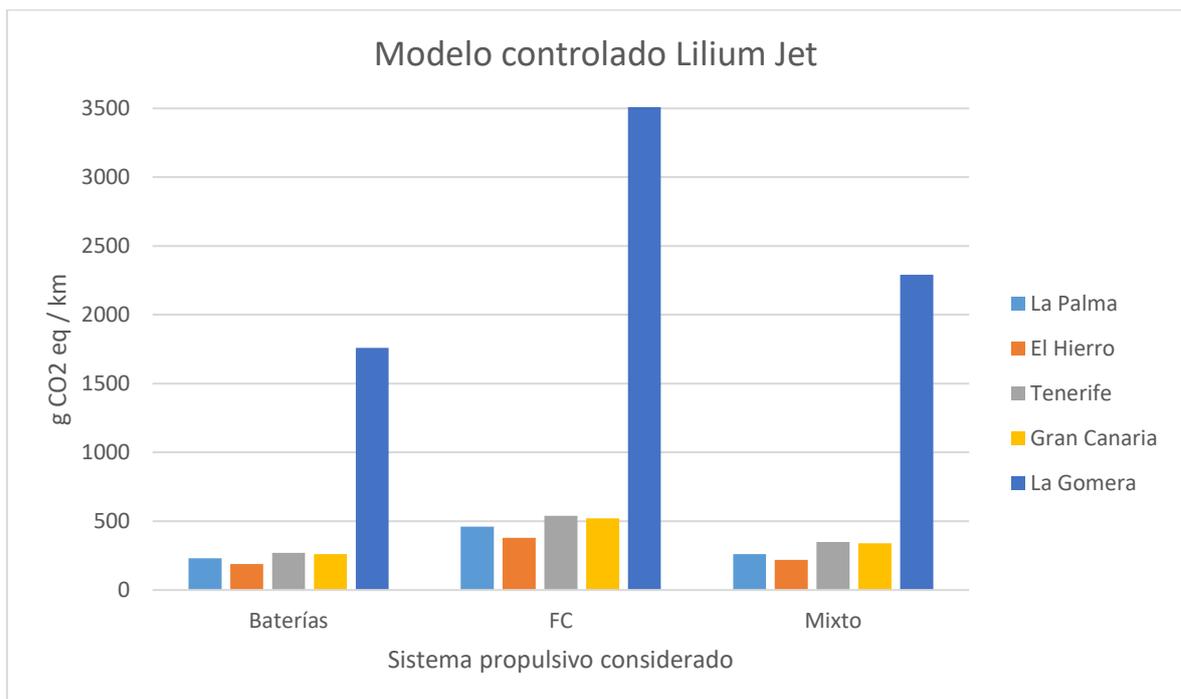
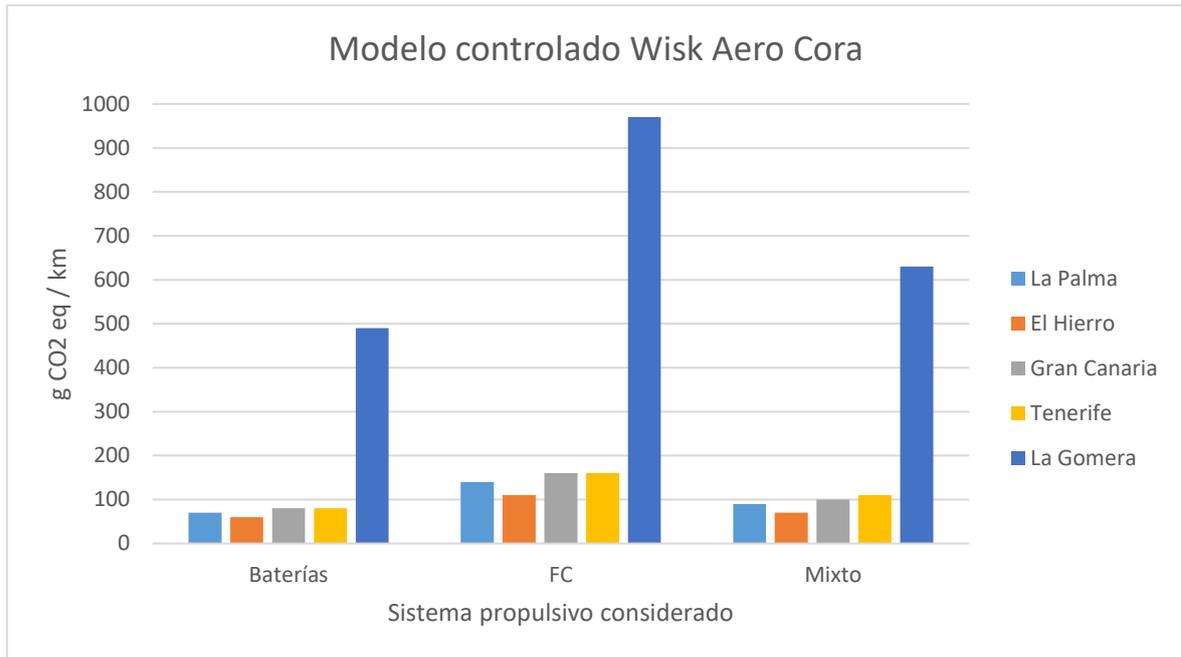
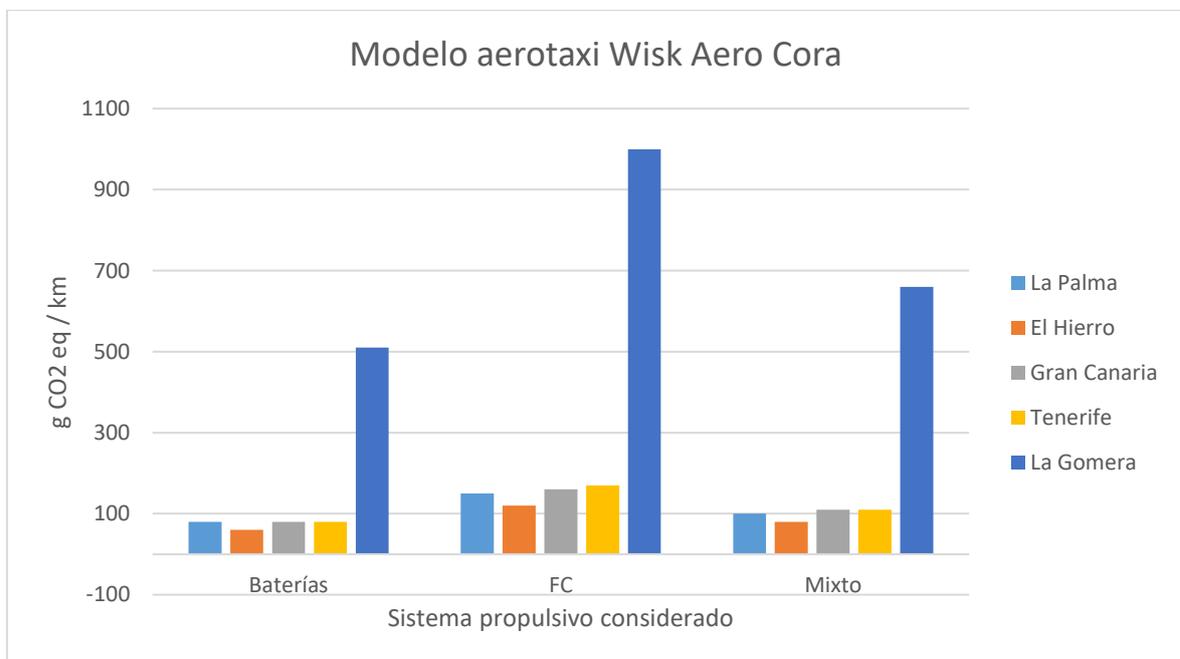


Figura 3.10. Factor de emisión según el sistema eléctrico para el Wisk Aero Cora (superior) y el Lilium Jet (inferior) con un modelo de negocio controlado. Elaboración propia.

A la vista de la Figura 3.10, las emisiones del *Lilium Jet* son mucho mayores que las correspondientes al *Wisk Aero Cora*. Esto nos permite concluir que, a pesar de que el *Lilium Jet* englobe un menor número de vehículos al poder transportar más

pasajeros, este hecho no puede compensar la gran demanda energética requerida. Por otra parte, esta comparativa permite ilustrar el gran aumento en las emisiones acontecido en el sistema eléctrico de La Gomera. Véase que para todos los sistemas eléctricos el impacto medioambiental se ha visto empeorado, sin embargo, La Gomera presenta unos datos mucho peores puesto que, como se comentó, es mucho más sensible a la potencia al carecer de energías renovables. Por su parte, la Figura 3.11 muestra los resultados para un modelo de negocio aerotaxi en el que, como puede comprobarse, el *Lilium Jet* sigue siendo más contaminante. Nótese que el modelo de uso privado no ha sido incluido puesto que el kilometraje recorrido por ruta y tipo de aeronave puede ser muy diferente.



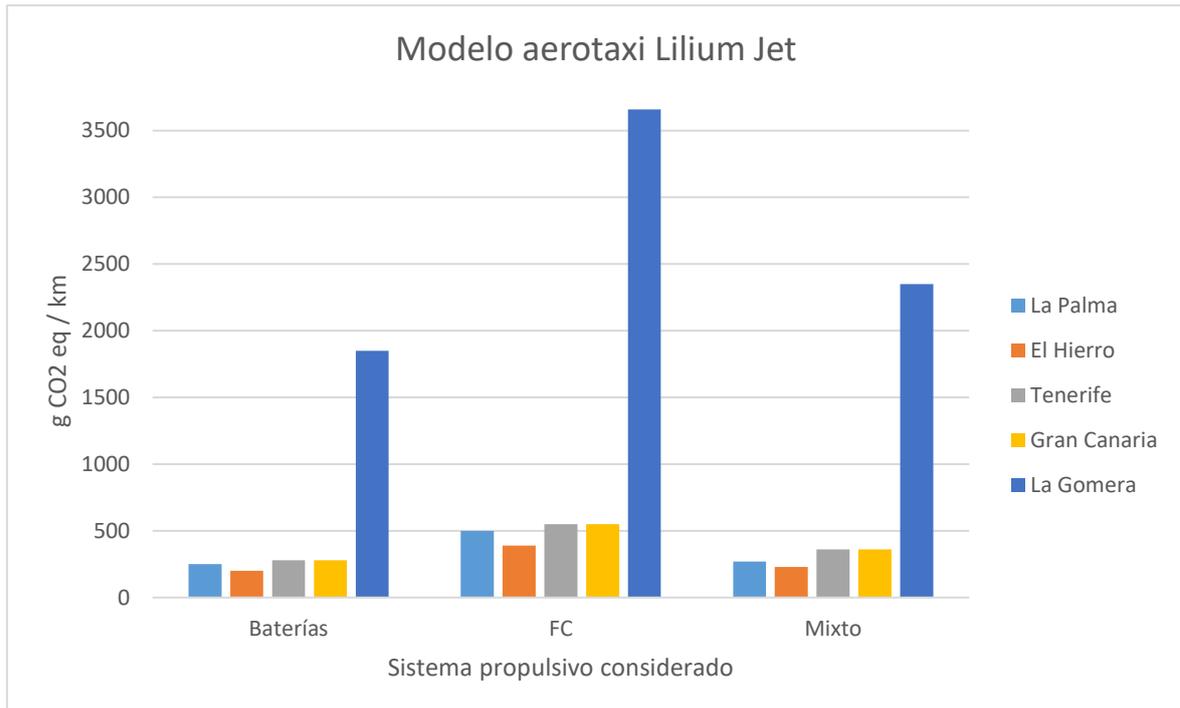


Figura 3.11. Factor de emisión según el sistema eléctrico para el Wisk Aero Cora (superior) y el Lilium Jet (inferior) con un modelo de negocio aerotaxi. Elaboración propia.

Por último, debe analizarse la ruta Gran Canaria - Fuerteventura, que únicamente puede ser realizada por el *Lilium Jet*. La Figura 3.12 recoge los factores de emisión de este trayecto según el modelo de negocio considerado.

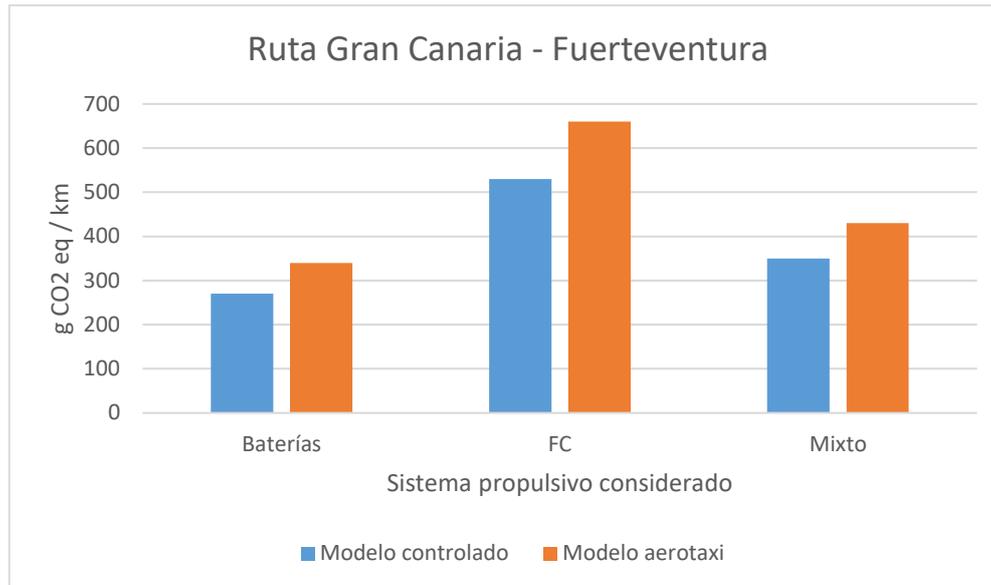


Figura 3.12. Factores de emisión del Lilium Jet para la ruta Gran Canaria - Fuerteventura. Elaboración propia.

Hasta el momento, el impacto medioambiental en términos de CO₂ emitido por kilómetro recorrido ha sido presentado con el fin de comparar la etapa de uso de las aeronaves eVTOL de manera adecuada. Sin embargo, se recuerda que este análisis de ciclo de vida también engloba la etapa de fabricación de estas. En primer lugar, los vehículos se dimensionan para poder llevar a cabo la misión más exigente en su campo de aplicación. En este documento, puesto que la altitud de vuelo se mantiene constante para cada misión interinsular e intransular, la exigencia de la misión viene determinada por la distancia recorrida en su segmento de crucero. A la vista de la Tabla 3.7, la Tabla 3.8 y la Tabla 3.9, las misiones con mayor demanda energética son, respectivamente, La Palma - La Gomera o La Gomera - Tenerife para el *Wisk Aero Cora*, la ruta Fuerteventura - Gran Canaria para el *Lilium Jet* y una misión de 30 km de crucero en el caso del *EHang 116*. Considerando la demanda energética asociada a estas misiones y las emisiones por kWh presentadas en la Tabla 2.1 para la fabricación de baterías Ion-Litio y en la Tabla 2.2 para las PEMFC, es posible calcular el impacto medioambiental correspondiente a las etapas de fabricación, mantenimiento y reciclaje según el sistema propulsivo que emplee la aeronave. Estos resultados se muestran en la Tabla 3.16.

Tabla 3.16. Emisiones asociadas a las etapas de fabricación, mantenimiento y reciclaje. Elaboración propia.

EHang 116			
Etapas	Baterías	PEMFC	Mixto
	<i>[tCO₂ eq]</i>		
Fabricación y reciclaje	3,04	3,36	3,13
Mantenimiento	0,091	0,100	0,094
Total	3,131	3,46	3,23
Wisk Aero Cora			
Etapas	Baterías	PEMFC	Mixto
	<i>[tCO₂ eq]</i>		
Fabricación y reciclaje	11,98	13,63	12,36
Mantenimiento	0,36	0,39	0,37
Total	12,34	13,63	12,73
Lilium Jet			
Etapas	Baterías	PEMFC	Mixto
	<i>[tCO₂ eq]</i>		
Fabricación y reciclaje	47,1	51,96	48,55
Mantenimiento	1,41	15,58	1,46
Total	48,5	53,52	50

A la vista de la Tabla 3.16, el impacto de las PEMFC en la fase de fabricación no dista mucho del asociado a las baterías Ion-Litio, especialmente en lo que a menor demanda energética se refiere. Por tanto, puede concluirse que, si se consigue mejorar el rendimiento energético de estas, las emisiones una vez considerado el ciclo de vida completo podrían ser semejantes.

Una vez presentadas las toneladas de CO₂ emitidas en las fases de fabricación, mantenimiento y reciclaje, debe obtenerse el impacto global, que es calculado mediante la suma de dichas emisiones y las referentes a la fase de uso de las aeronaves durante su vida útil. Se recuerda que la vida útil de una aeronave eVTOL se estima en 150.000 km o bien, 8-10 años. En este estudio, en base a las expectativas de avance y desarrollo en cuanto a las PEMFC, se ha considerado un valor conservador de 8 años y medio. Debe mencionarse que, para el cálculo, se tendrá en cuenta, para cada modelo de negocio y sistema propulsivo, que todas las aeronaves descritas en la Tabla 2.15, la Tabla 2.17 y la Tabla 2.18 operan

simultáneamente. Por otra parte, en lo que al EHang 116 respecta, se han empleado los datos obtenidos para las misiones de 30 km de crucero ya que, además de su mayor sostenibilidad, se asume que serán su ámbito de aplicación real. Esto es debido a las ventajas que ofrecen en cuanto a rapidez y a la capacidad de sortear una orografía muy complicada por carretera. La Tabla 3.17 muestra los resultados finales del estudio realizado.

Tabla 3.17. Impacto medioambiental global resultado del análisis del ciclo de vida de vehículos eVTOL. Elaboración propia.

Vehículo	Baterías			FC			Mixto		
	E1	E2	E3	E1	E2	E3	E1	E2	E3
<i>[kt CO₂ eq]</i>									
MODELO CONTROLADO									
EHang 116	158,33	474,9	791,4	280,15	840,27	1400,27	194,9	584,5	974
Wisk Aero Cora	18,7	55,46	92,46	40,83	105,68	176,24	25,34	70,53	117,6
Lilium Jet	30,23	87,94	146,68	56,61	164,78	274,58	38,15	110,99	185,05
MODELO AEROTAXI									
EHang 116	167,59	502,66	837,66	298,21	894,42	1490,5	206,78	620,19	1033,51
Wisk Aero Cora	19,38	57,48	95,80	42,4	109,62	182,74	26,28	73,12	121,88
Lilium Jet	32,22	93,82	156,43	60,53	176,32	293,85	40,71	118,57	197,65
MODELO DE USO PRIVADO									
EHang 116	426,73	1278,34	2354,33	822,87	2494,83	4656,54	545,57	1643,29	3045
Wisk Aero Cora	195,88	561,08	21325,9	387,83	1190,44	1841,22	253,47	749,89	15480,5
Lilium Jet	294,98	780,62	1366,98	556,21	1598,28	2600,6	373,34	1025,92	1737,07

A la vista de la Tabla 3.17, se comprueba que el modelo de uso privado es, con diferencia, el más contaminante. Por ende, se concluye que cuanto más control se tenga en cuanto a qué franjas horarias emplear en la recarga, más sostenible se vuelve el escenario. No obstante, la diferencia entre los modelos controlado y aerotaxi no es muy acusada, especialmente para las aeronaves *Wisk Aero Cora* y *Lilium Jet* al considerar un menor número de vehículos, por lo que el empleo de éstos como un servicio ofrecido al público durante todo el día también puede resultar sostenible.

En otro orden de ideas, con el fin de demostrar si los vehículos eVTOL son realmente una alternativa sostenible, se procede a comparar estos supuestos con el escenario correspondiente a los medios de transporte convencionales. En primer lugar, en lo que al EHang 116 respecta, al operar intra-insularmente estas aeronaves compiten con los medios de transporte terrestre. Según la Agencia Europea de Medio Ambiente (EEA) [55], los coches más novedosos tienen de media un factor de emisión de 122,3 g CO₂ por kilómetro, mientras que los autobuses presentan un factor de 55,77 g CO₂ por kilómetro y pasajero. En base a la vida útil dispuesta para las aeronaves eVTOL, el número de vehículos presentado en la Tabla 2.15 y teniendo en cuenta que para el cálculo se ha considerado que el coche es únicamente ocupado por el conductor, algo muy habitual, se expone en la Tabla 3.18 el impacto medioambiental de los medios terrestres convencionales.

*Tabla 3.18. Emisiones equivalentes a los medios de transporte terrestre.
Elaboración propia.*

Vehículo	Escenario		
	E1	E2	E3
	[kt CO ₂ eq]		
Coche	215,79	647,25	1078,69
Autobús	98,40	295,15	491,89

A la vista de la Tabla 3.18, el modelo EHang 116 emite menos cantidad de CO₂ que un turismo convencional siempre que siga un modelo de negocio controlado. Si se tratase del modelo aerotaxi, únicamente sería competitivo empleando baterías o una distribución mixta entre dicho sistema propulsivo y las PEMFC. Por último, mencionar que en estos supuestos el autobús es menos contaminante, lo que constata la necesidad de emplear medios de transporte colectivo para paliar el cambio climático.

En lo relativo al ámbito inter-insular, todas las rutas definidas en este estudio son cubiertas por el barco, salvo la ruta Fuerteventura - Gran Canaria, que puede realizarse además en avión. Para estos medios de transporte, las emisiones medias se estiman en 20 g CO₂ por persona y kilómetro [58] en el caso del barco y 50 kg CO₂/LTO para el avión turbohélice convencional [59]. Nótese que las siglas LTO hacen referencia al ciclo completo de despegue y aterrizaje, englobando con ello

todas las operaciones adicionales en tierra. Debe añadirse que, para el cálculo, puesto que la contribución del barco a la ruta Fuerteventura - Gran Canaria es mucho menor que la de los aviones, se ha considerado que son estos últimos los que la ejecutan al completo. Por su parte, los turbohélices de Binter tienen por lo general una capacidad de 132 [60] pasajeros. Por último, en base a las líneas anteriores y a los datos proporcionados en la Tabla 2.17 y en la Tabla 2.18, se expone en la Tabla 3.19 el impacto medioambiental asociado al transporte inter-insular convencional considerando los supuestos cubiertos por el *Wisk Aero Cora* y el *Lilium Jet* de manera independiente.

Tabla 3.19. Emisiones equivalentes a los medios de transporte inter-insular convencionales. Elaboración propia.

Supuesto	Escenario		
	E1	E2	E3
	[kt CO ₂ eq]		
Wisk Aero Cora	0,71	2,12	3,54
Lilium Jet	54,86	158,99	265,68

Nótese que cada ruta ha sido contabilizada en ambos sentidos. A la vista de la Tabla 3.19, aunque para la misma misión de vuelo el *Lilium Jet* se consolidó como una aeronave más contaminante que el *Wisk Aero Cora*, puede comprobarse que el escenario actual es más sostenible que el asociado al *Wisk Aero Cora* mientras que, en el caso del *Lilium Jet*, el supuesto actual tiene mayor impacto medioambiental. Esto es debido a que, por su gran capacidad, el barco tiene unas emisiones por pasajero muy reducidas, convirtiéndolo en un medio de transporte muy adecuado para rutas de medio alcance, de elevado tránsito y en las que la velocidad no es un factor determinante. Por su parte, el avión es considerado uno de los medios de transporte más contaminantes por lo que, en el momento en el que su uso es necesario, véase la ruta Fuerteventura - Gran Canaria, las emisiones experimentan un repunte. Cabe mencionarse no obstante que el *Lilium Jet* es competitivo siempre que se propulse mediante baterías. Por último, mencionar que, para el estado actual, la ruta El Hierro - La Gomera no ha sido tomada en cuenta puesto que, como se comentó anteriormente, no es cubierta por ningún medio de transporte.

En otro orden de ideas, se presenta en la Tabla 3.20 el impacto hídrico asociado a los diferentes modelos eVTOL a lo largo de su vida útil y según el escenario considerado.

Tabla 3.20. Huella hídrica según el vehículo eVTOL y escenario considerado. Elaboración propia.

Aeronave	Escenario		
	E1	E2	E3
	[kt H ₂ O]		
EHang 116	215,22	645,56	1075,85
Wisk Aero Cora	19,42	57,48	95,84
Lilium Jet	42,56	123,80	206,21

Si bien es cierto que cada isla presenta una mayor o menor acumulación de agua, las formas de aprovechamiento habitualmente empleadas en Canarias para retener agua son los manantiales, los pozos y las galerías, habiendo ganado importancia desde hace algunas décadas la desalación y la depuración [61]. En este punto, es importante destacar que los recursos hídricos del archipiélago canario están regulados por la Ley de Aguas de Canarias [62], que entró en vigor el 26 de julio de 1990. La razón por la cual existe esta ley es que, además de la orografía predominantemente volcánica y el clima seco y cálido, debido a la creciente demanda se ha consumido agua subterránea en exceso y el territorio de las islas está en riesgo de desertización. Por ello, toda iniciativa de desarrollo económico debe ser evaluada cuidadosamente con anterioridad con el fin de garantizar que el consumo de agua no comprometa la conservación del medio ambiente.

En definitiva, el agua en Canarias es considerada un recurso escaso y, por tanto, protegido. La Ley de Aguas dicta que la Administración debe evaluar las necesidades de consumo de agua en su totalidad con el fin de planificar las actuaciones hidrológicas necesarias. Para ello, cada isla cuenta con un Consejo Insular de Aguas, presidido por el Cabildo Insular correspondiente, que debe elaborar y actualizar cada seis años el Plan Hidrológico Insular [63], que está destinado a satisfacer lo mejor posible la demanda de agua y a racionalizar y economizar el empleo de los recursos hídricos de la isla.

Por tanto, en base a la cantidad de agua disponible en cada sistema insular y al consumo esperado de ésta, es la Administración la que determina si hay suficiente agua disponible como para llevar a cabo su electrólisis con el fin de obtener el hidrógeno necesario para las PEMFC. A la vista de esta posible desventaja, se expone a continuación el reformado del metano como alternativa a la electrólisis en lo relativo a la generación de hidrógeno.

3.3. OBTENCIÓN DE HIDRÓGENO MEDIANTE REFORMADO

A lo largo de este documento, se ha considerado como escenario principal que el hidrógeno con el que la pila de combustible es alimentada se obtiene *in-situ* en la propia hidrogenera mediante un proceso de electrólisis. No obstante, tal y como se introdujo en el epígrafe 1.2, existen otras formas de generar dicho hidrógeno. Puesto que la práctica totalidad de la producción de hidrógeno actual se lleva a cabo a través del reformado, este proceso será considerado como alternativa a la electrólisis en esta sección.

El reformado de vapor es un método que permite la producción de hidrógeno a partir de hidrocarburos, aplicándose habitualmente a gases ricos en metano (SMR), como el gas natural. Este proceso consiste en la reacción química del metano con vapor de agua a una temperatura elevada, entre 700-1.100 °C, combinada con una presión de 20 bar [10]. Como producto de dicha reacción se obtiene *syngas*, una mezcla formada por monóxido de carbono e hidrógeno. Debe mencionarse que se trata de una reacción endotérmica, es decir, que absorbe energía en forma de calor, siendo éste proporcionado por la combustión parcial del metano. Posteriormente, el *syngas* reacciona con vapor de agua a aproximadamente 450 °C, obteniéndose nuevamente hidrógeno y dióxido de carbono. Esta segunda fase tiene por objetivo que el átomo de oxígeno presente en la molécula de agua oxide al monóxido de carbono, liberando con ello hidrógeno. Puesto que esta última reacción es exotérmica, los sistemas de reformado más modernos están equipados con subsistemas de recuperación de la energía contenida en los gases residuales. Finalmente, los gases se purifican del dióxido de carbono.

Tal y como se detalló al comienzo del epígrafe 3.2, a partir de los requerimientos energéticos asociados a cada una de las misiones de vuelo, puede obtenerse la

cantidad de hidrógeno necesaria para producir dicha energía, véanse la Tabla 3.10, la Tabla 3.11 y la Tabla 3.12. En base a esta cantidad, es posible calcular cuánto metano es requerido para producirla, así como las emisiones asociadas al proceso de reformado. En normas generales, se necesitan 3,4 kg de metano para producir 1 kg de hidrógeno [64]. Por otra parte, una planta de reformado moderna sin sistemas de control y reducción de CO₂ emite 9,1 kg de CO₂ por kg de H₂ producido [64]. En cambio, si la planta SMR cuenta con estos sistemas, las emisiones se reducen a los 8,0 kg de CO₂ por kg de H₂. Con el fin de obtener resultados conservadores, se va a considerar el primer supuesto.

En este punto, surge la inquietud acerca del origen del metano necesario para este escenario. Tal y como se ha comentado, lo habitual es emplear gas natural para llevar a cabo el reformado del metano, sin embargo, uno no puede olvidarse del biometano. El biometano es un gas combustible con elevada concentración de metano y que es obtenido a partir del biogás. Tiene una composición química y un poder energético muy similares al del gas natural, por lo que puede emplearse como alternativa al mismo [65]. La mayor ventaja del biometano es su origen totalmente renovable, ya que el biogás del que procede puede obtenerse a partir de desechos biológicos u otros residuos orgánicos, formando parte de lo que se conoce como economía circular. Por tanto, para analizar el impacto ambiental asociado al reformado, van a considerarse dos supuestos diferentes. En el caso de que se emplee gas natural para la obtención de hidrógeno, deberán tenerse en cuenta las emisiones asociadas al proceso de reformado. En cambio, si se emplea biometano, no será necesario considerar estas emisiones. A la vista de la Tabla 2.11, los sistemas eléctricos y, por ende, las islas de Tenerife, Fuerteventura y Lanzarote cuentan con depósitos de biogás.

En otro orden de ideas, debido a las elevadas temperaturas involucradas en el proceso, el reformado se realiza en plantas especialmente acondicionadas, siendo por ende necesario el transporte del hidrógeno producido a las hidrogeneras. En este punto, debe mencionarse que el gas natural que llega a las Islas Canarias es importado de Argelia y habitualmente transportado en buques metaneros a través de una ruta marítima de unos 1.700 km (917 NM). Para el transporte marítimo, es necesario que el gas natural se encuentre en estado líquido, lo que se conoce como gas natural licuado. Con el fin de convertir el gas natural licuado en gas

natural gaseoso, es necesaria una planta regasificadora. Aunque actualmente la iniciativa se encuentra más bien rechazada en miras a un mayor aprovechamiento renovable, como el hidrógeno verde, se había considerado la implantación de regasificadoras en las islas de Tenerife y Gran Canaria. En este estudio, se asume que estas instalaciones se encuentran operativas y, por tanto, las plantas de reformado se situarán en dichas islas, debiendo ser transportado el hidrógeno producido al resto del archipiélago. En Tenerife y en Gran Canaria se considera que la distancia entre las hidrogeneras y las plantas SMR es despreciable y que el gas natural argelino se transportará exclusivamente a ambas. Adicionalmente, se ha considerado una planta de reformado de biogás que abastece a Fuerteventura y Lanzarote únicamente en este supuesto ya que, para el reformado de gas natural, el hidrógeno debe transportarse desde Gran Canaria o Tenerife. Por otra parte, actualmente se encuentra en desarrollo el plan europeo para la creación de una gran infraestructura específica de transporte de hidrógeno. Según el documento, además de la creación de tramos nuevos, las infraestructuras de gas existentes podrían adaptarse al transporte de hidrógeno a un coste asequible [66]. Este plan, a pesar de involucrar a España, no menciona a las Islas Canarias. En consecuencia, en lugar de emplear gasoductos, el hidrógeno deberá ser transportado por algún medio de transporte convencional, que en este caso de aplicación corresponde de nuevo con un gasero. El factor de emisión correspondiente a un buque gasero es de 376,81 kg de CO₂ por milla náutica recorrida, considerando que estos buques tienen de media una capacidad de 165.000 m³ [67].

Para el LCA correspondiente a la generación de hidrógeno mediante el reformado del metano, se ha considerado en primer lugar que Tenerife abastece de hidrógeno reformado por gas natural a La Palma, a El Hierro y a La Gomera mientras que, Gran Canaria, da soporte a Fuerteventura y a Lanzarote. Por otra parte, se asume que la cantidad de biogás disponible para la generación de hidrógeno coincide con aquella capaz de producir los kilogramos de hidrógeno que proporcionan una potencia igual a la instalada de biogás, en otras palabras, la potencia que es capaz de producirse mediante hidrógeno reformado no puede superar la instalada de biogás. Por tanto, a la vista de la Tabla 2.11, la potencia instalada de biogás es bastante reducida en comparación con la de otras fuentes de generación, por lo

que no siempre será posible producir la totalidad de hidrógeno necesario con este compuesto. Concretamente, para el *EHang 116*, debido al número de vehículos considerados en el estudio, únicamente el sistema de Fuerteventura - Lanzarote puede generar todo el hidrógeno con biogás. En el caso del *Wisk Aero Cora* y del *Lilium Jet*, se asume que en el escenario E1 tanto Tenerife como Fuerteventura y Lanzarote emplean biogás. Sin embargo, al aumentar el número de aeronaves y con ello la demanda energética, deben emplear sin otra alternativa gas natural. En este punto, mencionar que el hidrógeno que será transportado interinsularmente debe ser obtenido a partir del gas natural, puesto que no hay biogás suficiente para ello. Nótese que el gas natural está compuesto en un 95% de metano por lo que, para producir 1 kg de hidrógeno, serán necesarios 3,6 kg de gas natural. Para el cálculo, se ha tenido en cuenta que la densidad del gas natural licuado es de 431 kg/m³ mientras que, el gas natural en estado gaseoso, tiene una densidad de 0,737 kg/m³. En base a la capacidad de los buques gaseros y teniendo en cuenta el tonelaje de gas natural requerido a lo largo de la vida útil de los vehículos eVTOL, puede obtenerse el número de importaciones de gas natural que serán necesarias y con ello, el número de millas náuticas finalmente recorrido. Este cálculo es análogo al realizado para el transporte de hidrógeno inter-insularmente. Por último, mencionar que se ha escogido la ruta de 30 km para el modelo EHang 116 para que los resultados puedan ser comparados con los del supuesto electrolítico. En definitiva, la Tabla 3.21 muestra los resultados obtenidos para el LCA del hidrógeno obtenido mediante reformado, en comparación con el de origen electrolítico, según la aeronave en estudio.

Tabla 3.21. Comparación entre las emisiones obtenidas con el hidrógeno reformado y el electrolítico. Elaboración propia.

Supuesto	Escenario		
	E1	E2	E3
	<i>[kt CO₂ eq]</i>		
<i>EHang 116</i>			
Reformado	500,82	1502,22	2503,54
Electrólisis modelo controlado	180,7	541,98	903,12
Electrólisis modelo aerotaxi	298,21	894,42	1490,5
<i>Wisk Aero Cora</i>			
Reformado	24,38	131,81	219,81

Electrólisis modelo controlado	40,83	105,68	176,24
Electrólisis modelo aerotaxi	42,4	109,62	182,74
Lilium Jet			
Reformado	52,21	289,84	482,85
Electrólisis modelo controlado	56,61	164,78	274,58
Electrólisis modelo aerotaxi	60,53	176,32	293,85

A la vista de los escenarios E2 y E3 presentados en la Tabla 3.21, en el ámbito inter-insular es muy relevante el aumento de las emisiones obtenidas en el momento en el que el biogás deja de ser empleado. De hecho, en los supuestos en los que se realiza el reformado del biogás para la obtención de hidrógeno, este escenario es más sostenible que el análogo electrolítico, mientras que, en el resto de las situaciones, el reformado tiene un impacto medioambiental considerablemente mayor. Este hecho pone de manifiesto la utilidad de la economía circular en un sentido general, por lo que los esfuerzos deberían centrarse en el empleo de estas técnicas, así como de fuentes alternativas de energía.

Conclusiones

Este Trabajo Fin de Máster, fundamentalmente teórico, se planteó con el objeto principal de evaluar el impacto medioambiental relativo a la posibilidad de implantar vehículos eVTOL en sistemas insulares, concretamente, en el Archipiélago de las Islas Canarias. Con tal fin, se desarrolló el análisis del ciclo de vida de estas aeronaves mediante un programa Python que permitiese calcular las emisiones asociadas a los diferentes escenarios planteados.

En base a los resultados obtenidos, es posible estructurar las conclusiones del proyecto en dos partes. La primera de ellas está encaminada a la realización de una evaluación crítica de las bondades y debilidades del modelo desarrollado. La segunda en cambio se centra en el análisis de los propios resultados y en la argumentación de si se debe seguir, o no, desarrollando esta vía de investigación. En primer lugar, a juzgar por los resultados y las referencias bibliográficas que mencionan y realizan diferentes análisis del ciclo de vida, las conclusiones que se pueden extraer del algoritmo de cálculo desarrollado son:

- El hecho de poseer una gran simplicidad en cada una de las fases de vuelo simuladas, así como en el modelado del consumo eléctrico, no implica la incoherencia de los resultados obtenidos con la realidad que representan, pudiéndose considerar los resultados como aceptables.
- El modelo necesita relativamente pocos datos externos para su implementación, como son la tipología y las características básicas de las aeronaves, su configuración aerodinámica, los parámetros de operación de cada fase de vuelo, la altitud y duración del segmento de crucero, la estructura de generación del sistema en estudio o el modelo de negocio considerado. No obstante, el algoritmo es capaz de reflejar el impacto que la modificación de dichas variables tiene en el *mix* energético de manera fiable.
- El modelo empleado permite arrojar resultados dependientes del tiempo, siendo además sensibles al número de vehículos considerados y a su forma de propulsión, a la franja horaria empleada para el consumo, al modelo de negocio, etc.

En otro orden de ideas, las conclusiones relativas a los resultados obtenidos son:

- Las pilas de combustible, debido al estado actual de esta tecnología, no resultan una alternativa real a las baterías. Sin embargo, el desarrollo esperado del sector en los próximos años estima que las pilas de combustible podrían incluso superar las prestaciones de las baterías.
- La fase de crucero no tiene un impacto energético tan relevante como las fases de ascenso y descenso, por lo que las misiones a realizar por las aeronaves eVTOL deben diseñarse con el objetivo de maximizar la distancia recorrida.
- La aeronave *EHang 116*, por motivos de alcance, opera únicamente en el ámbito intra-insular, lo que permite comparar entre sí los diferentes sistemas eléctricos del Archipiélago. El sistema de la Gomera constata la importancia del aprovechamiento renovable ya que, para una misión de máximo alcance, es decir, 30 km, en torno al 56% de las emisiones por kilómetro diarias son generadas en él. A pesar de ello, siempre que no se emplee el transporte público terrestre, la alternativa representada por estos vehículos eVTOL reduce las emisiones totales del ciclo de vida en hasta un 53%.
- La aeronave *Lilium Jet* tiene un mayor impacto medioambiental que el asociado al *Wisk Aero Cora*, lo que determina que una reducción en el número de vehículos empleados no es capaz de mitigar el incremento en la demanda energética requerido para vencer un mayor peso.
- El transporte *on-demand* requiere que tanto los barcos como los aviones circulen al completo para ser rentables, lo que implica estar sujetos a unos horarios. Los vehículos eVTOL garantizan esa flexibilidad, permitiendo el desarrollo de nuevas rutas como El Hierro - La Gomera.
- El *Wisk Aero Cora* no supone una alternativa sostenible al barco debido a la gran capacidad de éste. Sin embargo, en el momento en el que se consideran además desplazamientos por avión, lo que corresponde con el escenario del *Lilium Jet*, los vehículos eVTOL permiten obtener a lo largo de su vida útil una reducción en las emisiones totales de hasta un 45%, incluso considerando la ruta adicional de El Hierro - La Gomera.



- El libre uso de los vehículos eVTOL implica no sólo una gran dificultad en cuanto a la planificación de la generación eléctrica debido a su carácter aleatorio, sino un descontrol en las emisiones generadas.
- La electrólisis ha demostrado ser mucho más sostenible que el reformado del metano. Sin embargo, la práctica totalidad del hidrógeno producido se obtiene por el segundo método. Este hecho invita a la reflexión y supone un incentivo para lograr que la electrólisis sea rentable y se evite con ello el consumo de combustibles fósiles.

No obstante, y a modo de conclusión final del trabajo, parece por lo desarrollado en estas páginas que, desde un punto de vista puramente medioambiental, un sistema de transporte de dos niveles basado en vehículos eVTOL ofrece múltiples ventajas frente a los sistemas de transporte actuales. No obstante, no se ha tratado en ningún momento las partes económica y práctica de esta solución. Económicamente hablando, habría que evaluar si el precio de la infraestructura necesaria para la implementación de este sistema de transporte es capaz de competir con el de los sistemas tradicionales, mucho más desarrollados y con una gran infraestructura ya creada. Desde un punto de vista práctico, habría que evaluar la aceptación social de este nuevo medio de transporte, por ejemplo, mediante la realización de una encuesta masiva en el Archipiélago que evaluase la intención de uso por parte de la población, lo que permitiría afinar el estudio en una segunda iteración. Por tanto, en base al estudio realizado, puede concluirse que aún hay camino por recorrer, aunque los resultados obtenidos invitan al optimismo y a la continuación de esta vía de investigación.

Por último, debe destacarse la ausencia de un marco normativo para los vehículos eVTOL, lo que puede suponer simultáneamente una oportunidad y una barrera para su implementación. El aspecto positivo es que, al no existir una legislación vigente, será el propio ecosistema eVTOL quien se encargue de construirlo en base a los requerimientos de las diferentes partes involucradas (usuario, expertos, empresas y gobiernos), lo que dará como fruto una legislación estable y duradera. El aspecto negativo es que esto puede suponer un freno para la inversión, impidiendo así el desarrollo de esta tecnología. Por ello, estudios como el aquí presentado esperan aportar un grano de arena hacia dicha legislación.

Trabajos futuros

El objetivo de este apartado es abrir un abanico de posibilidades que, utilizando como base el trabajo realizado, puedan servir como idea para futuros proyectos que mejoren aquellas partes de este documento susceptibles a ello y que no se llevaron a cabo:

- Realización de una encuesta para refinar la segunda iteración del proyecto.
- Evaluar el impacto medioambiental obtenido si, en lugar del *EHang 116*, el *Wisk Aero Cora* y el *Lilium Jet* se empleasen en trayectos intra-insulares en las islas más extensas.
- Comparativa entre el *EHang 116* y el modelo *EHang 216*, de dos pasajeros.
- Recalcular el análisis con el fin de comprobar si el *Lilium Jet*, a juzgar por el alcance proporcionado por el fabricante, podría realizar las rutas definidas en sus sentidos de ida y vuelta sin una recarga intermedia, lo que reduciría enormemente las emisiones obtenidas.
- Adición de nuevas rutas inter-insulares.
- Publicación del estudio en una revista de impacto.

Bibliografía

- [1] Porsche Consulting, Study: The Future of Vertical Mobility, March 2018. Available: <https://www.porsche-consulting.com/en/press/insights/detail/study-the-future-of-vertical-mobility/>
- [2] Porsche Consulting, Study: The Economics of Vertical Mobility, July 2021. Available: <https://www.porsche-consulting.com/en/press/insights/detail/study-the-economics-of-vertical-mobility/>
- [3] Pinheiro, S., Cerdas, F., Barke, A., Thies, C., Spengler, T., Herrmann, C., Life Cycle Engineering of future aircraft systems: the case of eVTOL vehicles, Elsevier B.V, January 2020.
- [4] Cueva, E., Lucero, J., Guzmán, A., Rocha, J., Espinoza, L., Revisión del estado del arte de baterías para aplicaciones automotrices, Research Gate, Marzo 2018.
- [5] Association of European Automotive and Industrial Battery Manufacturers (EUROBAT), Battery technology for motive off-road applications, 2017. Available: https://www.eurobat.org/images/news/publications/final_eurobat_motive_power_report_lores.pdf
- [6] European Association for Storage of Energy, Energy Storage Technology Descriptions: <https://ease-storage.eu/energy-storage/technologies/> (acceso en abril de 2022)
- [7] Mahammad, A., Murshadul, H., Hussian, A., State-of-the-Art and Energy Management System of Lithium-Ion Batteries in Electric Vehicle Applications: Issues and Recommendations, IEEE Access, March 2018.
- [8] Armand, M., Axmann, P., Bresser, D., Lithium-Ion batteries - Current state of the art and anticipated developments, Elsevier B.V, September 2020.
- [9] Office of Energy, Efficiency and Renewable Energy, Fuel Cells: <https://www.energy.gov/eere/fuelcells/fuel-cells> (acceso en abril de 2022)
- [10] Di Sia, P., Hydrogen and the State of Art of Fuel Cells, Journal of Nanoscience with Advanced Technology, April 2018.
- [11] Rincón, E. D., García, J. J., Bermúdez, J. R., Estado del arte de las celdas de combustible, Research Gate, Marzo 2019.

- [12] Béthoux, O., Hydrogen Fuel Cell Road Vehicles: State of the Art and Perspectives, Research Gate, November 2020.
- [13] Frazão, A. M., Conceptual Design of an Urban Air Mobility Solution, Instituto Superior Técnico, Universidade de Lisboa, December 2020.
- [14] Bacchini, A. and Cestino, E., Electric VTOL Configurations Comparison, Department of Mechanical and Aerospace Engineering, Politecnico di Torino, February 2019.
- [15] Nathen, P., Architectural performance assessment of an electric vertical take-off and landing (e-VTOL) aircraft based on a ducted vectored thrust concept, Lilium GmbH, April 2021.
- [16] The Electric VTOL News: <https://evtol.news/> (acceso en abril de 2022)
- [17] Lilium's Chief Technology Officer, Alastair McIntosh, providing information on the architecture and technology of the Lilium Jet, Lilium's Website Technology Blog, April 2021.
- [18] Wisk Aero Cora Website, 'Discover the Future of Urban Air Mobility' <https://wisk.aero/aircraft/> (acceso en abril de 2022)
- [19] EHang Aerial Media, 'EHang AAV The Era of Urban Air Mobility is Coming' <https://www.ehang.com/ehangaav> (acceso en abril de 2022)
- [20] OACI, Circular 328: Sistemas de aeronaves no tripuladas (UAS), 2011. Available:
https://www.icao.int/Meetings/UAS/Documents/Circular%20328_es.pdf
- [21] Fredericks, W., Sripad, S., Bower, G., Performance Metrics Required of Next Generation Batteries to Electrify Vertical Takeoff and Landing (VTOL) Aircraft, ACS Publications, November 2018.
- [22] Datta, A., PEM Fuel Cell MODEL for Conceptual Design of Hydrogen eVTOL Aircraft, NASA/CR, January 2021. Available:
https://ntrs.nasa.gov/api/citations/20210000284/downloads/1502_Datta_CR%2020210000284_081821.pdf
- [23] Ng, W., Datta, A., Patil, M., Hydrogen Fuel Cell and Battery Hybrid Architecture for Range Extension of eVTOL Aircraft, Journal of the American Helicopter Society, October 2020. Available:
https://faculty.eng.umd.edu/sites/faculty.eng.umd.edu/files/NPD_JAHS2021.pdf

- [24] Environmental management - Life cycle assessment- Principles and framework, BS EN ISO 14040, August 2006.
- [25] Evangelisti, S., Tagliaferri, C., Brett, D. J., Lettieri, P., Life cycle assessment of a polymer electrolyte membrane fuel cell system for passenger vehicles, Chemical Engineering Department, University College London, 2017.
- [26] Hawkins, T., Singh, B., Majeau-Bettez, G., Hammer, A., Comparative Environmental Life Cycle Assessment of Conventional and Electric Vehicles, Journal of Industrial Ecology, October 2012.
- [27] Chen, Y., Hu, X., Liu, J., Life Cycle Assessment of Fuel Cell Vehicles Considering the Detailed Vehicle Components: Comparison and Scenario Analysis in China Based on Different Hydrogen Production Schemes, Energies, August 2019.
- [28] Valente, A., Iribarren, D., Dufour, J., End of life of fuel cells and hydrogen products: From technologies to strategies, International Journal of Hydrogen Energy, August 2019.
- [29] Romare, M., Dahllöf, L., The Life Cycle Energy Consumption and Greenhouse Gas Emissions from Lithium-Ion Batteries, IVL Swedish Environmental Research Institute, May 2017.
- [30] Santesteban, J., Cerdas, J., F., Pinheiro, S., Life Cycle Assessment of PEM fuel cell vehicles, Technische Universität Braunschweig, June 2020.
- [31] Aguilar, P., Groß, B., Battery Electric Vehicles and Fuel Cell Electric Vehicles, an analysis of alternative powertrains as a mean to decarbonise the transport sector, Elsevier, May 2022.
- [32] Aguado, M., Casteleiro, J. L., Jove, E., Hidrógeno y su almacenamiento: el futuro de la energía eléctrica, Universidad de A Coruña, 2021.
- [33] Patterson, M., Antcliff, K., Kohlman, L., A Proposed Approach to Studying Urban Air Mobility Missions Including an Initial Exploration of Mission Requirements, Annual Forum and Technology Display, Arizona, May 2018.
- [34] Electronic Code of Federal Regulations, 14 CFR §91.119 - Minimum safe altitudes: General, Aeronautics and Space, August 1989. Available: <https://www.ecfr.gov/current/title-14/chapter-I/subchapter-F/part-91/subpart-B/subject-group-ECFRe4c59b5f5506932/section-91.119>



- [35] Instituto Nacional de Estadística, Demografía y Población: <https://www.ine.es/dynt3/inebase/es/index.html?padre=517&dh=1> (acceso en mayo de 2022)
- [36] Emporis Website: <https://www.emporis.com/> (acceso en mayo de 2022)
- [37] Gran Enciclopedia Virtual Islas Canarias (GEVIC): https://www.gevic.net/info/contenidos/mostrar_contenidos.php?idcat=22&idcap=92&idcon=531#:~:text=Estos%20vientos%20presentan%20en%20Canarias,los%201.500%20metros%20de%20altitud (acceso en mayo de 2022)
- [38] AeroToolbox, Standard Atmosphere Calculator: <https://aerotoolbox.com/atmcalc/> (acceso en mayo de 2022)
- [39] Selig, M. S., Maughmert, M., Somers, D. M., Natural-Laminar-Flow Airfoil for General-Aviation Applications, American Institute of Aeronautics and Astronautics, December 1994.
- [40] Airfoil Tools: <http://airfoiltools.com/airfoil/details?airfoil=nlf0115-il> (acceso en mayo de 2022)
- [41] Xfoil: <https://web.mit.edu/drela/Public/web/xfoil/> (acceso en mayo de 2022)
- [42] Cuerva, A., Gallego, C. J., López, O., Fenomenología del vuelo con alas rotatorias, Universidad Politécnica de Madrid (ETSIAE), 2020.
- [43] Pradeep, P., Chatterji, G., Sridhar, B., Edholm, K., Wind-Optimal Trajectories for Multicopter eVTOL Aircraft on UAM Missions, NASA Ames Research Center, June 2020.
- [44] Federal Aviation Administration, Aviation Handbooks and Manuals, 2018. Available:
https://www.faa.gov/sites/faa.gov/files/regulations_policies/handbooks_manuals/aviation/instrument_procedures_handbook/FAA-H-8083-16B_Chapter_3.pdf
- [45] Fundación DesQbre, Descubre la energía: <https://descubrelaenergia.fundaciondescubre.es/> (acceso en mayo de 2022)
- [46] Red Eléctrica Española: <https://www.ree.es/es> (acceso en mayo de 2022)
- [47] Cruz, M., Optimización de costes y emisiones en sistemas eléctricos de potencia, SIANI - Universidad de las Palmas de Gran Canaria, Noviembre 2015.



- [48] Gobierno de Canarias, Anuario del sector eléctrico de Canarias 2019, Octubre 2020. Disponible: <https://www.energiagrancanaria.com/wp-content/uploads/2020/10/anuarioelectricocanarias2019-pub.pdf>
- [49] Central hidroeléctrica Gorona del Viento: <https://www.goronadelviento.es/central-hidroeleolica/> (acceso en mayo de 2022)
- [50] BOE.es - BOE-A-2015-8646, Real Decreto 738/2015, de 31 de julio, por el que se regula la actividad de producción de energía eléctrica y el procedimiento de despacho en los sistemas eléctricos de los territorios no peninsulares. Disponible: <https://www.boe.es/eli/es/rd/2015/07/31/738>
- [51] Instituto Canario de Estadística, Parque de vehículos en circulación: <http://www.gobiernodecanarias.org/istac/jaxi-istac/tabla.do?uripx=urn:uuid:31730d2f-86a8-4f0b-a706-5e5942702b7b&uripub=urn:uuid:172cc83a-4789-4f72-bf57-a4d0147c0656> (acceso en junio de 2022)
- [52] Autoridad Portuaria de Santa Cruz de Tenerife, Informe estadístico mensual y acumulado: <https://www.puertosdetenerife.org/estadistica/informe-estadistico-mensual-y-acumulado/> (acceso en mayo de 2022)
- [53] Autoridad Portuaria de Las Palmas, Memorias Anuales: <https://www.palmasport.es/es/actividad-portuaria/memorias-anales/> (acceso en mayo de 2022)
- [54] AENA, Estadísticas de tráfico Aéreo, Información de rutas por aeropuertos: <https://www.aena.es/es/estadisticas/inicio.html> (acceso en mayo de 2022)
- [55] Luo, Y., Shi, Y., Cai, N., Hybrid Systems and Multi-energy Networks for the Future Energy Internet, Elsevier Inc, ISBN 978-0-12-819184-2, 2020.
- [56] Antweiler, W., What role does hydrogen have in the future of electric mobility?, September 2020. Available: <https://wernerantweiler.ca/blog.php?item=2020-09-28#:~:text=A%20completely%20efficient%20electrolysis%20system,kWh%20per%20kg%20of%20hydrogen.>
- [57] Estrategia canaria del hidrógeno verde, Instituto Tecnológico de Canarias, Febrero 2022. Disponible: https://www3.gobiernodecanarias.org/ceic/energia/oecan/images/Documentos/Estudios/D7_Estrategia_hidrogenoVerde_Canarias.pdf

- [58] EMEP/EEA air pollutant emission inventory guidebook 2019, European Environment Agency: <http://efdb.apps.eea.europa.eu/> (acceso en junio de 2022)
- [59] Good Practice Guidance and Uncertainty Management in National Greenhouse Gas Inventories, Aircraft Emissions, Intergovernmental Panel on Climate Change (IPCC). Available: https://www.ipcc-nggip.iges.or.jp/public/gp/bgp/2_5_Aircraft.pdf
- [60] Web Corporativa de Binter Canarias: <https://www.bintercanarias.com/corporativo/nosotros/flota> (acceso en junio de 2022)
- [61] Recursos Hídricos en Canarias, Gobierno de Canarias, 2015. Disponible: <https://www.gobiernodecanarias.org/medusa/ecoblog/mgarcid/files/2015/03/T-3-RUCURSOS-HDRICOS-EN-CANARIAS.pdf>
- [62] Ley de Aguas de Canarias, Ley 12/1990, Gobierno de Canarias. Disponible: <https://www.gobiernodecanarias.org/libroazul/pdf/4107.pdf>
- [63] Planes Hidrológicos, Consejería de Transición Ecológica, Lucha contra el Cambio Climático y Planificación territorial: <https://www.gobiernodecanarias.org/aguas/temas/planificacion/hidrologica/#:~:text=El%20proceso%20de%20planificaci%C3%B3n%20es,el%20conjunto%20de%20las%20actuaciones> (acceso en junio de 2022)
- [64] Muradov, N., Low-carbon production of hydrogen from fossil fuels, Elsevier, 2015.
- [65] Gobierno de España, Ministerio para la Transición Ecológica y el Reto Demográfico: <https://energia.gob.es/gas/biometano/Paginas/biometano.aspx> (acceso en junio de 2022)
- [66] Wang, A., Van der Leun, K., Peters, D., Buseman, M., How a dedicated hydrogen infrastructure can be created, European Hydrogen Backbone, July 2020. Available: <https://gasforclimate2050.eu/wp-content/uploads/2022/04/EHB-A-European-hydrogen-infrastructure-vision-covering-28-countries.pdf>
- [67] Fourth IMO greenhouse gas study, International Maritime Organization, 2021. Disponible: <https://wwwcdn.imo.org/localresources/en/OurWork/Environment/Documents/Fourth%20IMO%20GHG%20Study%202020%20Executive-Summary.pdf>