

Proyecto Fin de Máster  
Máster Universitario en Ingeniería Aeronáutica

Revisión del estado de la tecnología y perspectivas  
de implementación de pilas de combustible en el  
sector aeronáutico

Autor: Julen Guijarro Villavicencio

Tutor: Jose Alfredo Iranzo Paricio

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

Sevilla, 2022





Proyecto Fin de Máster  
Máster Universitario en Ingeniería Aeronáutica

# **Revisión del estado de la tecnología y perspectivas de implementación de pilas de combustible en el sector aeronáutico**

Autor:

Julen Guijarro Villavicencio

Tutor:

Jose Alfredo Iranzo Paricio

Sustituto interino

Dpto. de Ingeniería Energética  
Escuela Técnica Superior de Ingeniería  
Universidad de Sevilla  
Sevilla, 2022



Proyecto Fin de Máster: Revisión del estado de la tecnología y perspectivas de implementación de pilas de combustible en el sector aeronáutico

Autor: Julen Guijarro Villavicencio

Tutor: Jose Alfredo Iranzo Paricio

El tribunal nombrado para juzgar el Proyecto arriba indicado, compuesto por los siguientes miembros:

Presidente:

Vocales:

Secretario:

Acuerdan otorgarle la calificación de:

Sevilla, 2022

El Secretario del Tribunal



*A mi familia*

*A mis maestros y profesores*





# Agradecimientos

---

Mi más sincero agradecimiento a todas esas personas que me han ayudado a lo largo de toda esta etapa. Primero a mis profesores, especialmente a D. Alfredo Iranzo Paricio por brindarme la oportunidad de realizar este proyecto bajo su tutela; a mis compañeros y amigos por tantos momentos compartidos y vividos con esa intensidad que da la complicidad de participar de un mismo destino; pero especialmente a mis padres por haber estado conmigo, apoyándome y dándome fuerzas cuando me han visto flaquear en mis horas bajas en un pasado no muy lejano, y porque sé que seguirán ahí en el futuro, celebrando mis iniciativas y brindando su apoyo incondicional.

*Julen Guijarro Villavicencio*

*Máster Universitario en Ingeniería Aeronáutica*

*Sevilla, 2022*



# Resumen

---

Este trabajo tiene como objetivo estudiar el estado de la implementación de las pilas de combustible en el sector aeronáutico. En primer lugar se realizará un análisis de las características de las pilas de combustible más empleadas, para luego centrarnos en el modelo de mayor utilización en aeronáutica. Posteriormente se revisarán las soluciones adoptadas tanto en aeronaves no tripuladas y como en aeronaves tripuladas.

Finalmente se realizará un predimensionamiento de un sistema de pila de combustible en base a parámetros físicos de construcción, lo cual permite una rápida estimación futura en función de los avances de la tecnología de los materiales y una rápida optimización en función del peso del conjunto, dependiendo de el alcance de la aeronave.

El objetivo de este trabajo es analizar la viabilidad actual y futura de la implementación de sistemas de pila de combustible en aeronaves de transporte aéreo comercial, con la idea de reducir las emisiones de gases de efecto invernadero generadas por estos vehículos, uno de los objetivos a nivel mundial para el año 2050.



# Abstract

---

The objective of this work is to study the status of fuel cell implementation in the aeronautical sector. First, an analysis of the characteristics of the most commonly used fuel cells will be carried out, and then we will focus on the most widely used model in aeronautics. Then, the solutions adopted in unmanned and manned aircraft will be reviewed.

Finally, a pre-dimensioning of a fuel cell system based on physical construction parameters will be carried out, which allows a quick future estimation according to the progress on the technology of the materials and a quick optimization according to the weight of the assembly, depending on the range of the aircraft.

The objective of this work is to analyze the current and future feasibility of implementing fuel cell systems in commercial air transport aircraft, with the idea of reducing greenhouse gas emissions generated by these vehicles, one of the global objectives for the year 2050.

# Índice

---

<b>Agradecimientos</b>	<b>ix</b>
<b>Resumen</b>	<b>xi</b>
<b>Abstract</b>	<b>xiii</b>
<b>Índice</b>	<b>xiv</b>
<b>Índice de Tablas</b>	<b>xvii</b>
<b>Índice de Figuras</b>	<b>xix</b>
<b>Notación</b>	<b>xxi</b>
<b>1 Introducción</b>	<b>23</b>
<b>2 Pilas de combustible</b>	<b>25</b>
2.1 <i>El hidrógeno como combustible</i>	25
2.1.1 Obtención de hidrógeno	26
2.1.1.1 Combustibles fósiles	26
2.1.1.2 Agua	27
2.1.1.3 Biomasa	27
2.1.2 Almacenamiento del hidrógeno	27
2.2 <i>Pilas de combustible</i>	28
2.2.1 Descubrimiento de la pila de combustible y primeros modelos	28
2.2.2 Definición, componentes y principio de funcionamiento	29
2.2.3 Clasificación de pilas de combustible según el tipo de electrolito	30
2.2.3.1 Proton Exchange Membrane Fuel Cell (PEMFC)	30
2.2.3.2 Direct Methanol Fuel Cell (DMFC)	31
2.2.3.3 Solid Acid Fuel Cell (SAFC)	32
2.2.3.4 Alkaline Fuel Cell (AFC)	32
2.2.3.5 Phosphoric Acid Fuel Cell (PAFC)	33
2.2.3.6 Molten Carbonate Fuel Cell (MCFC)	34
2.2.3.7 Solid Oxide Fuel Cell (SOFC)	35
2.2.4 Aplicaciones de los diferentes tipos de pilas de combustible	36
2.2.4.1 Proton Exchange Membrane Fuel Cell (PEMFC)	36
2.2.4.2 Direct Methanol Fuel Cell (DMFC)	36
2.2.4.3 Solid Acid Fuel Cell (SAFC)	37
2.2.4.4 Alkaline Fuel Cell (AFC)	37
2.2.4.5 Phosphoric Acid Fuel Cell (PAFC)	37
2.2.4.6 Molten Carbonate Fuel Cell (MCFC)	37
2.2.4.7 Solid Oxide Fuel Cell (SOFC)	37
2.2.5 Comparativa de los modelos más empleados	38
<b>3 Pilas de combustible de membrana polimérica</b>	<b>41</b>
3.1 <i>Electrolito</i>	41
3.2 <i>Electrodos</i>	42
3.3 <i>Capa de difusión de gas</i>	42

3.4	<i>Sistema de refrigeración</i>	42
3.5	<i>Arquitecturas</i>	43
3.6	<i>Eficiencia</i>	44
3.7	<i>Problemas de las PEMs</i>	44
3.7.1	Gestión del agua	44
3.7.2	Contaminación del catalizador	45
3.7.3	Limitaciones por temperatura	45
3.8	<i>Investigaciones actuales</i>	45
3.8.1	Estructuras metal-orgánicas	45
3.8.2	Catalizadores	45
3.8.3	Membranas	46
<b>4</b>	<b>Aplicaciones en el sector aeronáutico</b>	<b>47</b>
4.1	<i>Vehículos no tripulados</i>	47
4.1.1	Global Observer	47
4.1.2	Georgia Tech UAV	49
4.1.3	KAIST	50
4.1.4	KARI	51
4.1.5	Puma	51
4.1.6	Ion Tiger	51
4.1.7	eXperimental Fuel Cell	54
4.1.8	ScanEagle	55
4.1.9	Pterosoar	56
4.1.10	HyWings	57
4.1.11	Helios HALE UAV	58
4.1.12	UAVs alimentados por diferentes tipos de pilas de combustible	59
4.2	<i>Aeronaves tripuladas</i>	59
4.2.1	Airbus ATRA	59
4.2.2	Boeing Phantom Works	60
4.2.3	Lange Aviation GmbH	61
4.2.4	Enfica-FC	64
4.2.5	H2FLY	65
4.2.6	ZeroAvia	69
4.2.7	Britten-Norman	72
4.2.8	H3 Dynamics	73
<b>5</b>	<b>Predimensionamiento de un sistema</b>	<b>75</b>
5.1	<i>Modelo de una pila PEM</i>	75
<b>6</b>	<b>Conclusiones</b>	<b>87</b>
	<b>Referencias</b>	<b>89</b>





# ÍNDICE DE TABLAS

---

Tabla 2.1. Comparativa de los parámetros energéticos de la gasolina, el diesel, el gas natural y el hidrógeno	25
Tabla 2.2. Comparativa de los diferentes métodos de almacenamiento de hidrógeno más empleados	28
Tabla 2.3. Comparativa de los tipos de pila de combustible más empleados	38
Tabla 4.1. Datos técnicos del Global Observer	49
Tabla 4.2. Datos técnicos del Ion Tiger	53
Tabla 4.3. Datos técnicos del ScanEagle3 alimentado por pilas de combustible	56
Tabla 4.4. Datos técnicos del Pterosoar	57
Tabla 4.5. Datos técnicos del Helios HP03	59
Tabla 4.6. Datos técnicos del Antares DLR-H2	63
Tabla 4.7. Datos técnicos del Enfica-FC	65
Tabla 4.8. Datos técnicos del DLR HY4	67
Tabla 4.9. Datos técnicos de la Piper Matrix alimentada por pilas de combustible	70
Tabla 4.10. Datos técnicos del Dornier 228 alimentado por pilas de combustible	72
Tabla 4.11. Datos técnicos del BN-2 Islander alimentado por pilas de combustible	73
Tabla 5.1. Parámetros de cálculo empleados	78
Tabla 5.2. Comparativa del peso del sistema completo de potencia en relación a la tecnología actual de las pilas de combustible y los motores eléctricos, y las necesidades energéticas de la aeronave.	84



# ÍNDICE DE FIGURAS

---

Figura 2.1. Esquema de una PEMFC [11]	30
Figura 2.2. Esquema de una DMFC [11]	31
Figura 2.3. Esquema de una AFC [11]	33
Figura 2.4. Esquema de una PAFC [11]	34
Figura 2.5. Esquema de una MCFC [11]	35
Figura 2.6. Esquema de una SOFC [11]	36
Figura 3.1. Esquema de una PEMFC de alta potencia embarcada. T significa Turbina; M, Motor; C, Compresor; P, Bomba (Pump) [47]	43
Figura 3.2. Subsistema de reformado por vapor del queroseno [48]	44
Figura 4.1. Aeronave no tripulada Odyssey, propiedad de AeroVironment [63]	48
Figura 4.2. Global Observer de AeroVironment durante los ensayos de rodaje [65]	48
Figura 4.3. Georgia Tech UAV sobre la pista de Atlanta Dragway [66]	50
Figura 4.4. Esquema de la arquitectura de la PEMFC del Kaist [68]	50
Figura 4.5. UAV Puma de AeroVironment [74]	51
Figura 4.6. Spider-Lion perteneciente a la NRL [76]	52
Figura 4.7. PEMFC de 550 W, con un kilo de peso, desarrollada por Protonex Technology Corporation y que alimenta al Ion Tiger [75]	52
Figura 4.8. Ion Tiger antes del despegue del vuelo de prueba de octubre de 2009 [75]	53
Figura 4.9. Ion Tiger II expuesto en el Laboratorio de Investigación Naval [77]	54
Figura 4.10. Lanzamiento vertical del XFC desde el USS Providence [79]	55
Figura 4.11. ScanEagle3 con el sistema de energía modificado [82]	56
Figura 4.12. HyWings en vuelo de H3 Dynamics	58
Figura 4.13. Helios HP03 de la NASA y AeroVironment [88]	58
Figura 4.14. Pila de combustible del Airbus A320 ATRA [90]	60
Figura 4.15. Aeronaves conceptuales de la serie ZEROe de Airbus [91]	60
Figura 4.16. Pila de combustible de la HK-36 Super Dimona modificada por Boeing [92]	61
Figura 4.17. Antares DLR-H2 [94]	62
Figura 4.18. Detalle de la pila de combustible del Antares DLR-H2 [94]	62
Figura 4.19. Modelo 3D del Antares H3 [96]	63
Figura 4.20. Bahía del motor del Enfica-FC [98]	64
Figura 4.21. HY4 en vuelo [99]	66
Figura 4.22. Diseño de aerotaxi eléctrico de H2FLY [99]	68

Figura 4.23. Diseño de aeronave ejecutiva de H2FLY [99]	68
Figura 4.24. Diseño de aeronave regional de H2FLY [99]	68
Figura 4.25. Dornier 328 de H2FLY y Deutsche Aircraft [102]	69
Figura 4.26. Piper Matrix de ZeroAvia con el tanque de hidrógeno externo [103]	69
Figura 4.27. Unidad de potencia de la Piper Matrix de ZeroAvia [104]	70
Figura 4.28. Dornier 228 de ZeroAvia equipado con los ZA-600 [105]	71
Figura 4.29. HyperTruck ensayando el ZA600 de ZeroAvia [106]	71
Figura 4.30. BN-2 Islander perteneciente a Cranfield Aerospace Solutions [112]	73
Figura 4.31. Concepto del Element One de H3 Dynamics [114]	74
Figura 5.1. Curva de polarización i-v (azul) y curva de potencia (rojo) de una PEMFC.	79
Figura 5.2. Eficiencia de la pila de combustible frente a la relación entre la potencia solicitada y la potencia máxima de diseño.	80
Figura 5.3. Función $f_v, P$ frente a diferentes valores de $w_p$ . Azul sólida: $w_p = 0$ , naranja a trazos: $w_p = 0.18$ , amarilla a punto y trazo: $w_p = 0.37$ , violeta punteada: $w_p = 1$ .	81
Figura 5.4. Masa del sistema completo y sus componentes. Azul: masa total del sistema, naranja: masa de la PEMFC, verde: masa del hidrógeno más el tanque de combustible, violeta: masa del tanque de combustible, amarillo: masa del hidrógeno.	82
Figura 5.5. $rov$ para la minimización del peso del conjunto PEMFC más sistema de combustible en función de $ra/c$ . Rojo: tanque básico esférico, azul: tanque avanzado del Winnefeld et al. [120]	83
Figura 5.6. Diagrama de Ragone de los sistemas actuales y futuros de propulsión. Verde: turbofán actual con tanques de queroseno, azul: PEMFCs futuras (8 kW/kg) con motores eléctricos futuros (10 kW/kg) y tanques de hidrógeno avanzados, naranja: PEMFCs actuales (1.6 kW/kg) con motores eléctricos actuales (5.8 kW/kg) y tanques de hidrógeno avanzados, amarillo: PEMFCs actuales con motores eléctricos actuales y tanques de hidrógeno simples.	85

ACARE	Advisory Council for Aeronautic Research in Europe
AEA	All Electric Aircraft
AEC	Alkaline Electrolysis Cells
AFC	Alkaline Fuel Cell
ATI	Aerospace Technology Institute
ATRA	Advanced Technology Research Aircraft
CCL	Cathode Catalyst Layer
CGO	Cerium Gadolinium Oxide
CS	Certification Specifications
CSU	California State University
DARPA	Defense Advanced Research Projects Agency
DLR	Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt
DMFC	Direct Methanol Fuel Cell
EASA	European Aviation Safety Agency
ENFICA	ENvironmentally Friendly Inter City Aircraft
ERAST	Environmental Research Aircraft and Sensor Technology
FAA	Federal Aviation Administration
FC	Fuel Cell
GCV	Gross Calorific Value
GDL	Gass Diffusion Layer
HHV	Higher Heating Value
HTC	High Temperature Cooling
HT-PEMFC	High Temperature PEMFC
IEA	International Energy Agency
IMCS	Intermetallic Core-Shell
ISR	Intelligence, Surveillance, Reconnaissance
ITAR	International Traffic in Arms Regulations
JCTD	Joint Capability Technology Demonstration
KAIST	Korea Advanced Institute of Science and Technology
KARI	Korea Aerospace Research Institute
LTC	Low Temperature Cooling
MAV	Micro Air Vehicle
MCFC	Molten Carbonate Fuel Cell
MEA	More Electric Aircraft
MEA	Membrane Electrode Assembly
MOL	Metal-Organic Framework
NASA	National Aeronautics and Space Administration
NIST	Instituto Nacional de Estándars y Tecnología

NRL	Naval Research Laboratory
NZE	Net Zero Emissions
ONR	Office Naval Research
ORR	Oxygen Reduction Reaction
PAFC	Phosphoric Acid Fuel Cell
PBI	Polibencimidazol
PEEK	Polieteretercetona
PEM	Polymer Electrolyte Membrane
PEMFC	Proton Exchange Membrane Fuel Cell
PTFE	Politetrafluoroetileno
SAFC	Solid Acid Fuel Cell
SMR	Steam Methane Reforming
SOEC	Solid Oxide Electrolyser Cells
SOFC	Solid Oxide Fuel Cell
UAV	Unmanned Aerial Vehicle
US	United States
USS	United States Ship
VLA	Very Light Aircraft
WGSR	Water Gas Shift Reaction
YSZ	Yttrium Stabilized Zirconium

# 1 INTRODUCCIÓN

---

El volumen de pasajeros transportados por aviación comercial ha sufrido un gran crecimiento en los últimos años. Desde los años 80, la liberalización económica de las aerolíneas ha hecho posible la propagación de este negocio a nivel mundial, debido a la generación de un mercado altamente competitivo el cual tiene como resultado la reducción de las tarifas, permitiendo el acceso a este medio de transporte a un grupo más amplio de población. Cada año, más de 7000 millones de personas alrededor del mundo viajan en este método de transporte [1], y se espera un crecimiento mayor con la incorporación de los mercados emergentes.

En el ámbito de la crisis energética global y el cambio climático, el papel del sector de la aviación es muy importante. Desde 1980, el crecimiento de las emisiones de CO<sub>2</sub> en la aeronáutica ha sido del 3.6% anual, el doble que el crecimiento global. Como consecuencia, el transporte aéreo es responsable del 12% de las emisiones de gases de efecto invernadero relacionadas con el transporte, y entre el 2 y el 3% de las emisiones totales [2]. Con un crecimiento anual esperado del beneficio de pasajeros por milla náutica de un 5% anual, y una previsión de la duplicación de la flota de aeronaves en los próximos 20 años [3], es preciso el desarrollo de aeronaves más eficientes, así como la modificación de los modelos actuales, especialmente en las rutas de larga distancia donde la eficiencia de la aeronave es clave debido al alto consumo de los motores.

Para lograr el objetivo de la reducción de la emisión de gases de efecto invernadero, la Comisión Europea ha desarrollado varias hojas de ruta en las que se detallan los objetivos a cumplir en fechas determinadas. El ACARE (Advisory Council for Aeronautic Research in Europe) estableció los siguientes objetivos para el año 2020.

- Reducción de las emisiones de CO<sub>2</sub> en un 50%
- Reducción de las emisiones de NO<sub>x</sub> en un 80%
- Incrementar la capacidad de transporte
- Incrementar la seguridad
- Reducción del ruido percibido en un 50%

Y en 2011, estableció los siguientes objetivos a largo plazo para 2050 [4].

- Reducción de las emisiones de CO<sub>2</sub> en un 75%
- Reducción de las emisiones de NO<sub>x</sub> en un 90%
- Incrementar la capacidad de transporte
- Incrementar la seguridad
- Reducción del ruido percibido en un 65%

De manera adicional, se establecieron nuevos objetivos como el de lograr un rodaje en tierra libre de emisiones y el de centrar las investigaciones en combustibles alternativos. En relación a esto, últimamente ha cobrado importancia el concepto de More Electric Aircraft (MEA), un sistema que reemplazaría los sistemas neumáticos, mecánicos e hidráulicos con eléctricos, aumentando la eficiencia general y reduciendo los costes de mantenimiento. A un nivel superior se encontraría el concepto de All Electric Aircraft (AEA), donde todos los

sistemas serían eléctricos, incluida la propulsión.

Recientemente se ha estudiado sobre la influencia de las modernizaciones de las flotas de aeronaves, así como el reacondicionado de los modelos más antiguos [5]. La última generación de aeronaves consume un 15% menos de combustible gracias a los avances en materiales compuestos en relación a la anterior, mientras que los reacondicionamientos proporcionan entre un 9 y un 12% de reducción en el consumo gracias a los dispositivos de punta de ala, la reducción de peso o el intercambio de motores por modelos más nuevos y eficientes. De manera general, un operador podrá reducir sus emisiones entre un 7 y un 12 %, lejos del 75% esperado para 2050, por lo que actualmente no existe una seguridad de que las mejoras en eficiencia de los motores serán suficientes como para compensar el aumento de las emisiones de los nuevos vehículos [6].

Sin embargo, el empleo de hidrógeno en este sector puede resultar en el cumplimiento de los objetivos del ACARE. Gracias a la alta densidad energética, el uso de hidrógeno puede reducir el peso total de la aeronave, el cual es especialmente importante para recorridos de larga distancia. Por otra parte, el hidrógeno elimina por completo las emisiones de dióxido de carbono y, considerando el resto de gases de efecto invernadero, la combustión de este elemento puede reducir el impacto climático entre un 50 y 75%, el cual se incrementa a entre un 75 y 90% en el caso de el uso de pilas de combustible. Sin embargo, se deben cumplir ciertos requisitos de eficiencia en relación a los tanques de combustible ( $> 12$  kWh/kg) y a los sistemas de pilas de combustible ( $> 2$  kW/kg), los cuales se prevee que sean posibles en menos de 10 años [7].

El empleo de pilas de combustible tendrá como consecuencia mejoras en la aeronave, como la propulsión distribuida, aumentando la eficiencia aerodinámica. Además, los productos de la reacción como el agua, el aire desoxigenado o incluso el calor, pueden ser empleados en otros subsistemas como el de suministro de agua, el acondicionamiento del aire de la cabina o incluso el sistema de deshielo [8].

Con el objetivo de analizar la viabilidad del empleo de pilas de combustible en el sector aeronáutico, este trabajo comenzará por una visión general de los diferentes tipos de pilas de combustible, para luego emplear el más adecuado para ser embarcado. Posteriormente se revisarán los modelos actuales, tanto de aeronaves no tripuladas como tripuladas, para finalmente realizar un predimensionamiento de un sistema en una aeronave de transporte aéreo comercial.



# 2 PILAS DE COMBUSTIBLE

## 2.1 El hidrógeno como combustible

El hidrógeno es el elemento químico más abundante en el universo. Formado generalmente por un único protón y un electrón, también es el elemento más ligero existente. Este elemento puede reaccionar con el oxígeno mediante la combustión, generando como productos agua y energía, la cual es igual a  $\Delta H = 285.8 \text{ kJ/mol}$  [9].



Si esta reacción química en vez de producirse mediante la combustión se realiza en condiciones de reversibilidad mediante reacciones electroquímicas, la energía generada no se liberará en forma de energía térmica, sino eléctrica [10]. Este es la base del funcionamiento de las pilas de combustible de hidrógeno.

Por otra parte, debido a que este recurso no está disponible de forma natural en las cantidades suficientes como para ser empleado como combustible, ha de ser sintetizado empleando otras fuentes que emplean más energía en obtenerlo que la que se obtiene al reaccionarlo, por lo que en estos casos el hidrógeno funciona como portador de energía de manera similar a una batería.

La cantidad de energía que el hidrógeno almacena por unidad de masa es más alta que el resto de combustibles fósiles. Se ha establecido que, en términos de energía, cada kilo de hidrógeno equivale a 2.78 kg de gasolina, a 2.8 kg de diesel o a 3 kg de gas natural [11].

Tabla 2.1. Comparativa de los parámetros energéticos de la gasolina, el diesel, el gas natural y el hidrógeno

	Densidad [g/cm <sup>3</sup> ]	Temperatura de ebullición [°C]	Energía por unidad de masa [MJ/kg]	Energía por unidad de volumen [MJ/m <sup>3</sup> ]
<b>Gasolina</b>	0.73	38	44.5	32×10 <sup>3</sup>
<b>Diésel</b>	0.83	180	42.6	35×10 <sup>3</sup>
<b>Gas natural</b>	0.78×10 <sup>-3</sup>	-156	48	37.3
<b>Hidrógeno</b>	0.84×10 <sup>-4</sup> (gas)	-253	125	10.4 (gas)
	0.71×10 <sup>-1</sup> (líquido)			8.52×10 <sup>3</sup> (líquido)

Sin embargo, posee una muy baja cantidad de energía por unidad de volumen comparado con el resto de combustibles líquidos o el gas natural. Por lo tanto, de manera habitual el hidrógeno es comprimido a altas presiones o licuado, manteniendo su temperatura por debajo de los 33 K. Ambos procesos tienen como consecuencia el aumento del peso del tanque que contiene al hidrógeno, así como de la necesidad de una cantidad

de energía adicional para la compresión del gas, o el enfriado y mantenimiento de la temperatura de éste, dependiendo de la solución adoptada.

Actualmente se producen en el mundo unas 88.5 millones de toneladas de hidrógeno [12], las cuales son empleadas principalmente en la producción de amoníaco para fertilizantes, y en refinerías de petróleo para convertir hidrocarburos pesados en fracciones más ligeras, aptas para su uso como combustible, proceso conocido como hidrocracking.

### 2.1.1 Obtención de hidrógeno

Para obtener el hidrógeno se pueden emplear principalmente dos reactivos, agua o combustibles fósiles.

En el 2020, la mayor parte del hidrógeno producido ha sido producido a partir de combustibles fósiles (69.4 millones de toneladas), emitiendo unas 900 millones de toneladas de CO<sub>2</sub>. El volumen de hidrógeno obtenido mediante métodos alternativos, en comparativa ha sido muy bajo, de unas 0.49 millones de toneladas. El resto ha sido obtenido como subproducto en refinerías [12].

Sin embargo, debido a las políticas de reducción de emisiones contaminantes, especialmente la Net Zero Emissions (NZE) desarrollada por la Agencia Internacional de la Energía (IEA), a la que se acogen actualmente más de 40 países, prevé que se incremente tanto la producción mundial total de hidrógeno como la fracción producida mediante electrólisis. Esta iniciativa pretende conseguir una emisión neta nula de gases de efecto invernadero para 2050, por lo que obliga a los diferentes países a buscar métodos de obtención de energía alternativos [12].

Debido a que la importancia de este combustible se incrementa a medida que pasa el tiempo, a continuación se explicarán de manera resumida los métodos más comunes de obtención de hidrógeno, según el reactivo usado y el método.

#### 2.1.1.1 Combustibles fósiles

Los combustibles fósiles más empleados son el gas natural (compuesto principalmente por metano, CH<sub>4</sub>) y carbón.

Con el gas natural se pueden emplear tres procesos diferentes:

- Reformación con vapor (steam methane reforming, SMR). Consiste en calentar el metano a una temperatura de entre 700 y 1100 °C en presencia de vapor de agua y níquel, que actúa como catalizador. La reacción se muestra a continuación [13].



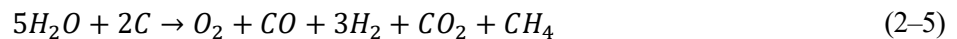
- Oxidación parcial. Aunque este proceso normalmente se emplea con hidrocarburos de largas cadenas, también puede ser utilizado con el gas natural. Consiste en una combustión parcial, obteniendo como productos monóxido de carbono e hidrógeno. La reacción se muestra a continuación [13].



- Reformación auto térmica. Consiste en una reformación con vapor y una oxidación parcial. A partir de los productos de la reformación con vapor, a una temperatura de unos 360 °C se genera hidrógeno adicional mediante la oxidación del monóxido de carbono con vapor de agua adicional. Las dos reacciones se muestran a continuación [13].



Si se emplea carbón, el principal proceso empleado es la gasificación. Mediante vapor de agua y calor, se genera hidrógeno y monóxido de carbono entre otros productos [13].



Si el objetivo de la refinería es la de producir hidrógeno, el monóxido de carbono puede, de manera similar al proceso de la reformación auto térmica en el gas natural, ser empleado junto al vapor de agua para producir dióxido de carbono e hidrógeno.

### 2.1.1.2 Agua

Los procesos de obtención de hidrógeno a partir del agua son, de manera general, más costosos que los métodos a partir de combustibles fósiles en términos económicos.

Cuando la fuente de energía empleada para descomponer el agua es renovable o de bajas emisiones de carbono, el hidrógeno producido se denomina “verde”.

Los métodos más importantes son:

- **Electrólisis.** Consiste en el uso de una corriente eléctrica para descomponer el agua. Esta reacción se realiza en una célula electrolítica, el cual se compone de un ánodo y un cátodo separados por un electrolito. Dependiendo de qué electrolito se emplee, las reacciones serán diferentes. Actualmente existen tres tipos principales de células electrolíticas: de membrana de electrolito polimérico (Polymer Electrolyte Membrane, PEM), de electrólisis alcalina (Alkaline Electrolysis Cells, AECs) y de óxido sólido (Solid Oxide Electrolyser Cells, SOECs).
- **Descomposición fotocatalítica.** Es un proceso de fotosíntesis artificial donde la disociación del agua en sus componentes se realiza gracias a la luz solar, en presencia de un catalizador. Actualmente es uno de los procesos más investigados.

En ambos casos, la reacción resultante es:



### 2.1.1.3 Biomasa

La biomasa puede ser empleada para la obtención de hidrógeno mediante la gasificación, reformación con vapor o por conversión biológica. Con este último método, los residuos sufren una conversión anaerobia mediante diversos grupos de bacterias. Los productos de esta conversión son principalmente hidrógeno y dióxido de carbono, siendo estos fácilmente separables.

## 2.1.2 Almacenamiento del hidrógeno

El problema con el hidrógeno radica en su almacenamiento. Las soluciones actuales se basan en alcanzar una muy alta presión o bien almacenarlo en estado líquido.

En el apartado del gas comprimido, los avances actuales en materiales han hecho posible alcanzar entre 300 y 700 bar de presión. Sin embargo, debido a la no idealidad del hidrógeno gaseoso, el aumento de la densidad con la presión no es lineal.

Los tanques empleados están compuestos de fibra de vidrio, aramida o fibra de carbono, junto a un material estanco, el cual puede ser metálico (normalmente aluminio), conformando el tanque de tipo III ; o termoplástico, conformando el tipo IV.

En cuanto al almacenamiento criogénico, el hidrógeno debe mantenerse por debajo de  $-253^\circ\text{C}$ , con los desafíos que ello conlleva. Primero, el tanque debe contar con una doble pared con aislamiento por vacío, minimizando las pérdidas energéticas. Por otra parte, debe contar con un mecanismo que permita la vaporización del hidrógeno a un ritmo de entre 1 y 3% diario, para no aumentar la presión dentro del tanque. Sin embargo, cuanto mayor es el volumen que contiene, mayor es el porcentaje de peso del hidrógeno, empezando en un 7.5% para 5

kg y llegando al 15% en peso para 50 kg [14].

Tabla 2.2. Comparativa de los diferentes métodos de almacenamiento de hidrógeno más empleados

	kWh/kg	kWh/L	g/L	% en peso del H <sub>2</sub>	Peso del tanque para 5 kg de H <sub>2</sub>	Volumen del tanque para 5 kg de H <sub>2</sub>
<b>Tanque de 350 bar (Tipo III)</b>	1.8	0.58	17.7	5.4	92.6 Kg	282.5 L
<b>Tanque de 700 bat (Tipo III)</b>	1.4	0.81	24.4	4.2	119.0 Kg	204.9 L
<b>Tanque de 700 bar (Tipo IV)</b>	1.8	1.36	40.8	5.4	92.6 Kg	122.5 L
<b>Tanque criogénico</b>	2.5	1.78	53.3	7.5	66.7 Kg	93.8 L

## 2.2 Pilas de combustible

### 2.2.1 Descubrimiento de la pila de combustible y primeros modelos

El concepto de pila de combustible fue demostrado a principios del siglo XIX por Humphry Davy [15], cuyo estudio fue continuado por el científico Christian Friedrich Schönbein en 1838 para posteriormente en 1839, culminar con el desarrollo de este invento por William Robert Grove, el cual mostró a la comunidad científica en su publicación “On the Gas Voltaic Battery”.

Este primer diseño empleaba dos electrodos de platino sumergidos en ácido sulfúrico, en los que cada uno de los electrodos era alimentado con oxígeno e hidrógeno, respectivamente [16].

En 1882, Lord Rayleigh mejoró el invento de William R. Grove, aumentando la superficie de contacto entre los electrodos, el electrolito y los gases reactivos.

No sería hasta 1889 cuando el término “pila de combustible” fue acuñado en el trabajo de Ludwig Mond y de Charles Langer, en 1889. Estos científicos emplearon gas de coque y resolvieron el problema del acceso de los gases de reacción (oxígeno e hidrógeno) a los puntos reactivos debido a la inmersión de los electrodos. El resultado fue la capacidad de retención del electrolito en una matriz cuasi-sólida, recubierta de un material poroso no conductor.

Posteriormente, a mediados del siglo XX, el científico inglés Francis Thomas Bacon consiguió construir una pila de combustible con una potencia de 5 kW en 1959, empleando un ánodo de níquel y un cátodo de óxido de níquel y litio, sumergidas en un electrolito de hidróxido de potasio al 85%.

Fue a partir de este momento en el que la tecnología de obtención de potencia con hidrógeno se populariza. Desde los años 60, la NASA ha empleado pilas de combustible alcalinas (AFC) basadas en las patentes de Francis T. Bacon [17], desarrolladas por Pratt & Whitney.

Paralelamente, Thomas Grubb junto a Leonard Niedrach, desarrollaron para General Electric una versión mejorada del diseño de Francis Bacon empleando como medio de intercambio de electrones una membrana polimérica compuesta de cadenas de poliestireno unidas entre sí por grupos bisulfito (HSO<sub>3</sub>), y contenidas en una matriz inerte [16]. Generando el que sería el primer diseño de una pila de combustible de membrana polimérica sólida (SPFC) o de membrana de intercambio de protones (PEM). A pesar de que la NASA las empleó en las misiones espaciales del proyecto Gemini, para las siguientes operaciones emplearon el diseño de

Francis Bacon.

El desarrollo de esta tecnología se ve incrementado en la década de los 70 debido a la crisis del petróleo y a la creciente necesidad de tecnologías energéticas alternativas, teniendo como consecuencia la investigación de los materiales necesarios y la reducción de los costes asociados a la pila de combustible. Desde esa época, la integración de pilas de combustible en automóviles y en vehículos de servicio público se ha ido incrementando año a año, así como la comercialización de grandes pilas de combustible estacionarias, pensadas para suministrar potencia a locales comerciales y viviendas.

## 2.2.2 Definición, componentes y principio de funcionamiento

Una pila de combustible es un sistema que genera energía eléctrica mediante un proceso electroquímico empleando un combustible, de manera similar a una batería. Sin embargo, en una pila de combustible los reactivos son suministrados de manera externa, por lo que la generación de electricidad no está limitada por la capacidad de la batería.

Está compuesta por tres elementos fundamentales: dos electrodos, un ánodo y un cátodo, donde ocurren las reacciones químicas de oxidación-reducción y que además actúan como catalizadores, acelerándolas; y un electrolito que los separa [18].

En el ánodo el combustible, normalmente hidrógeno, se oxida separándose en un ión positivo y un electrón. Este está elaborado normalmente de platino. Debido a que el electrolito está diseñado para que solo los iones positivos puedan atravesarlo, los electrones son forzados a recorrer un circuito eléctrico externo hasta el cátodo, generando una corriente eléctrica. Una vez en el cátodo, el cual generalmente es de níquel, los iones positivos y los electrones reaccionan con un tercer reactivo, normalmente oxígeno, generándose agua.

Dependiendo de los combustibles empleados, como combustibles cuyas moléculas contengan hidrógeno en vez de hidrógeno puro, puede generarse como producto además de agua, dióxido de carbono, entre otros.

La diferencia de potencial generada por una única pila de combustible es de entre 0.6 y 0.7 V a plena carga, valor que disminuye a medida que la intensidad aumenta debido principalmente a pérdidas óhmicas y a una tasa de consumo de los reactivos mayor que la suministrada. Por lo tanto, para obtener la potencia requerida es necesario combinar las pilas de combustible en serie, aumentando el voltaje, y en paralelo, permitiendo aumentar la intensidad de corriente. Un grupo de pilas de combustible se denomina *Fuel Cell Stack* o *stack*.

Los apilamientos se realizan normalmente de dos maneras, planos o tubulares. En los apilamientos planos las conexiones se realizan mediante dos platos separadores localizados en los extremos del *stack*, los cuales además actúan como ánodo/cátodo y proporcionan los reactivos. Como se trata de un diseño compacto, éste ofrece poca resistencia eléctrica y por lo tanto una baja caída de tensión. Los apilamientos tubulares son más indicados para pilas de combustible con una alta temperatura de trabajo, como las de óxido sólido (SOFC)

La clasificación de las pilas de combustible se puede realizar en función de:

- El combustible y el oxidante empleados.
- El tipo de electrolito empleado.
- La temperatura de operación.
- La eficiencia.
- Las aplicaciones.
- Su potencia.
- El catalizador empleado.

La clasificación más común es según el tipo de electrolito empleado. Los tipos de pilas de combustible más empleados son:

- Pila de combustible de membrana de intercambio protónico (Proton Exchange Membrane Fuel Cell, PEMFC)
- Pila de combustible de metanol (Direct Methanol Fuel Cell, DMFC)

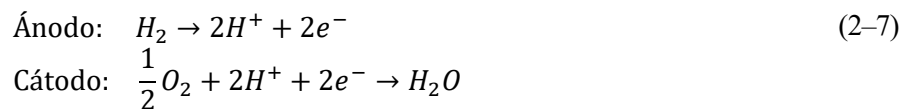
- Pila de combustible de ácido sólido (Solid Acid Fuel Cell, SAFC)
- Pila de combustible alcalina (Alkaline Fuel Cell, AFC)
- Pila de combustible de ácido fosfórico (Phosphoric Acid Fuel Cell, PAFC)
- Pila de combustible de carbonato fundido (Molten Carbonate Fuel Cell, MCFC)
- Pila de combustible de óxido sólido (Solid Oxide Fuel Cell, SOFC)

## 2.2.3 Clasificación de pilas de combustible según el tipo de electrolito

### 2.2.3.1 Proton Exchange Membrane Fuel Cell (PEMFC)

También conocidas como pilas de combustible de membrana de electrolito polimérico (Polymer Electrolyte Membrane Fuel Cell), el electrolito que emplean es una membrana polimérica sólida que contiene ácidos sulfónicos perfluorados, la cual permite el paso de los protones mientras se encuentre hidratada. Los electrones, por su parte, son forzados a recorrer un circuito eléctrico externo debido a que dicha membrana también actúa como aislante.

Las reacciones que ocurren en los electrodos son:



El uso más común de este tipo de pilas de combustible es en automóviles y en aplicaciones estacionarias, como viviendas o locales comerciales, debido a la baja temperatura de operación y a la rápida respuesta de funcionamiento.

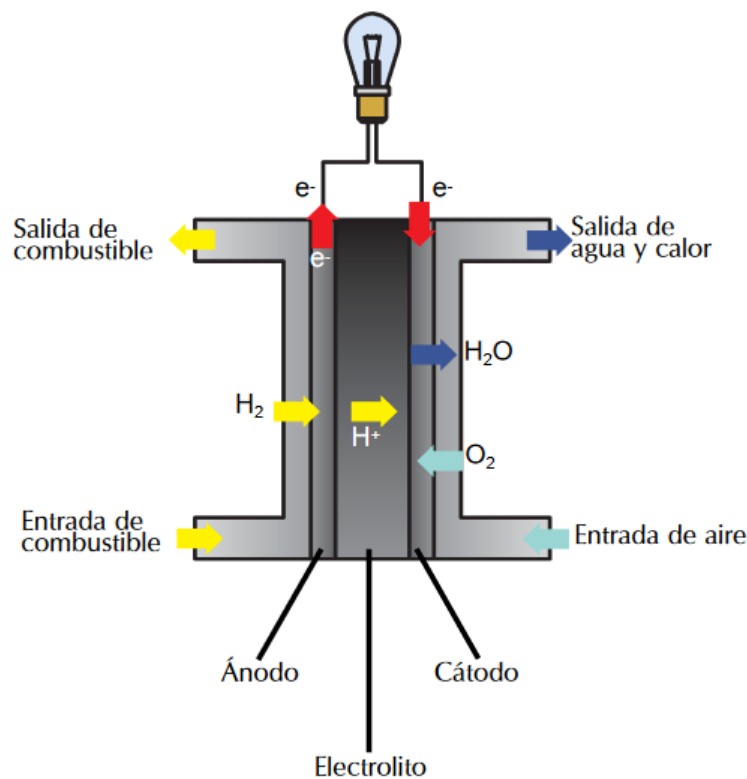


Figura 2.1. Esquema de una PEMFC [11]

Debido al estricto requerimiento de humedad de la membrana, además de la necesidad de evaporar el agua generada a la misma velocidad a la que se produce, la temperatura de operación de esta pila de combustible está

limitada a 100 °C. Esto es particularmente difícil dado que la reacción es altamente exotérmica. Sin embargo, existen variantes de alta temperatura de este tipo de pila de combustible (High Temperature PEMFC), las cuales operan en un rango de temperaturas de entre 120 °C y 200 °C.

A menudo, tanto las PEMFCs como las HT-PEMFCs integran un reformador, el cual se encarga de sintetizar hidrógeno a partir de otras fuentes de energía química, normalmente combustibles fósiles. Mediante una reformación por vapor, el producto obtenido es una mezcla de gases de hidrógeno y dióxido de carbono.

### 2.2.3.2 Direct Methanol Fuel Cell (DMFC)

De manera similar a las PEMFCs, las pilas de combustible de metanol emplean una membrana de electrolito polimérico.

El combustible empleado en este tipo de pilas no es hidrógeno, sino directamente una disolución de metanol, la cual no es necesaria que pase por un proceso de reformación. La temperatura de operación de estas pilas de combustible es de entre 50 °C y 120 °C.

La reacción en cada uno de los electrodos es:

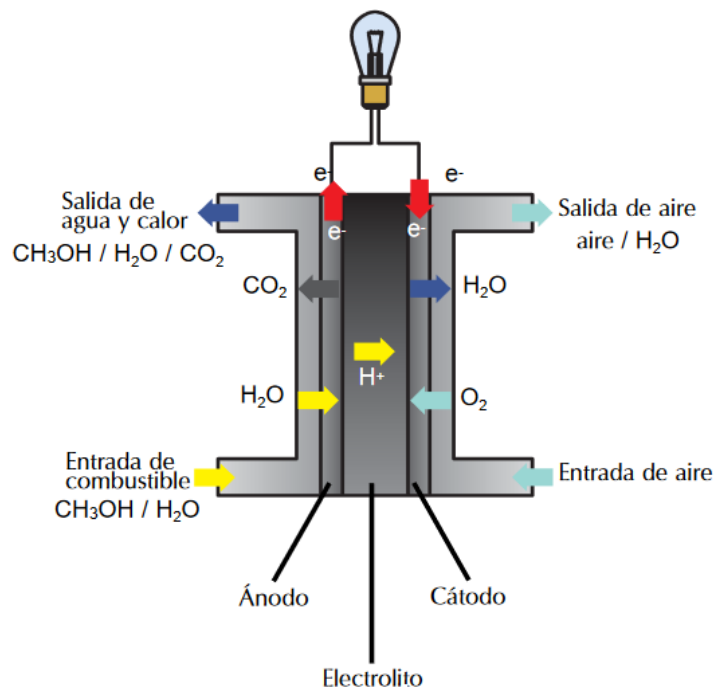
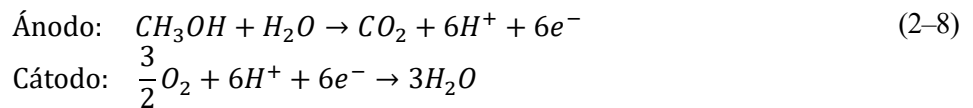


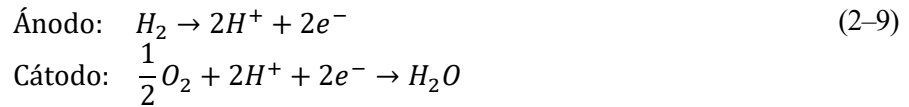
Figura 2.2. Esquema de una DMFC [11]

Gracias a la alta cantidad de energía por unidad de volumen del metanol (hasta un orden de magnitud superior a la del hidrógeno altamente presurizado o el doble a de la del hidrógeno líquido), el tamaño de la pila de combustible puede reducirse lo suficiente como para ser empleada en vehículos pequeños o la electrónica de consumo. Sin embargo su potencia está limitada debido a la difusión del metanol a través de la membrana polimérica, fenómeno conocido como *cross-over* [19], el cual reduce el voltaje máximo de cada celda, disminuyendo la eficiencia del *stack* completo.

### 2.2.3.3 Solid Acid Fuel Cell (SAFC)

Las SAFCs son pilas de combustible caracterizadas por poseer un electrolito de ácido sólido. Un ácido sólido es un compuesto químico intermedio entre una sal y un ácido. Están compuestos por un grupo oxoanión ( $\text{PO}_4^{3-}$ ,  $\text{SO}_4^{2-}$  o  $\text{AsO}_4^{3-}$ ) y un catión de alta carga, normalmente cesio, rubidio o potasio.

Las reacciones químicas que ocurren en los electrodos son las siguientes.



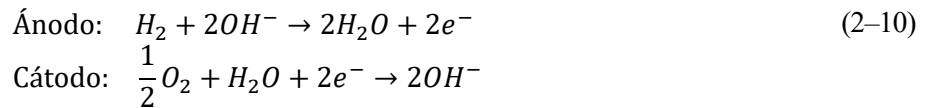
Este tipo de pilas de combustible pueden operar tanto con hidrógeno puro, como con propano o diesel [20], a unas temperaturas de entre 200 y 300 °C. La temperatura de operación es tan elevada debido a que, a partir de los 150°C, el ácido sólido presenta una variación en su estructura interna, lo cual aumenta la conductividad de protones a través del material [21]. Otro efecto positivo de la temperatura es que son ligeramente tolerantes a las impurezas presentes en el hidrógeno de compuestos de azufre o monóxido de carbono.

### 2.2.3.4 Alkaline Fuel Cell (AFC)

En las pilas de combustible alcalinas, el electrolito empleado es una disolución de hidróxido de potasio o de hidróxido de sodio. Históricamente, este ha sido uno de los primeros diseños de pilas de combustible. Como se comentó anteriormente, el diseño de Francis Bacon se correspondía a una pila de este tipo.

El principal inconveniente frente a las pilas de membrana polimérica, es que el electrolito puede contaminarse fácilmente con dióxido de carbono, el cual puede estar presente en el suministro tanto del oxígeno como del hidrógeno, por lo que requieren combustibles de alta pureza. El dióxido de carbono reacciona con la solución salina, bloqueando los poros presentes en el cátodo, bloqueando el proceso de reacción en el electrodo.

Las reacciones en el ánodo y en el cátodo son:



La temperatura de operación de este tipo de pilas de combustible es de entre 70 °C y 140 °C [22].



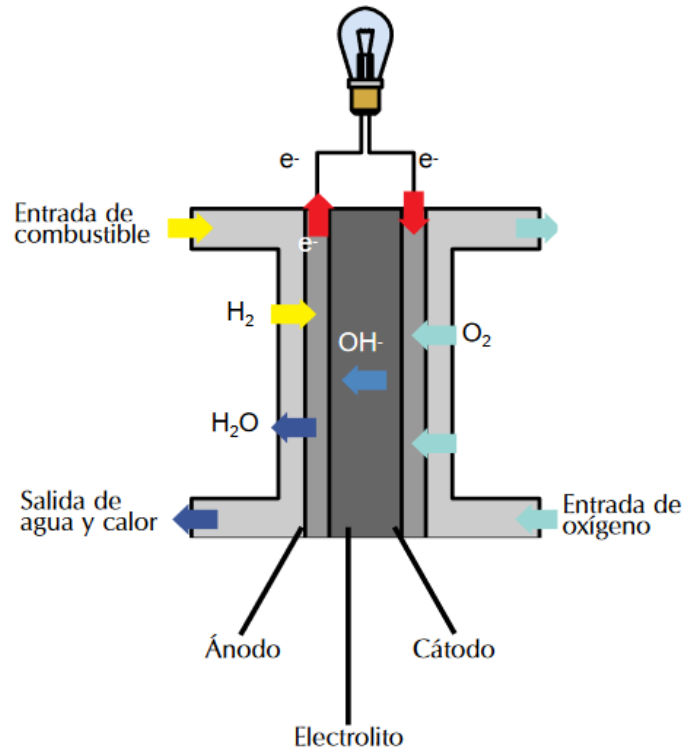


Figura 2.3. Esquema de una AFC [11]

Las ventajas que las AFC proporcionan frente a las pilas con un electrolito ácido (PEMFCs, SOFCs...) es que debido a la alcalinidad de la solución, pueden emplearse metales no nobles en el ánodo (como el cobalto o el hierro) y catalizadores más baratos en el cátodo (como la plata), disminuyendo los costes de fabricación y haciendo a este tipo de pilas de combustible las más asequibles en términos económicos.

Su uso fundamental es la exploración espacial, debido a su alto rendimiento y a la disponibilidad de los combustibles con un alto grado de pureza. Desde 1960 son empleadas por la NASA para obtener corriente eléctrica y agua potable [23].

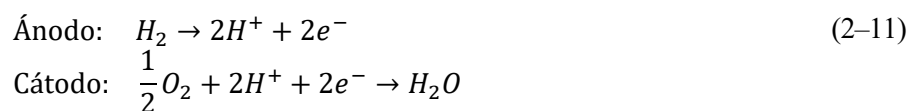
### 2.2.3.5 Phosphoric Acid Fuel Cell (PAFC)

Las PAFCs emplean ácido fosfórico altamente concentrado como electrolito, el cual se encuentra en una matriz de carburo de silicio saturada.

El rango de temperaturas de operación es de entre 150 °C y 200 °C, por lo que el agua (en forma de vapor de agua) generada como producto puede emplearse para el calentamiento de aire y agua, proporcionando una doble función de generación de energía y de calor, aumentando su rendimiento.

Debido a que el electrolito de estas pilas de combustible permite concentraciones de monóxido de carbono de entre el 1.5% y de hasta el 30% de dióxido de carbono, aumentan el abanico de posibles combustibles que pueden ser empleados para alimentarla, llegando a ser capaces de emplear gasolina, siempre y cuando se halla eliminado cualquier traza de azufre.

Las reacciones en cada uno de los electrodos, los cuales están formados de papel carbón sobre el cual se deposita una fina capa de platino, son:



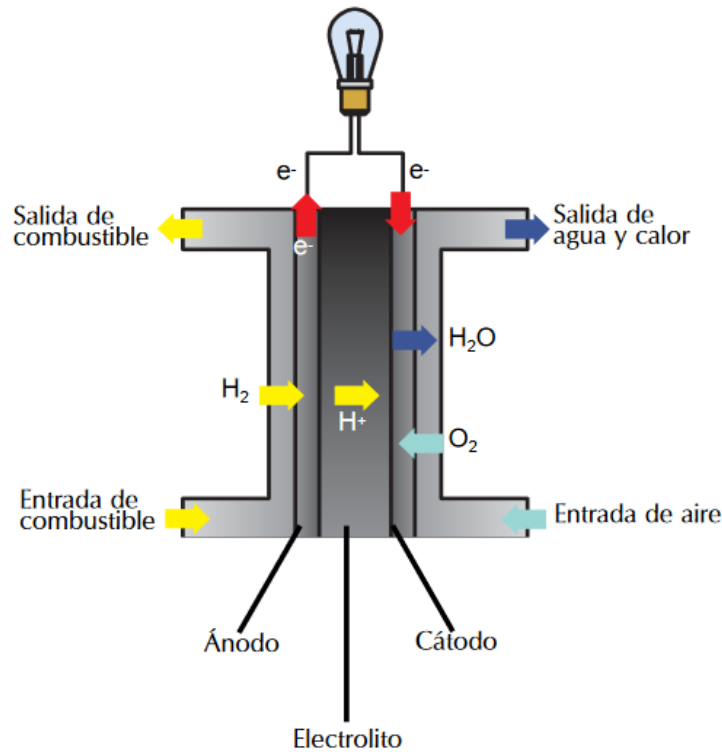


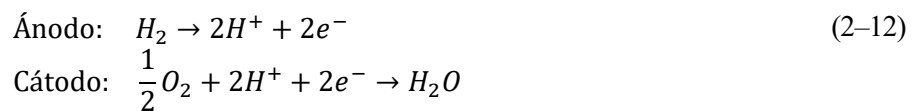
Figura 2.4. Esquema de una PAFC [11]

### 2.2.3.6 Molten Carbonate Fuel Cell (MCFC)

Las pilas de combustible de carbonato fundido emplean un electrolito fundido compuesto de sales de carbonatos de sodio y potasio fundidas, suspendido en una matriz cerámica porosa e inerte de beta-alúmina [24]. La temperatura de operación es muy elevada, del orden de los 650 °C [25], por lo que la selección de materiales es crucial para evitar su rápida degradación.

Debido a la alta temperatura alcanzada no precisan de un reformador externo, pudiendo producirse la reformación del combustible (en caso de que no sea suministrado hidrógeno puro) internamente. Puesto que no son fácilmente contaminables por monóxido o dióxido de carbono, son especialmente útiles para el uso de gases de combustible procedentes del carbón.

Las reacciones en el ánodo y en el cátodo vienen expuestas a continuación.



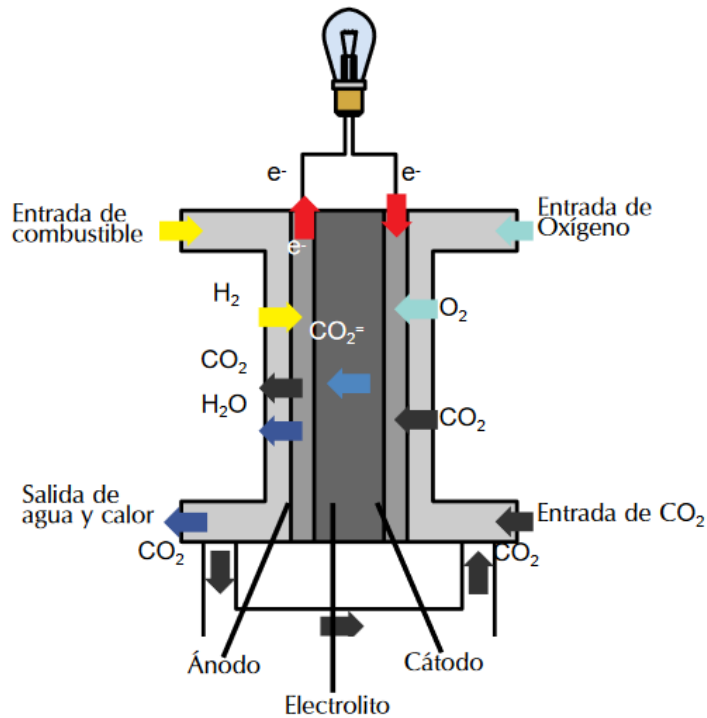


Figura 2.5. Esquema de una MCFC [11]

La principal desventaja es su lenta activación debido a la alta temperatura a la que opera, por lo que su uso está limitado a aplicaciones estáticas. Por otra parte, estas pilas de combustible presentan actualmente una baja vida útil, debido a la rápida degradación de los materiales sometidos a elevadas temperaturas, así como a la corrosión de los elementos expuestos al electrolito [26].

A pesar de las desventajas, el rango de potencias que puede suministrar varía entre 0.3 y 3 MW, lo cual abre un gran abanico de posibles aplicaciones de baja y alta potencia [27].

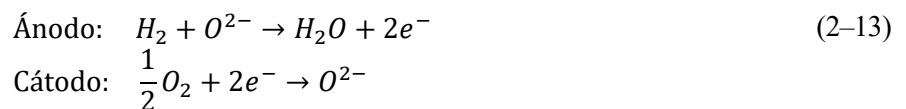
### 2.2.3.7 Solid Oxide Fuel Cell (SOFC)

Las pilas de combustible de tipo SOFC emplean un electrolito cerámico sólido, normalmente circonio estabilizado con itrio (YSZ).

Dado que todos los componentes empleados en la pila son sólidos, el apilado de las células puede realizarse de una manera diferente a la plana, como puede ser la tubular tal y como se ha comentado anteriormente.

El rango de temperaturas de operación es de entre 800 °C y 1000 °C.

Cabe destacar que son los iones negativos de oxígeno los que pasan desde el cátodo al ánodo, a diferencia del resto de pilas de combustible en las que son los iones positivos de hidrógeno los que recorren el camino contrario. Las reacciones químicas en cada uno de los electrodos se muestran a continuación.



Únicamente pueden trabajar con hidrógeno gaseoso, por lo que el combustible suministrado debe ser previamente reformado. Sin embargo, gracias a la alta temperatura de operación, la pila de combustible es capaz de reformar internamente los hidrocarburos proporcionados [28], si bien estos modelos aún se encuentran en desarrollo [29].

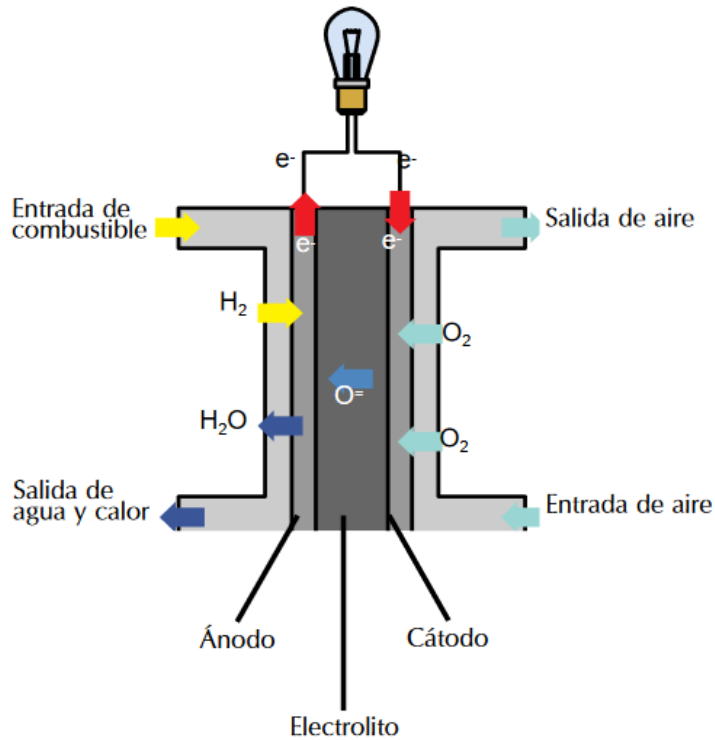


Figura 2.6. Esquema de una SOFC [11]

La temperatura de operación se debe a las características del electrolito, el cual necesita de una alta temperatura para poder permitir el paso de iones. Esto tiene como consecuencia un aumento del tiempo de activación de la pila (impidiendo su uso en aplicaciones móviles), así como de la contaminación con carbono del ánodo, reduciendo la velocidad de la reformación interna [30]. Actualmente se está investigando el desarrollo de electrolitos alternativos, como el óxido de cerio y gadolinio (CGO), que permitirían reducir la temperatura de operación a entre  $500\text{ }^{\circ}\text{C}$  y  $600\text{ }^{\circ}\text{C}$ , disminuyendo el tiempo de activación y abriendo la posibilidad del empleo de incluso acero inoxidable para el sustrato de la pila, reduciendo los costes de fabricación.

## 2.2.4 Aplicaciones de los diferentes tipos de pilas de combustible

### 2.2.4.1 Proton Exchange Membrane Fuel Cell (PEMFC)

La mayoría de las aplicaciones de las PEMFCs son en vehículos con el objetivo de reducir las emisiones de gases de efecto invernadero, debido principalmente a su alta densidad de potencia y bajo peso. Generalmente son empeladas en autobuses y vehículos grandes debido al volumen disponible para almacenar el combustible, si bien actualmente se está investigando para incorporar estas pilas de combustible en los sistemas actuales de energía.

Por otra parte, otra de sus aplicaciones es la generación de potencia de manera estacionaria, para el cual pueden proporcionar  $5\text{ kW}$  a un  $30\%$  de eficiencia eléctrica, sin embargo en este ámbito existen otros tipos de pila de combustible (como las SOFCs o las MCFCs) con las que compite, siendo la principal desventaja de las PEMFCs la de que deben ser suministradas con hidrógeno de alta pureza, reduciendo la flexibilidad del sistema en casos donde este combustible no esté disponible con facilidad.

Finalmente, las PEMFCs tienen la posibilidad de reemplazar las baterías de la pequeña electrónica de consumo, si bien se presenta el problema de la distribución y almacenamiento del combustible [31].

### 2.2.4.2 Direct Methanol Fuel Cell (DMFC)

La principal ventaja de las DMFCs es la gran cantidad de energía que pueden almacenar por unidad de volumen, siendo capaces de producir una cantidad limitada de energía durante largos periodos de tiempo. Esto las hace ideales para vehículos de pequeño tamaño o electrónica de consumo.

Actualmente el principal uso es en aplicaciones militares debido al bajo ruido que producen y al reducido calor que desprenden, así como no producir ningún residuo tóxico. Entre ellos destacan los cargadores de batería o sistemas de potencia autónoma para instrumentación, siendo especialmente eficientes para el rango de potencias de entre 25 y 300 W.

#### **2.2.4.3 Solid Acid Fuel Cell (SAFC)**

Debido a la alta versatilidad en lo que respecta al tipo de combustible empleado, sumado a su moderada temperatura de operación, las SAFCs pueden ser empleadas en localizaciones remotas, donde no sería posible el uso de otro tipo de pilas de combustible. Actualmente se están desplegando para dar suministro eléctrico a cabezales de pozos petrolíferos [32] y diversas aplicaciones militares, puesto que permiten el empleo de JP8, un combustible de aviación derivado del queroseno, o diesel marino [33]

#### **2.2.4.4 Alkaline Fuel Cell (AFC)**

Si bien el bajo coste de fabricación, las similares condiciones de operación y la alta eficiencia eléctrica hacen a las AFCs un candidato a competir con las PEMFCs, SOFCs y PAFCs, su uso no está tan extendido debido a la fácil contaminación del electrolito, por lo que la aplicabilidad está limitada al ámbito espacial, donde el combustible suministrado cuenta con un alto grado de pureza. A pesar de ello existen algunos usos fuera de este campo, como el Hydra, el primer barco propulsado por pilas de combustible, el cual emplea una AFC de 5 kW de potencia.

#### **2.2.4.5 Phosphoric Acid Fuel Cell (PAFC)**

La aplicación más extendida de las PAFCs es la de generadores estacionarios, con potencias instaladas de entre 100 kW y 400 kW, así como la alimentación de grandes vehículos, como autobuses [34].

Por otra parte, recientemente la India ha logrado integrar una PAFC en sus submarinos de clase Kalvari, en producción desde 2017. Este sistema cuenta con 360 pilas de combustible como parte de su propulsión independiente de aire, con el objetivo de reemplazar el motor diesel tradicional.

#### **2.2.4.6 Molten Carbonate Fuel Cell (MCFC)**

Las MCFCs fueron desarrolladas para obtener energía eléctrica a partir de gas natural, biogas y carbón para tanto aplicaciones industriales como militares. El ejemplo más importante es el diseño de la compañía alemana MTU Friedrichsafen, la cual con un peso de dos toneladas es capaz de producir hasta 240 kW de potencia empleando distintos combustibles y reduciendo hasta un 50% la emisión de dióxido de carbono en comparación con motores marinos. También, gracias a la alta temperatura de trabajo, es posible la adición de una turbina de vapor aumentando la eficiencia eléctrica del conjunto.

#### **2.2.4.7 Solid Oxide Fuel Cell (SOFC)**

Por último, las SOFCs son ideales para la generación de potencia de manera estacionaria, puesto que la alta temperatura de operación las hace muy eficientes en sistemas combinados de calor y potencia. Sus aplicaciones móviles son muy extendidas debido al alto tiempo necesario para comenzar la operación, si bien se están comenzando a emplear en grandes barcos. Su uso en vehículos más pequeños está más limitado a los extendedores de rango, sistemas que recargan las baterías mientras el vehículo se encuentra en funcionamiento, sin suministrar energía directamente a él [35].

## 2.2.5 Comparativa de los modelos más empleados

Tabla 2.3. Comparativa de los tipos de pila de combustible más empleados

	Electrolito	Catalizador	Temperatura de operación	Potencia	Eficiencia eléctrica	Ventajas	Desventajas
<b>PEMFC</b>	Membrana polimérica sólida	Platino sobre sustrato de carbono	80-95 °C	0.1-100 kW	50-70% (pila) 30-50% (sistema)	Baja sensibilidad a la corrosión Baja temperatura de trabajo Bajo tiempo de activación	Alto coste de los catalizadores Alta sensibilidad a la contaminación del combustible
<b>DMFC</b>	Membrana polimérica sólida	Platino	50-120 °C	1 mW - 100 kW	20-30% (pila) 10-25% (sistema)	Combustible fácil de transportar	Reducida eficiencia debido al combustible empleado Alta sensibilidad al CO <sub>2</sub>
<b>SAFC</b>	Membrana de sales sólidas conductoras de protones	Platino	200-300 °C	10 W – 1 kW	55-60% (pila) 40-45% (sistema)	Gran variedad de combustibles	Necesario un sistema preciso de gestión de la humedad
<b>AFC</b>	Disolución de hidróxido de potasio o de hidróxido de sodio	Metales no preciosos	70-140 °C	10-100 kW	60-70% (pila) 62% (sistema)	Bajo coste de los catalizadores Baja temperatura de trabajo Bajo tiempo de activación	Alta sensibilidad a la contaminación por CO <sub>2</sub>

Tabla 2.3 (cont). Comparativa de los tipos de pila de combustible más empleados

	<b>Electrolito</b>	<b>Catalizador</b>	<b>Temperatura de operación</b>	<b>Potencia</b>	<b>Eficiencia eléctrica</b>	<b>Ventajas</b>	<b>Desventajas</b>
<b>PAFC</b>	Ácido fosfórico líquido	Platino sobre sustrato de carbono	150-200 °C	100-400 kW	55% (pila) 36-40% (sistema)	Viable para cogeneración Baja sensibilidad a las impurezas del combustible	Alto coste de los catalizadores Alto tiempo de activación
<b>MCFC</b>	Sales de carbonatos en matriz cerámica	Metales no preciosos	650 °C	0.3 W – 3 MW	45-55% (pila) 55% (sistema)	Alta eficiencia eléctrica Gran variedad de combustibles Viable para cogeneración	Alta temperatura de trabajo Baja resistencia de los componentes Alto tiempo de activación Baja densidad energética
<b>SOFC</b>	Sólido cerámico	Cerámico, níquel	800-1000 °C	>100 kW	60-65% (pila) 50-60% (sistema)	Alta eficiencia eléctrica Gran variedad de combustibles Viable para cogeneración	Alta temperatura de trabajo Baja resistencia de los componentes Alto tiempo de activación Número limitado de apagados





# 3 PILAS DE COMBUSTIBLE DE MEMBRANA POLIMÉRICA

---

Debido a las características anteriormente mencionadas, las pilas de combustible de membrana polimérica PEM son las más adecuadas para su empleo en aplicaciones embarcadas, por lo que actualmente son en las que las investigaciones actuales más se centran. Estas están intentando buscar tanto la mejora de su eficiencia eléctrica, como en el desarrollo de nuevos y más baratos componentes, reduciendo los costes de adquisición.

Antes de la invención de este tipo de pilas de combustible, los modelos existentes (como las de óxido sólido) solo podían ser empleados en aplicaciones muy concretas, debido al alto coste de los materiales empleados, así como al espacio que ocupaban, siendo imprácticas en aplicaciones móviles. En los años 60, Williard Thomas Grubb y Leonard Niedrach, empleados de General Electric, solucionaron estos problemas iniciales empleando en un primer momento membranas de poliestireno sulfonado, el cual fue reemplazado en 1966 por Nafion, mejorando tanto la durabilidad del sistema como su rendimiento [16].

Los primeros modelos de PEMFCs fueron empleados por la NASA en el programa Gemini, pero el sistema fue reemplazado por pilas de combustible alcalinas en el programa Apollo y en el Transbordador Espacial. A pesar de esto, General Electric continuó la investigación de esta tecnología y en los años 70 desarrolló la tecnología necesaria para la electrólisis del agua para el soporte vital bajo el mar, precursor de la Planta Generadora de Oxígeno de la US Navy. Posteriormente, entre 1980 y 1990, las investigaciones para las mejoras de las capacidades de estas pilas de combustible, realizadas por el Laboratorio Nacional de Los Alamos y la Universidad de Texas A&M, lograron reducir la cantidad de platino necesario así como el grosor de los electrodos [16], disminuyendo los costes de las PEMFCs y logrando un uso más extendido de esta tecnología.

El sistema de una pila de combustible está formado por el *stack*, el sistema de gestión del aire, un sistema de refrigeración de baja temperatura, un sistema de refrigeración de alta temperatura, un sistema de gestión de agua, el sistema eléctrico y el tanque y las líneas de combustible asociadas. Por su parte, el *stack* de pilas de combustible de tipo PEM está formado por un ensamblado de electrodos de membrana, o MEA (Membrane Electrode Assembly), el cual incluye los electrodos con su catalizador, el electrolito polimérico y las capas de difusión de gases.

De manera adicional, para poder implementar este sistema en una aeronave se han de realizar una serie de modificaciones, las cuales son: la adición de un sistema de pre-refrigeración del aire del compresor, un sistema de refrigeración del compresor, un sistema de refrigeración del hidrógeno, un sistema para el uso del ciclo de expansión del hidrógeno, un sistema de reformación del combustible y un sistema de refrigeración del aire de la turbina [36].

## 3.1 Electrolito

La membrana de electrolito polimérico debe cumplir una serie de condiciones. Primero, ésta debe ser capaz de ser permeable para los iones de hidrógeno pero no para los electrones, dado que esto resultaría en un cortocircuito. Segundo, la membrana debe ser capaz de mantener retenidos los gases de reacción, es decir, sin que éstos pasen al otro extremo de la pila de combustible, fenómeno conocido como *gas crossover* [37] [38], el

cual afecta directamente a la eficiencia de la reacción. Por último, ésta debe ser capaz de resistir tanto las reacciones de oxidación en el ánodo, como las de reducción en el cátodo.

Las membranas de electrolito pueden estar compuestas de polímeros puros o de materiales compuestos, embebidos éstos en una matriz polimérica. Uno de los materiales más empleados es el fluoropolímero [39] Nafion, fabricada por DuPont, el cuál se trata de un polímero perfluorocarbonado con múltiples enlaces carbono-flúor, debido a la alta estabilidad química [40] [41]. Este elemento de la pila de combustible esta caracterizado por su conductividad de protones ( $\sigma$ ), la permeabilidad al metanol (P) y la estabilidad térmica.

Por último, cabe decir que la capacidad del electrolito de permitir el paso de únicamente iones es directamente dependiente a su saturación con agua, por lo que un control de la humedad de la pila de combustible es esencial para su buen funcionamiento.

## 3.2 Electroodos

Los electrodos de la pila de combustible están formados típicamente por un sustrato de carbono, partículas de platino, ionómeros de Nafion y un aglutinante de Teflon. El sustrato de carbono, que puede presentarse en forma de tela de carbono o papel de fibra de carbono [42], tiene como función ser el conductor eléctrico; las partículas de platino son los lugares donde ocurre la reacción; el Nafion tiene como función la de ser el conductor de los protones y finalmente, el Teflon, la de incrementar la capacidad hidrofóbica del electrodo, impidiendo que se inunde y que disminuya la eficiencia de la pila [43].

Debido al alto coste del platino, existe un interés por elaborar las partículas de este metal tan pequeñas como sea posible, lo cual además incrementa la superficie expuesta a los gases de reacción por unidad de volumen, aumentando la velocidad de las reacciones. También, el sustrato de carbono mejora las capacidades eléctricas del electrodo permitiendo reducir la cantidad de platino empleado [44].

## 3.3 Capa de difusión de gas

La capa de difusión de gas o GDL (Gas Diffusion Layer) es la encargada de conectar el catalizador con el circuito eléctrico externo. El material de la que se compone debe ser poroso, conductor eléctrico y suficientemente fino (entre 15 y 35  $\mu\text{m}$ ). Actualmente está compuesto de partículas de carbono y entre un 15% y un 30% de Nafion o politetrafluoroetileno (PTFE) [45].

La función principal de esta capa es la de difundir el vapor de agua resultado de la reacción química, por lo que debe ser capaz de eliminar de manera efectiva el agua generada. Si esta capa se inunda, bloqueándose, la consecuencia sería que los gases reactivos no podrían llegar a los electrodos, limitando la velocidad de la reacción y disminuyendo la eficiencia de la pila, por lo que a menudo se emplea una fina capa extra de Teflon, limitando la posibilidad de inundación [46].

Las variables microscópicas más importantes de la GDL son su porosidad, la relación entre el volumen de espacios huecos y el volumen total del material; su tortuosidad, la relación entre el camino que sigue el flujo frente a la línea recta entre los extremos; y su permeabilidad, la capacidad del material para permitir pasar gases o líquidos a través de él.

## 3.4 Sistema de refrigeración

Para cualquier sistema de más de 10 kW de potencia es necesario la instalación de un sistema de refrigeración para poder mantener la unidad en una temperatura óptima de operación. El sistema de refrigeración necesario para una PEMFC embarcada se divide en dos partes, un sistema de alta temperatura (High Temperature Cooling, HTC) y uno de baja temperatura (Low Temperature Cooling, LTC).

El sistema de refrigeración de alta temperatura se encarga de disipar el calor que el *stack* genera. De manera general consta de un radiador, un sistema de regulación, un líquido refrigerante, un sistema de circulación del líquido y las tuberías correspondientes.

Si la altitud de vuelo y las necesidades energéticas son suficientemente elevadas, la cantidad de aire suministrada al *stack* gracias a la velocidad de vuelo puede no ser suficiente. En ese caso será necesario un compresor el cual incrementará la densidad del aire, pero también su temperatura. Para mantener unos parámetros óptimos de eficiencia, ese aire de entrada deberá ser enfriado, para lo cual se emplea el sistema de refrigeración de baja temperatura. Los componentes básicos son los mismos que en el sistema de alta temperatura, con la adición de un enfriador.

### 3.5 Arquitecturas

En cuanto a la arquitectura interna del *stack* de la pila de combustible, existen dos variantes diferentes, de cátodo abierto y de cátodo cerrado [14].

- Las arquitecturas de cátodo abierto son las más empleadas para sistemas baja potencia (<10 kW). Sus características son:
  - El *stack* tiene canales abiertos para el aire y para la refrigeración.
  - El aire de entrada es suministrado a través de un soplador.
  - No es necesaria la pre-humidificación del aire de entrada.
  - El hidrógeno no es suministrado de manera continua. El combustible se introduce en la pila y una válvula es periódicamente abierta para recargar el hidrógeno

Este es el sistema empleado para aeronaves no tripuladas de bajo peso y tamaño.

- Las arquitecturas de cátodo cerrado son las más adecuadas para sistemas de alta potencia (>10 kW). Sus características son:
  - El aire de entrada es suministrado comprimido y a través de conductos específicos.
  - El sistema de refrigeración es independiente, normalmente se emplea refrigeración líquida.
  - Normalmente necesita de un sistema de humidificación.
  - El hidrógeno es suministrado de manera continua con recirculación.

Este es el sistema empleado en aviación general y en aeronaves no tripuladas de grandes dimensiones.

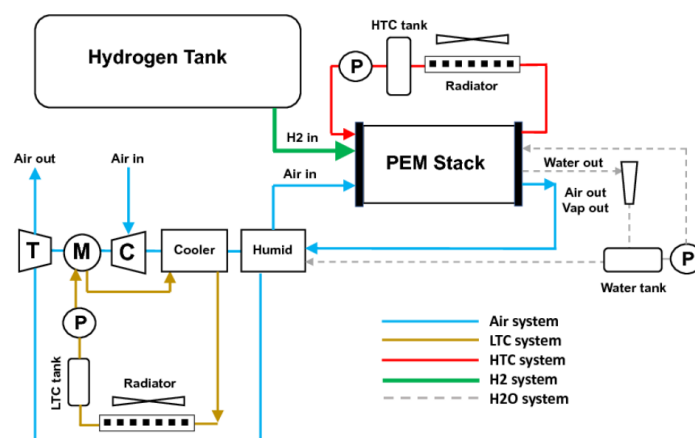


Figura 3.1. Esquema de una PEMFC de alta potencia embarcada. T significa Turbina; M, Motor; C, Compresor; P, Bomba (Pump) [47]

El diseño general del sistema completo de una pila de combustible de alta potencia viene recogido en la Figura 3.1. En él se puede observar las direcciones de los flujos del aire, el agua, el hidrógeno y los fluidos de los circuitos internos de los sistemas de refrigeración.

El aire del ambiente entra al compresor, donde se comprime hasta una presión de entre 1 y 1.5 bar. Una mayor presión no sería aconsejable para una PEMFC convencional. La temperatura del aire comprimido sería demasiado alta como para ser refrigerado por el sistema LTC. Sin embargo, recientemente se está investigando el empleo de diferentes electrolitos para aumentar la temperatura de trabajo hasta los 150°C, resultando en PEMFCs de alta temperatura.

Posteriormente, este mismo aire ya comprimido y enfriado entra al *stack*, donde reacciona con el hidrógeno. El *stack* está conectado al sistema de gestión del agua, el cual se encarga de controlar la humedad del electrolito y de la del aire de entrada. El aire de salida de la pila es reutilizado para aprovechar toda cantidad de oxígeno presente en él. Paralelamente, el HTC se encarga de controlar la temperatura del *stack*.

En caso de que el combustible no sea hidrógeno puro, sino otro hidrocarburo (normalmente queroseno), será preciso añadir un sistema de reformado por vapor, donde el hidrocarburo será transformado en hidrógeno. También será necesario un sistema adicional de compresión del hidrógeno en estado gaseoso, y otro de refrigeración antes de enviar el combustible al *stack*, así como un sistema de eliminación de los gases no útiles procedentes del reformado.

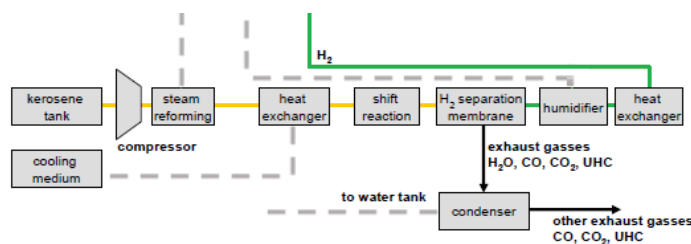


Figura 3.2. Subsistema de reformado por vapor del queroseno [48]

### 3.6 Eficiencia

Teóricamente, la máxima eficiencia que se puede lograr con una pila de combustible de electrolito polimérico es de 83% a 298K. La expresión viene definida por el valor de la energía libre de Gibbs ( $\Delta G = -237.13$  kJ/mol) y el poder calorífico del hidrógeno ( $\Delta H = -285.84$  kJ/mol)

$$\eta = \frac{\Delta G}{\Delta H} = 1 - \frac{T\Delta S}{\Delta H} \quad (3-1)$$

En la práctica, la eficiencia general de las PEMFCs es de entre 50% y 60%, debido fundamentalmente a las pérdidas por activación, a pérdidas óhmicas o a pérdidas por el transporte de masa.

### 3.7 Problemas de las PEMs

A pesar del reducido tamaño que pueden alcanzar este tipo de pilas de combustible, lo cual las hace un perfecto candidato para aplicaciones móviles u otro tipo de aplicaciones en el ámbito del transporte, aún tienen ciertas debilidades que hay que tener en cuenta al diseñar un sistema que opere con esta fuente de energía.

Los principales problemas son la gestión del agua, la contaminación del catalizador y los límites de temperatura de la pila de combustible.

#### 3.7.1 Gestión del agua

Como se ha comentado anteriormente, la gestión de la humedad en el sistema es clave para un correcto y eficiente funcionamiento. Si el agua se evapora demasiado rápido, la capacidad de transporte de iones a través de la membrana disminuye, es decir, aumenta su resistencia. Si el agua se evapora a un ritmo demasiado lento, la sobresaturación del electrolito impedirá el flujo del oxígeno. Por otro lado, el cátodo tiende a acumular más

cantidad de agua debido a la polarización [49]. En general, la solución a este problema se alcanza empleando una bomba electroosmótica.

### 3.7.2 Contaminación del catalizador

Debido al empleo de platino en los electrodos, la presencia de monóxido de carbono mezclado con el hidrógeno gaseoso ralentiza la reacción de éste con el oxígeno, debido a que obstruye los poros presentes en los electrodos [50], por lo que una reacción de desplazamiento del gas de agua (WGSR) es normalmente necesaria para reducir la cantidad de monóxido de carbono a una concentración inferior a la parte por millón, además de generar más hidrógeno. Por otra parte, la membrana en sí también es sensible a la concentración de iones metálicos, como el  $\text{Fe}^{3+}$  and  $\text{Cu}^{2+}$  [51], los cuales también pueden aumentar la resistencia al paso de protones de ésta.

### 3.7.3 Limitaciones por temperatura

Actualmente, el material más empleado para la membrana es Nafion, como se ha comentado anteriormente, cuya capacidad de ser permeable para los protones depende directamente de su saturación de agua. Por lo tanto, una temperatura de trabajo superior a  $90^\circ\text{C}$  resulta imposible de alcanzar, debido a la rápida evaporación del agua y a la consecuente pérdida de propiedades del material.

Por otra parte, polímeros aromáticos como el PEEK, más baratos que el Teflon o el Nafion, son menos sensibles a los cambios en su permeabilidad iónica por temperatura. Sin embargo, debido a que presentan conductividades iónicas muy inferiores al Nafion, no son candidatos aceptables para su reemplazo [46].

## 3.8 Investigaciones actuales

### 3.8.1 Estructuras metal-orgánicas

Las estructuras metal-orgánicas (Metal-organic frameworks, MOL) son una nueva clase de materiales cristalinos, porosos, que consisten en nodos metálicos conectados entre sí por uniones orgánicas. Gracias a la facilidad de manejo de los distintos nodos y uniones, es posible la optimización del tamaño de los poros, lo que junto a su alta estabilidad térmica lo hace un potencial sustituto tanto del electrolito polimérico como de los catalizadores de los electrodos, aunque estas investigaciones aún se encuentran en un estado inicial de desarrollo [52].

### 3.8.2 Catalizadores

Como se ha comentado anteriormente, los componentes básicos del catalizador son tres. Las partículas de platino son las encargadas de acelerar la reacción. Éstas se encuentran embebidas en una matriz de carbono, para que los electrones puedan pasar de un lugar a otro. Finalmente cuenta con infiltraciones de PTFE, con el objetivo de dejar pasar los protones y de mantener el electrodo seco para que el agua generada en la reacción no inunde el componente.

La investigación sobre catalizadores sigue principalmente tres ramas, la disminución de la sensibilidad a la contaminación por impurezas en el combustible, el aumento de la velocidad de la reacción y la disminución de costes asociados a éstos.

En relación a la contaminación del sistema por monóxido de carbono, se han logrado avances mediante el uso de catalizadores de aleación de platino-rutenio, los cuales permiten oxidar el CO generando dióxido de carbono [53]. Este avance permite el uso de metanol reformado o incluso de algunos biocombustibles de manera directa, lo que convierte la PEM en una DMFC. Sin embargo, la eficiencia de estos sistemas es más bien limitada.

Actualmente, el catalizador más efectivo para el uso en pilas de combustible de tipo PEM es el platino, tanto para la oxidación del hidrógeno como para la reducción del oxígeno. Estas partículas, como se comentó

anteriormente, se encuentran embebidas en una matriz de carbono. Sin embargo, debido a los altos costes de los materiales, se ha estimado que para que esta tecnología pueda ser rival a los motores de combustión interna, se debe o bien reducir la cantidad de platino empleado a un cuarto de su valor actual, o bien aumentar la velocidad de reacción, y por lo tanto la potencia, en un factor similar [54].

El método principalmente empleado para aumentar la actividad del catalizador es el de la optimización del tamaño y de la forma de las nanopartículas de platino, con el objetivo de aumentar el área en contacto con los gases. Por otra parte, se ha demostrado que una manera adicional de mejorar el efecto del catalizador es el empleo de altos valores de índices de Miller, es decir, determinadas estructuras cristalográficas [55].

Hay que tener en cuenta también que el efecto del catalizador de platino es diferente en los dos electrodos, debido a que cada uno se encuentra en contacto con un gas diferente. Es ideal para el uso con el hidrógeno, puesto que la alta actividad del metal permite unirse a este gas suficientemente fuerte como para conseguir la transferencia de electrones, pero aún permite el paso del reactivo para moverse con libertad a lo largo de la celda. Por otra parte, el efecto no es tan importante en la reducción del oxígeno, lo que tiene como consecuencia el empleo de mayor cantidad de platino para poder alcanzar una velocidad de reacción similar. Si bien para el cátodo se está investigando el uso de nuevos catalizadores, la gran mayoría de éstos han de ser descartados debido a las condiciones de acidez de la pila de combustible [46]. A pesar de esto, recientemente se ha logrado un aumento de la actividad catalítica en la reducción del oxígeno mediante el empleo de una aleación de platino y níquel  $Pt_3Ni$ , el cual en su disposición cristalográfica (111) es diez veces más eficaz que la misma disposición de platino puro [56]. Por otra parte, en los últimos años se han desarrollado sistemas de Pt-M (platino - manganeso y hierro o cobalto), los cuales se componen de núcleo intermetálico encapsulado en una cubierta rica en platino, denominados IMCS por sus siglas en inglés (Intermetallic Core-Shell), los cuales presentan una actividad aumentada y una mayor durabilidad [57].

Finalmente, para mejorar la viabilidad de las pilas de combustible de electrolito polimérico, el objetivo es reducir el coste de éstas. Puesto que el catalizador es el responsable de casi la mitad del coste de la PEM, los desarrollos actuales se centran en reducir la cantidad de platino empleado en su fabricación, si bien la diferencia entre los diseños de la década pasada y la actual son de dos órdenes de magnitud [58]. Los avances recientes siguen dos caminos altamente diferenciados. Por una parte, como se ha comentado anteriormente, se está estudiando el aumento de la eficiencia del platino como catalizador. Por otra, el uso de un metal que no pertenezca al grupo del platino (rutenio, rodio, paladio, osmio, iridio y platino).

En relación a esta última rama de investigación, unas alternativas prometedoras son las compuestas por un metal/nitrógeno/carbono (catalizadores M/N/C), si bien los espesores necesarios para obtener velocidades de reacción similares a las del platino son demasiado altos como para conseguir un buen paso de protones a través de ellos, disminuyendo el voltaje de la pila de combustible [59]. Es aquí donde entran en juego las estructuras metal-orgánicas anteriormente mencionadas, empleando acetato de hierro (FeAc), fenantrolina (Phen) y imidazolato zeolítico de zinc II (ZIF-8). El catalizador resultante M/N/C se denomina FeAC/Phen/ZIF-8. Sin embargo, la durabilidad del compuesto es reducida, disminuyendo la potencia en un 15% tras 100 horas de uso con hidrógeno y aire [59], por lo que las aplicaciones comerciales no son viables actualmente.

### 3.8.3 Membranas

Actualmente se están empezando a investigar tipos de membranas basadas en ácido fosfórico, hechas de fibras de polibencimidazol (PBI), o bien una mezcla de PBI dopado con ácido sulfúrico o fosfórico, las cuales pueden conseguir temperaturas de operación de más de 200°C sin necesidad de un sistema específico de gestión del agua. Este tipo de pilas de combustible se denominan HT-PEMFC (High Temperature PEMFC) [60]. Sin embargo, presentan problemas de filtración del ácido.

Recientemente, se han logrado avances mediante el empleo de líquidos iónicos próticos y cristales plástico-orgánicos iónicos próticos, los cuales permiten temperaturas de operación en el rango de 100°C a 200°C [61]

# 4 APLICACIONES EN EL SECTOR AERONÁUTICO

---

## 4.1 Vehículos no tripulados

La investigación en el empleo de pilas de combustible en vehículos aéreos no tripulados (UAV, Unmanned Aerial Vehicle) se ha realizado desde los años 2000, logrando fabricar demostradores de pequeño y mediano tamaño en proyectos patrocinados fundamentalmente por Departamentos de Defensa de diversos países.

### 4.1.1 Global Observer

El AeroVironment Global Observer es un vehículo de alta autonomía pensado para operar a alta altitud, actuando como satélite estratosférico geosíncrono de uso regional.

El objetivo de la compañía era producir dos aeronaves, las cuales se podrían alternar para poder cubrir cualquier zona de la superficie terrestre desde una altitud de entre 17 y 20 km. Las funciones del Global Observer eran las de ser un repetidor, es decir, una plataforma que permitiese transmitir comunicaciones, información de sensores o ser capaz de realizar actividades de vigilancia en regiones remotas del globo. Gracias a su operación a tan alta altitud, no estaría sujeta a restricciones de separación entre otras aeronaves o a realizar desviaciones de su rumbo debido a fenómenos atmosféricos, puesto que se encontraría siempre por encima de todos ellos [62].

El predecesor del Global Observer, el prototipo llamado Odyssey, realizó su primer vuelo en mayo del 2005. Con una envergadura de 15 m, la aeronave estaba propulsada por ocho hélices alimentadas por pilas de combustible y logró mantenerse en el aire durante varias horas [63].

Sin embargo, este no sería el primer proyecto en el que AeroVironment desarrollaba pilas de combustible embarcadas. En 2003, la Agencia de Proyectos de Investigación Avanzados de Defensa (DARPA) subvencionó el desarrollo del Hornet, una pequeña aeronave no tripulada de 38 centímetros de envergadura. Durante los tres vuelos de prueba logró un total de 15 minutos de vuelo, consumiendo de 10 W suministrados por una PEMFC fabricada por Lynntech alimentada por hidrógeno líquido [64].

Ese mismo año, tras nueve vuelos de prueba, se logra instalar una pila de combustible de 18 kW en el UAV Helios, una aeronave alimentada por energía solar el cual logró el récord de altura en 2001 al alcanzar los 29524 metros. El conjunto, diseñado por Hydrogenics y General Motors, pesaba 336 kg [64].



Figura 4.1. Aeronave no tripulada Odyssey, propiedad de AeroVironment [63]

El programa Joint Capabilities Technology Demonstration (JCTD) tenía como finalidad resolver los problemas de continuidad de la información en misiones de inteligencia, vigilancia y reconocimiento continuo (ISR, Intelligence, Surveillance, Reconnaissance), así como el de servir como un repetidor para las comunicaciones del Ejército de los Estados Unidos. El diseño de AeroVironment demostró ser capaz de superar estos requerimientos, comenzando a trabajar con el Departamento de Defensa de los Estados Unidos y el Departamento de Seguridad Nacional de los Estados Unidos en septiembre de 2007. Los objetivos principales de la colaboración entre las organizaciones gubernamentales y AeroVironment fueron:

- El desarrollo de la tecnología necesaria para el empleo de hidrógeno líquido como combustible.
- La demostración del desempeño de la aeronave a elevada altitud.
- La integración y la comprobación de la viabilidad del desarrollo de cargas de pago modulares, para afrontar los problemas de continuidad de la información en misiones ISR y en las comunicaciones.
- La evaluación de los costes de la vida útil del sistema.

En agosto de 2010 se realizó el primer vuelo de prueba desde la Base Aérea de Edwards, California, con una hora de duración y una altitud máxima de 1200 m. En esta primera demostración únicamente se empleó potencia eléctrica procedente de una batería.



Figura 4.2. Global Observer de AeroVironment durante los ensayos de rodaje [65]

En septiembre del mismo año el programa acabó con los ensayos de vuelo iniciales, los cuales incluían vuelos a baja altitud para las pruebas de los controles manuales y autónomos, así como el desempeño en diferentes



condiciones de viento y turbulencias [62]. Es en este momento cuando se instala la unidad de potencia alimentada por hidrógeno líquido, así como los tanques de combustible.

En enero de 2011 se realizó el primer vuelo del vehículo propulsado por hidrógeno, alcanzando una altitud de 1500 m durante 4 horas. En el noveno ensayo de vuelo, en abril de ese mismo año, tras 18 horas de vuelo cuyo objetivo era la ampliación de la envolvente de vuelo de la aeronave, ésta sufrió un accidente el cual tuvo como consecuencia el retraso en un año la finalización del proyecto. Finalmente, en diciembre de 2012 a raíz de este suceso, el Pentágono rescindió el contrato de desarrollo del Global Observer.

Tabla 4.1. Datos técnicos del Global Observer

Envergadura	53 m
Longitud del fuselaje	21 m
Peso en vacío	159 kg
Peso máximo de carga de pago	180 kg
Peso del hidrógeno gas	500 g
Peso máximo de despegue	1805 kg
Autonomía	168 h (planeado)
Altitud máxima	20000 m (planeado)
Velocidad máxima	42.5 km/h
Potencia máxima	2.8 kW

#### 4.1.2 Georgia Tech UAV

En 2006, el Instituto de Tecnología de Georgia logró desarrollar la aeronave más grande de la época (6.7 m de envergadura) alimentada por una pila de combustible de membrana polimérica, la cual generaba 500 W de potencia.

El objetivo del Instituto era demostrar la viabilidad del empleo de pilas de combustible para alimentar UAVs de bajo peso, estimulando así el interés de las empresas en la investigación para las aplicaciones embarcadas. Así, en junio de 2006 se realizaron los primeros vuelos de prueba. La aeronave logró mantenerse en el aire durante apenas un minuto, debido a las desfavorables condiciones atmosféricas presentes.

Debido a la reducida potencia disponible para propulsar una aeronave tan voluminosa, el diseño se centró en:

- La optimización del sistema de propulsión y del diseño de la aeronave.

- El control del peso y su localización, empleando espuma de carbono para el radiador en vez de los diseños metálicos convencionales.
- La reducción de la resistencia, diseñando un fuselaje estilizado y montando un sistema de hélice tractora y cola en V invertida.
- La miniaturización del sistema, empleando todo el espacio posible del fuselaje, con dimensiones máximas de 1.14×0.25×0.18 metros [66].



Figura 4.3. Georgia Tech UAV sobre la pista de Atlanta Dragway [66]

#### 4.1.3 KAIST

Las investigaciones del Instituto Avanzado de Ciencia y Tecnología de Corea (KAIST) sobre la posibilidad de la construcción de un UAV alimentado por una pila de combustible, comenzaron en 2007 con el desarrollo de un MAV (Micro Air Vehicle) que requería una potencia de 50 W [67]. El gas de combustible era suministrado en forma de borohidrato de sodio, el cual era descompuesto en hidrógeno para su uso en la unidad de potencia. Para el despegue empleaba la potencia de una batería y era en la fase de crucero, cuando la potencia requerida es menor, el momento en el que la pila proporcionaba toda la corriente. Un esquema de la arquitectura de su sistema de pila de combustible viene recogido en la Figura 4.4.

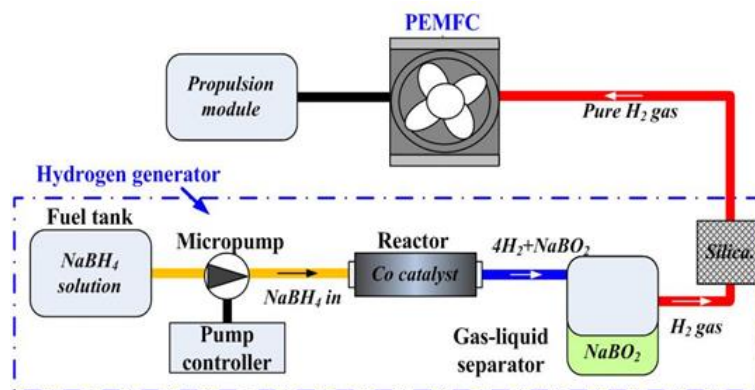


Figura 4.4. Esquema de la arquitectura de la PEMFC del Kaist [68]

Los trabajos siguientes del Instituto en este campo llevaron al desarrollo de un nuevo UAV en 2011, el cual poseía una envergadura de 2 m y un peso de 2.5 kg. Este modelo logró una autonomía de 2:30 horas [69]. Finalmente en 2013, el KAIST empezó a cooperar con otras organizaciones de investigación coreanas para el desarrollo de una nueva aeronave, de 2.9 m de envergadura y un peso máximo de despegue de 7.5 kg. Para este

último modelo, el hidrógeno era almacenado en forma de borazano de hidrógeno ( $H_3NBH_3$ ) [70].

#### 4.1.4 KARI

Por otra parte, el Instituto Coreano de Investigación Aeroespacial (KARI) ha sido el responsable de la integración de varios sistemas de pila de combustible embarcados. En 2010 el KARI logró, mediante el uso de un sistema híbrido de 200 W fabricado por Horizon Fuel Cell Technologies, una autonomía de 4:30 horas en el EAV-1, un UAV de 2.4 metros de envergadura y 6.5 kg de peso [71].

Una serie de mejoras de este modelo culminaron en el desarrollo del EAV-2, una aeronave de 6.9 metros de envergadura y una masa máxima de despegue de 18 kg, propulsada por la misma pila de combustible de 200 W pero con una serie de placas solares las cuales podían suministrar hasta 240 W extra, convirtiéndose así en el primer UAV en combinar tecnología solar y de pila de combustible. Finalmente, el nuevo diseño incluía una batería de 1.3 kW empleada para minimizar las fluctuaciones de potencia y para almacenar el exceso de energía [71].

#### 4.1.5 Puma

De manera paralela al desarrollo del Global Observer, AeroVironment comenzó en enero de 2007 con la construcción del UAV Puma, una aeronave de 5.7 kg de peso pensada para ser desplegada manualmente y realizar tareas de vigilancia a baja altitud. El vehículo emplea en crucero la potencia eléctrica de una pila de combustible de membrana polimérica. Para determinadas maniobras y durante el despegue, una batería de ión litio proporciona el pico de potencia necesario. Durante la fase de crucero, la batería también es recargada por la pila de combustible. El método de almacenamiento del hidrógeno es en forma de un compuesto químico, el borohidruro de sodio ( $NaBH_4$ ) el cual es descompuesto en el hidrógeno necesario disolviéndolo en agua [72].

La autonomía demostrada en vuelos de prueba convirtió al Puma en el UAV de lanzamiento manual de mayor autonomía de la época. En mayo de 2007 se logró un vuelo de 5 horas, en julio uno de 7 y finalmente a principios del 2008, se amplió esa marca por dos horas más, obteniéndose 9 horas de autonomía. Los modelos eléctricos existentes de UAVs de ese tamaño poseían tiempos de vuelo de entre 45 y 90 minutos [73].

El alcance de esta aeronave es de hasta 10 km en línea de visión, estando pensada para una operación a alturas sobre el terreno de entre 30 y 150 m, alcanzando velocidades de entre 25 y 50 km/h [74].



Figura 4.5. UAV Puma de AeroVironment [74]

#### 4.1.6 Ion Tiger

Uno de los ejemplos más exitosos en la aplicación de pilas de combustible en aeronaves no tripuladas es el proyecto Ion tiger. Esta aeronave no tripulada fue la primera aplicación práctica del Laboratorio de Investigación Naval de los Estados Unidos (NRL). El programa fue lanzado para el desarrollo de un método de recolección de información por las fuerzas navales de manera económica, segura y de bajo impacto acústico.

Las investigaciones del NRL con pilas de combustible embarcadas en aeronaves no tripuladas comenzó en 2003, cuando emplearon un pequeño planeador no tripulado como banco de pruebas de una unidad de potencia de 100 W, el Spider-Lion. Con un peso de 2.5 kg, en noviembre de 2005 logró realizar un vuelo de 3:19 horas

empleando 15 gramos de hidrógeno. A pesar de que la utilidad práctica de este vehículo era muy limitada (únicamente era capaz de volar en condiciones de viento en calma, y no podía llevar carga de pago), demostró que el empleo de pilas de combustible era viable para aeronaves de tripuladas de pequeño tamaño [75].



Figura 4.6. Spider-Lion perteneciente a la NRL [76]

Posteriormente, la Oficina de Investigación Naval (ONR) presentó dos líneas de investigación para la integración de esta nueva tecnología en dos vehículos, el XFC y el Ion Tiger. El XFC era una aeronave de 9.1 kg, con una autonomía objetivo de 6 horas llevando una carga de pago de 0.9 kg. El Ion tiger estaba diseñado para mantenerse en el aire durante 24 horas, transportando una carga de pago de 2.25 kg.

El programa Ion Tiger fue financiado por la ONR en otoño de 2007, y finalizó a finales de 2009 habiendo logrado un vuelo de prueba de 26 horas. El papel de la NRL fueron el diseño del sistema de propulsión, el de los tanques de combustible y el del sistema de refrigeración. De manera adicional, la NRL cooperó con Protonex Technology Corporation (los desarrolladores de la pila de combustible) para analizar el impacto del aire altamente contaminado en el desempeño de la unidad de potencia.

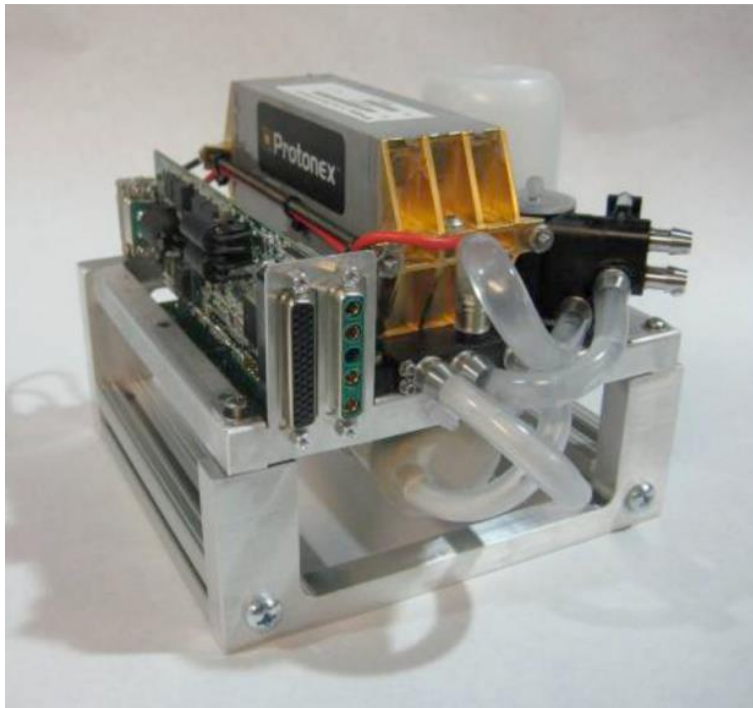


Figura 4.7. PEMFC de 550 W, con un kilo de peso, desarrollada por Protonex Technology Corporation y que alimenta al Ion Tiger [75]

Para maximizar la autonomía y la eficiencia de la aeronave, la aeronave cuenta con una gran relación de aspecto (relación entre la envergadura y el área de las alas), la cual se traduce en una relación sustentación/resistencia de 17. Esto significa que, sin el uso de su unidad de potencia, esta aeronave es capaz de desplazarse 17 metros por cada metro descendido. Además, el sistema de la pila de combustible permite modificar la cantidad de potencia que suministra, abriendo la posibilidad de reducir el consumo de hidrógeno mediante el aprovechamiento de las

corrientes térmicas.



Figura 4.8. Ion Tiger antes del despegue del vuelo de prueba de octubre de 2009 [75]

Durante 2009, el Ion Tiger realizó tres vuelos de prueba. El primero, en agosto, duró 13 horas desde el amanecer hasta el anochecer. En octubre realizó un segundo vuelo con una carga de pago de 1.81 kg, alcanzando una autonomía de más de 23 horas y finalmente en noviembre, con la carga de pago final de 2.25 kg, la aeronave logró una autonomía de 26 horas. Cada uno de estos vuelos marcaron récords de duración para aeronaves propulsadas por pilas de combustible [75].

Tabla 4.2. Datos técnicos del Ion Tiger

Envergadura	5.18 m
Longitud del fuselaje	21 m
Peso máximo de carga de pago	2.25 kg
Peso máximo de despegue	16 kg
Autonomía	26 h
Potencia máxima	550 W
Potencia en crucero	300 W

El desarrollo de mejoras en la autonomía de esta aeronave culminó en abril de 2013 con la presentación del Ion Tiger II. La diferencia principal con su predecesor es la manera de almacenamiento del combustible. En esta nueva versión, el hidrógeno se encuentra en estado líquido en un tanque desarrollado por la NRL.

Durante los vuelos de prueba, esta nueva versión ha logrado una autonomía de más de 48 horas gracias a los



1300 gramos de hidrógeno líquido que porta, en comparación con los 500 gramos de su antecesor.



Figura 4.9. Ion Tiger II expuesto en el Laboratorio de Investigación Naval [77]

Por otra parte, existe otra variante denominada Hybrid Tiger la cual emplea, además de la pila de combustible, una serie de placas fotovoltaicas en colocadas en la parte superior de las alas. Además, este modelo estaría equipado con mejoras de software las cuales permitirían aprovechar de manera más eficiente las corrientes ascendentes en vuelo, con el consiguiente aumento de la autonomía a más de 72 horas [78].

#### 4.1.7 eXperimental Fuel Cell

Por su parte, el eXperimental Fuel Cell (XFC), con un peso de 9.1 kg y una envergadura con las alas desplegadas de 2 metros, presentaba una configuración poco convencional con alas retráctiles que permitían el lanzamiento del UAV desde un contenedor de misil Tomahawk vacío, lo cual permitía reducir la envergadura de la aeronave a solo 58 cm [79]. La aeronave era alimentada con una pila de combustible de 300 W de 1 kg de peso, similar a la empleada en el Ion Tiger.

La finalidad del XFC era la de ser un vehículo de reconocimiento marítimo, el cual pudiese ser lanzado por un submarino cuando éste se encuentre cerca en la superficie. La aeronave cuenta con dos cámaras, una delantera y otra trasera, capaces de realizar misiones de inteligencia, vigilancia y reconocimiento a baja altitud [80].

El primer lanzamiento exitoso tuvo lugar en 2013 desde el submarino USS Providence, superando el requisito de 6 horas de autonomía logrando un vuelo ininterrumpido de más de 7 horas y aterrizando en las Bahamas, en el territorio de las Fuerzas Navales de EEUU.



Figura 4.10. Lanzamiento vertical del XFC desde el USS Providence [79]

#### 4.1.8 ScanEagle

El Boeing Insitu ScanEagle es un pequeño UAV de alta autonomía construido por Insitu, empresa subsidiaria de Boeing, para aplicaciones militares de vigilancia a baja altitud. Está basado en el Insitu SeaScan, un vehículo no tripulado civil diseñado para la detección de bancos de peces.

Las aplicaciones militares surgieron de la alianza entre Insitu y Boeing para el desarrollo de un sistema de vigilancia autónoma en el campo de batalla. Los primeros modelos militares fueron desplegados en 2004 en la Guerra de Irak.

El método de despegue consiste en un lanzador de aire comprimido patentado por Insitu, el *SuperWedge*, y la recogida se realiza mediante un *SkyHook*, para el cual el ScanEagle cuenta con un gancho en la punta de sus alas el cual emplea para atrapar un cable elástico suspendido en el aire.

Si bien el ScanEagle y sus variantes son propulsadas por un motor de combustión interna, Insitu ha desarrollado una pila de combustible capaz de alimentar al sistema completo, reduciendo el ruido generado y la firma térmica del UAV, permitiendo así realizar sus misiones de manera más silenciosa. Otro de los objetivos de la compañía fue el de aumentar el tiempo medio entre fallos relacionados con el sistema de potencia en cinco veces, logrando así disminuir los costes de reparación [81].

Dentro de las versiones del ScanEagle, la ScanEagle2 posee un fuselaje ligeramente más largo el cual permite la colocación de sensores diurnos y nocturnos simultáneamente en el morro. En cuanto a las prestaciones de techo de servicio, velocidad máxima y velocidad de crucero, éstas se mantuvieron del diseño anterior. La versión escogida para realizar las modificaciones y los vuelos de prueba fue la ScanEagle3, derivada de la ScanEagle2 pero que no se encuentra dentro del Reglamento Internacional de Trafico de Armas (ITAR), por lo puede ser empelada por operadores fuera de los Estados Unidos sin requerir una licencia de exportación.



Figura 4.11. ScanEagle3 con el sistema de energía modificado [82]

En diciembre de 2020, el ScanEagle3 realizó su primer vuelo de prueba, logrando permanecer 30 minutos en el aire. En este, se confirmaron las características de vuelo del UAV incluyendo la potencia requerida y la tasa de ascenso. Esta primera prueba se realizó con hidrógeno en estado gaseoso, si bien los siguientes desarrollos estarían centrados en la integración y el uso de hidrógeno líquido. Los tanques para contener el combustible líquido se imprimieron en 3D y fueron completados en febrero de 2021 [83].

Tabla 4.3. Datos técnicos del ScanEagle3 alimentado por pilas de combustible

Envergadura	3.11 m
Longitud del fuselaje	1.55 m
Peso en vacío	14 kg
Peso máximo de despegue	22 kg
Autonomía	10 h
Velocidad máxima	150 km/h
Potencia máxima	2 kW
Potencia suministrada por la pila de combustible	1.2 kW

#### 4.1.9 Pterosoar

Por su parte, la Universidad Estatal de California (CSU) comenzó en 2004 la investigación en la aplicabilidad de pilas de combustible para alimentar a un dron que sería empleado como sensor remoto. El desarrollo de una



pila de combustible suficientemente barata y con una relación potencia/peso adecuada resultó ser el mayor inconveniente. A pesar de las dificultades, en agosto de 2006 llevaron a cabo el primer vuelo de prueba empleando una pila de combustible de Horizon Fuel Cell Technologies, la cual era capaz de suministrar hasta 650 W. El hidrógeno necesario era almacenado en forma de hidruro metálico [84].

Con un nuevo objetivo, el de romper los récords de alcance y autonomía de aeronaves de tripuladas propulsadas por pila de combustible, la CSU junto a la Universidad Estatal de Oklahoma desarrollaron el Pterosoar, una aeronave menos de 5 kg alimentada, además de por la pila de combustible, por una batería de LiPo de 2100 mAh. Este UAV colocó el récord de alcance en 128 km, si bien su alcance máximo se estimaba en 500 km [85].

Tabla 4.4. Datos técnicos del Pterosoar

Envergadura	4.42 m
Longitud del fuselaje	2.04 m
Peso en vacío	2.15 kg
Peso de la unidad de potencia	450 g
Peso máximo	4.72 kg
Alcance	500 km
Autonomía	16.7 h
Potencia de la pila de combustible	150 kW
Peso de hidrógeno	62 g

#### 4.1.10 HyWings

El HyWings es un UAV desarrollado por H3 Dynamics, una compañía localizada en Singapur. Esta aeronave de hasta 7 kg en el despegue puede desplazarse a una velocidad de crucero de 50 km/h gracias a la pila de combustible de 200 W. La principal característica de este modelo es que su tanque de hidrógeno presurizado está pensado para ser cambiado rápidamente, reduciendo el tiempo entre vuelos. La compañía asegura un alcance de 500 km y una autonomía de hasta 10 horas [86].



Figura 4.12. HyWings en vuelo de H3 Dynamics

#### 4.1.11 Helios HALE UAV

El Helios fue la última aeronave desarrollada entre AeroVironment y la NASA bajo el programa Environmental Research Aircraft and Sensor Technology (ERAST), cuyo objetivo era el de lograr la construcción de un UAV alimentado por tanto energía solar como por una pila de combustible capaz de operar a elevada altitud y con una alta autonomía.

Partiendo del NASA Centurion, el Helios contaba con extensiones alares, añadiendo 12 metros de envergadura y un quinto tren de aterrizaje. Los objetivos del programa ERAST eran los de primero, lograr una altitud de crucero de al menos 30000 m, y segundo, una autonomía de al menos 24 horas, de las cuales 14 por encima de los 15000 m. Para poder cumplir los requisitos, el Helios podía configurarse de dos maneras diferentes: el HP01, con catorce motores eléctricos el cual lograba los objetivos de altitud empleando una combinación de baterías y placas solares; y el HP03, con diez motores eléctricos, el cual lograba el objetivo de autonomía, con una serie de placas solares, baterías y una pila de combustible, empleada durante la noche.

Los vuelos iniciales a baja altitud se realizaron a finales de 1999, con el objetivo de validar y calibrar la instrumentación. En agosto de 2001, el HP01 logró romper el récord de altitud en vuelo horizontal, con una altitud de 29524 m, superando la anterior marca por más de 3.2 km y manteniéndose por encima de los 29000 durante 40 minutos [87].



Figura 4.13. Helios HP03 de la NASA y AeroVironment [88]

Tabla 4.5. Datos técnicos del Helios HP03

Envergadura	75.3 m
Longitud del fuselaje	5 m
Peso en vacío	600 kg
Peso máximo	1052 kg
Altitud máxima	19812 m
Velocidad de crucero	30.6 - 43.5 km/h
Potencia de la pila de combustible	2×1.5 kW

#### 4.1.12 UAVs alimentados por diferentes tipos de pilas de combustible

En 2008, la Universidad de Michigan logró el récord del vuelo más lejano de la época, realizado por una aeronave alimentada por una pila de combustible, denominada Endurance. Junto al fabricante de pilas de combustible de óxido sólido Adaptive Materials Inc, el Endurance logró un tiempo de vuelo de 10:15 horas convirtiéndose así en la primera aeronave propulsada por una SOFC alimentada por propano.

En relación al empleo de una DMFC, el Laboratorio Eco-Smart Power de la Universidad INHA, en Corea del Sur, logró montar un sistema de 200 W de potencia y 11 kg de peso en un UAV de 2.64 metros de envergadura y 1.65 metros de longitud. Si bien el despegue se realizaba asistido por una batería, las siguientes fases de vuelo se realizaron con el tanque de metanol de 1.62 L.

Por otra parte, el Silent Falcon UAV, una aeronave de 4.4 metros de envergadura, 1.9 metros de longitud, 14.5 kg de peso de despegue y un techo de operación de 6000 metros, emplea una pila de ácido fórmico. El equipo de investigación está formado por Silent Falcon UAS Technologies y Neah Power Systems Inc. Los trabajos iniciales comenzaron en 2014.

Otra aplicación de una SOFC viene de la mano de Lockheed Martin junto al DARPA. Uno de los primeros ejemplos exitosos es el Stalker XE UAV XE (eXtended Endurance), desarrollado entre 2011 y 2013. Este modelo alimentado por propano o gas licuado del petróleo logró una autonomía de 8 horas en 2011 y de 13 h en 2013, hasta tres veces más que la versión normal Stalker UAV. La principal desventaja, sin embargo, era el alto tiempo de puesta en marcha, de hasta 20 minutos, debido a la alta temperatura de operación de este tipo de pila de combustible. [78]

## 4.2 Aeronaves tripuladas

### 4.2.1 Airbus ATRA

Airbus ha estado trabajando con el DLR para equipar y ensayar en vuelo el A320 ATRA (Advanced Technology Research Aircraft), equipado con una PEMFC de 20 kW desarrollada por Michelin. La pila de combustible estaría ideada no como método primario de propulsión (alimentando a los motores de la aeronave), sino como

un sistema de potencia auxiliar.

En julio de 2007 se realizaron los primeros ensayos en vuelo para comprobar el buen funcionamiento de los sistemas bajo condiciones de vuelo real. La pila de combustible funcionó correctamente soportando maniobras de hasta 3 g's. Posteriormente, en febrero de 2008, esta unidad de potencia fue empleada para alimentar una rueda de morro eléctrica, la cual sería usada durante el rodaje con el objetivo de reducir el consumo de combustible durante esta fase del vuelo, así como el sistema hidráulico de la dirección [89].

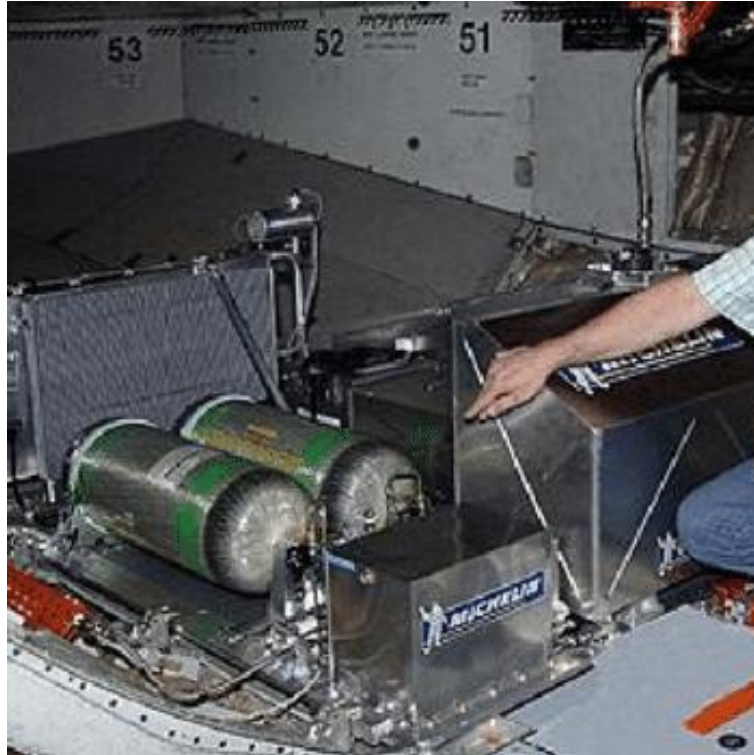


Figura 4.14. Pila de combustible del Airbus A320 ATRA [90]

Actualmente, Airbus está centrando sus investigaciones en el desarrollo de turbinas de gas alimentadas con hidrógeno líquido en su serie de aeronaves ZEROe. Las tres aeronaves conceptuales poseen, además, pilas de combustible alimentadas con parte del hidrógeno empleado para las turbinas para suministrar potencia eléctrica adicional.



Figura 4.15. Aeronaves conceptuales de la serie ZEROe de Airbus [91]

#### 4.2.2 Boeing Phantom Works

La familia de aeronaves H36, producidos por Diamond Aircraft Industries desde 1980, es una serie de

planeadores a motor fabricados enteramente de fibra de vidrio. La HK-36 Super Dimona, la segunda aeronave de esta familia certificada en 1993, fue la elegida por Boeing en 2008 para participar en el proyecto denominado Fuel Cell Demonstrator (FCD) bajo el nombre de Boeing Phantom Works. La aeronave fue modificada por BR&TE (Boeing Research & Technology Europe) añadiéndole además un sistema de baterías de ión litio.



Figura 4.16. Pila de combustible de la HK-36 Super Dimona modificada por Boeing [92]

Como parte de la investigación de la aplicabilidad de pilas de combustible, Boeing realizó tres vuelos de prueba empleando esta tecnología en febrero y marzo de 2008, en Ocaña, España, alcanzando una altitud de 1000 metros, pero realizándose el despegue con la ayuda de la batería. En las siguientes fases de vuelo y empleando únicamente la potencia suministrada por la PEMFC, la autonomía lograda fue de 20 minutos a una velocidad de 100 km/h [93], convirtiéndose así en la primera aeronave tripulada propulsada por pilas de combustible.

### 4.2.3 Lange Aviation GmbH

El Centro Aeroespacial Alemán o DLR por sus siglas en alemán, es el centro de investigación alemán de vuelos espaciales, aviación y de la Agencia Espacial Alemana. Entre sus investigaciones se encuentra la serie de aeronaves Antares, desarrolladas por el Instituto de Ingeniería Termodinámica, perteneciente a este centro, junto a Lange Aviation GmbH.

El Antares DLR-H2 voló por primera vez en Hamburgo el 7 de julio de 2009, convirtiéndose así en la primera aeronave tripulada y propulsada únicamente por pilas de combustible. En noviembre de ese mismo año alcanzó una altitud de 2558 m, demostrando así la funcionalidad de la tecnología presente en las pilas de combustible en entornos de reducida presión.

Esta aeronave está derivada del Antares 20E, un planeador motorizado producido por Lange Aviation GmbH. Junto al Antares 23E, son los únicos planeadores de esta familia los que pueden ser equipados con un motor eléctrico de 42 kW alimentado por baterías de ión litio.

Para el alojamiento del hidrógeno y de la pila de combustible, se diseñaron dos depósitos los cuales se colocaron debajo de sendas alas. A su vez para poder soportar dicha carga extra, las alas también sufrieron un proceso de reforzado.



Figura 4.17. Antares DLR-H2 [94]

Para el suministro de potencia, la pila de combustible instalada fue similar a la empleada en el Airbus A320 ATRA, la cual en 2009 se realizaron ensayos para la viabilidad del suministro de potencia eléctrica auxiliar en esta aeronave. Dicho conjunto tiene una eficiencia eléctrica de hasta el 52%.

En 2021, en colaboración con Hydrogenics, se desarrolló una pila de combustible más compacta, mejorando así la refrigeración del *stack*, así como un nuevo tanque de combustible a una presión de 350 bar, el cual puede contener 5 kg de hidrógeno en vez de los 2 kg del modelo inicial. De manera adicional, se instalaron sensores para monitorizar las condiciones de entrada de los reactivos, mejorando la fiabilidad operacional [94].



Figura 4.18. Detalle de la pila de combustible del Antares DLR-H2 [94]



Tabla 4.6. Datos técnicos del Antares DLR-H2

Envergadura	20 m
Longitud del fuselaje	7.4 m
Longitud de las vainas externas	2.87 m
Peso en vacío	460 kg
Peso máximo	875 kg
Alcance	750 km
Autonomía	5 h
Potencia máxima	33 kW
Eficiencia eléctrica	<52%

La evolución del Antares H2, el Antares H3, estaba pensado que lograrse un alcance de 6000 km y una autonomía de más de 50 horas. Entre las especificaciones esperadas se calculaba una envergadura de 23 m, una masa máxima de despegue de 1250 kg entre los que se encontraban hasta 200 kg de carga útil, y el duplicado de las vainas externas, de 2 a 4, para el alojamiento de las pilas de combustible y el hidrógeno obteniendo el doble de potencia y capacidad de combustible. La principal función del Antares H3 sería la de observación terrestre y vigilancia. El vuelo de prueba estaba previsto para 2011 pero el desarrollo de la aeronave fue cancelado [95].



Figura 4.19. Modelo 3D del Antares H3 [96]

#### 4.2.4 Enfica-FC

El ENvironmentally Friendly Inter City Aircraft (ENFICA) FC fue una aeronave desarrollada bajo el programa European FP6, con el objetivo de desarrollar y validar el empleo de una pila de combustible como sistema de potencia para una MEA (More Electrical Aircraft) o AEA (All Electric Aircraft). La investigación se llevó a cabo por la Universidad Politécnica de Torino.

La aeronave escogida para la conversión eléctrica fue la Rapid 200, construida por Sky Leader, un ultraligero metálico con un peso en vacío de 282 kg. El dimensionamiento de la pila de combustible se basó en un perfil de vuelo de despegue, un ascenso hasta los 1000 metros, un crucero de 40 minutos a 150 km/h, un descenso y un aterrizaje. Con el objetivo de reducir el peso de la unidad de potencia, se optó por instalar baterías de ión litio las cuales proporcionarían la energía extra necesaria durante el despegue y el ascenso inicial, así como actuar como fuente de potencia de emergencia. Las modificaciones necesarias de la aeronave se centraron en el soporte del motor y en los tanques de hidrógeno, especialmente diseñados para cumplir con la normativa de aceleración de un ultraligero VLA (Very Light Aircraft).

Los vuelos de prueba se realizaron en el Aeropuerto de Reggio Emilia, siendo el primero un vuelo de 2 minutos y el último llegando a romper el récord de velocidad de una aeronave eléctrica.

Si bien los vuelos de prueba fueron satisfactorios, debido principalmente a la baja eficiencia gravimétrica del tanque de combustible (52 kg necesarios para almacenar 1.2 kg de hidrógeno), el desempeño de la aeronave modificada no es comparable a la original ni en términos de velocidad, de autonomía o de carga de pago (el número de pasajeros/pilotos se redujo de 2 a 1). Sin embargo, el objetivo del concepto de MEA es el bajo impacto medioambiental, dejando a un lado el desempeño real del vehículo [97].



Figura 4.20. Bahía del motor del Enfica-FC [98]



Tabla 4.7. Datos técnicos del Enfica-FC

Envergadura	9.9 m
Longitud del fuselaje	7 m
Peso en vacío sin la unidad de potencia	221 kg
Peso con la unidad de potencia	479 kg
Peso máximo de despegue	550 kg
Velocidad máxima	135 km/h
Autonomía	40 min
Potencia de la pila de combustible	92 kW

#### 4.2.5 H2FLY

H2FLY es el nombre de la compañía alemana fundada en 2015, cuya principal línea de negocio es el desarrollo de tecnologías de pila de combustible de hidrógeno para aeronaves. De ésta proviene el desarrollo del HY4, la primera aeronave de 4 pasajeros impulsada únicamente por pilas de combustible alimentadas con hidrógeno.

Su diseño está basado en la Pipistrel Taurus G4, un planeador deportivo autopropulsado biplaza de doble fuselaje fabricado por Pipistrel. El modelo original (Taurus 503) posee una hélice retráctil para el despegue autónomo el cual está impulsada por un motor a pistón Rotax 503 y en modelos posteriores (Taurus Electro), por un motor eléctrico.

El DLR HY4, denominado de esta manera por estar desarrollado por el Instituto de Ingeniería Termodinámica del Centro Aeroespacial Alemán (DLR), hizo su primer vuelo el 29 de septiembre de 2016 desde el Aeropuerto de Stuttgart. Desde entonces se han realizado más de 70 despegues.

El HY4 se compone de dos fuselajes de la anteriormente mencionada Pipistrel Taurus 503, unidos por una sección intermedia que contiene el grupo propulsivo. A este se conectan la hélice tractora, en la parte delantera del grupo propulsivo; y la pila de combustible, detrás de este.



Figura 4.21. HY4 en vuelo [99]

El hidrógeno gaseoso se encuentra almacenado en dos tanques de fibra de carbono, a una presión de entre 4300 y 5800 psi y a baja temperatura, localizados en los fuselajes gemelos. Además, la aeronave consta de avanzadas baterías de litio con el objetivo de ofrecer las altas potencias necesarias para las fases más críticas del vuelo, el despegue y el ascenso inicial. También es capaz de suministrar potencia eléctrica en caso de emergencia durante 15 minutos.

El stack de pilas de combustible consta de tres elementos, los cuales son capaces de dar una potencia de 15 kW cada uno. La batería, por su parte, puede suministrar una potencia pico de 45 kW y posee una capacidad de 21 kWh. En cuanto a la unidad de potencia, ésta requiere de 80 kW como pico y de 26 kW en fase de crucero [100].

Tabla 4.8. Datos técnicos del DLR HY4

Envergadura	21.36 m
Longitud del fuselaje	7.4 m
Peso en vacío (sin unidad de potencia)	630 kg
Peso de la unidad de potencia	400 kg
Peso máximo	1500 kg
Alcance	750-1500 km
Velocidad de crucero	145 km/h
Velocidad máxima	200 km/h
Potencia máxima	80 kW
Potencia en crucero	26 kW

La capacidad de carga de esta aeronave está limitada a 470 kg. El rango es de entre 750 km y 1500 km, dependiendo de las condiciones de carga, la velocidad y la altitud de crucero.

La aeronave fue expuesta en la AERO Feria Comercial de Friedrichshafen. El vuelo de transferencia entre las ciudades de Stuttgart y Friedrichshafen (a 124 km de distancia), ambas en Alemania, alcanzó una altitud máxima récord de 7230 ft. Actualmente es la primera aeronave eléctrica propulsada por una pila de combustible de hidrógeno en superar la barrera de los 7000 ft [101].

El hidrógeno empleado en la pila de combustible se encuentra en estado gaseoso. Sin embargo se están desarrollando las mejoras necesarias para transportar el combustible en forma líquida, lo que le permitiría a la aeronave contar con un alcance mínimo de 1500 km.

Actualmente la empresa se encuentra desarrollando pilas de combustible para aplicaciones que van desde los taxis aéreos, para 4 a 6 pasajeros con un rango superior a 500 km; hasta las aeronaves regionales, capaces de transportar 40 pasajeros a distancias de hasta 2000 km; pasando por aeronaves ejecutivas con hasta 19 asientos y un rango máximo superior a los 1500 km.



Figura 4.22. Diseño de aerotaxi eléctrico de H2FLY [99]



Figura 4.23. Diseño de aeronave ejecutiva de H2FLY [99]



Figura 4.24. Diseño de aeronave regional de H2FLY [99]

Desde el 2021 se encuentran cooperando con Deutsche Aircraft para el desarrollo de un Dornier 328 impulsado únicamente por hidrógeno, una aeronave regional de turbohélice para hasta 40 pasajeros y un rango de hasta 2000 km, el cual prevén completar para 2025. El acuerdo incluye el desarrollo de una pila de combustible de 1.5 MW, así como la integración del sistema en la aeronave. Por otra parte, será necesario el desarrollo de las especificaciones técnicas para su integración y certificación en aeronaves de gran tamaño siguiendo la CS25 de EASA [101].



Figura 4.25. Dornier 328 de H2FLY y Deutsche Aircraft [102]

#### 4.2.6 ZeroAvia

ZeroAvia es una compañía británica y americana especializada en el desarrollo de aeronaves eléctricas de hidrógeno. Fundada en 2017, su operación está enfocada en la investigación en unidades de potencia capaces de rivalizar a los motores de combustión interna en aeronaves de pala.

En 2019, la compañía logró completar los primeros ensayos del diseño inicial de la unidad de potencia, logrando añadir un tanque de hidrógeno externo en una Piper Matrix.



Figura 4.26. Piper Matrix de ZeroAvia con el tanque de hidrógeno externo [103]



Figura 4.27. Unidad de potencia de la Piper Matrix de ZeroAvia [104]

La unidad de potencia instalada cuenta con dos motores en línea los cuales proporcionan energía a un solo eje. Cada motor cuenta con su propia pila de combustible. Los vuelos experimentales comenzaron en febrero de 2019, todos realizados en las cercanías del Aeropuerto Municipal de Hollister, y logrando en total 10 horas de vuelo. Los resultados mostraron que la aeronave era capaz de lograr velocidades de crucero similares (218 km/h) con un consumo energético ligeramente mejor que su contraparte de serie. Los planes posteriores de la compañía serían entonces el de incrementar las dimensiones del tanque de combustible, permitiendo lograr alcances de hasta 560 km, así como el de trasladar las mejoras a una aeronave de mayores dimensiones [103].

Tabla 4.9. Datos técnicos de la Piper Matrix alimentada por pilas de combustible

Envergadura	13.11 m
Longitud del fuselaje	8.6 m
Peso en vacío	1362 kg
Peso máximo de despegue	1969 kg
Alcance	560 km
Velocidad de crucero	218 km/h
Potencia máxima	2×130 kW

En 2020, en sus instalaciones de Cranfield, Inglaterra, se instaló la unidad de potencia (denominada ZA250) en una Piper Malibu logrando realizar un vuelo inicial de 8 minutos en septiembre del mismo año. Posteriormente,

en diciembre la empresa sería galardonada por el Gobierno de Gran Bretaña con 12.3 millones de libras como parte del Programa ATI (Aerospace Technology Institute), con el objetivo de desarrollar una aeronave únicamente propulsada por hidrógeno, con capacidad para 19 pasajeros y un alcance de 560 km para 2023, el HyFlyer. En relación a esta línea de investigación, en marzo de 2021 la empresa comenzó el desarrollo de una unidad de potencia de 2 MW para alimentar los motores de las futuras aeronaves regionales, y el mes siguiente se anunciaría el desarrollo del HyFlyer II en el Aeropuerto de Cotswold, Inglaterra. Paralelamente, ZeroAvia obtuvo dos aeronaves turbohélice Dornier 228 como parte del programa HyFlyer.



Figura 4.28. Dornier 228 de ZeroAvia equipado con los ZA-600 [105]

En agosto del 2021, se completó el primer ensayo de alta potencia de su motor ZA-600, de 600 kW de potencia, el cual pudo arrastrar a lo largo de la plataforma un camión de 15 toneladas, el HyperTruck, el cual sirve como banco de pruebas para simular aeronaves de entre 40 y 80 pasajeros y en el que se ensayará el futuro ZA-2000, la unidad de potencia de 2 MW.



Figura 4.29. HyperTruck ensayando el ZA600 de ZeroAvia [106]

Actualmente, la compañía planea realizar un vuelo de prueba de esta aeronave de 19 plazas a mitades de julio en el Aeropuerto de Cotswold, Inglaterra, con el cual se convertiría en la primera aeronave propulsada por hidrógeno con capacidad para más de 9 pasajeros. Con el objetivo de comparar las capacidades del modelo propulsado por hidrógeno con la variante de serie, el segundo de los Dornier 228, perteneciente también al programa HyFlyer, será empleado para realizar una serie de pruebas en Hollister, California montando los motores turbohélice convencionales [107]. Uno de los objetivos buscado por la compañía es la de lograr la certificación de la FAA del ZA-600 en 2024 [108].

Tabla 4.10. Datos técnicos del Dornier 228 alimentado por pilas de combustible

Envergadura	17 m
Longitud del fuselaje	16.6 m
Peso en vacío	3739 kg
Peso máximo de despegue	6000 kg
Alcance	920 km
Velocidad de crucero	315 km/h
Potencia máxima	2×600 kW

Por otra parte, Monte Aircraft Leasing, una compañía centrada en la construcción y alquiler de la infraestructura necesaria para las aeronaves eléctricas, ha expresado su interés en la adquisición de 100 ZA-600 con el objetivo de instalarlos en pequeñas aeronaves de transporte de pasajeros, como la Cessna Caravan.

A su vez, a finales de 2021, ZeroAvia se ha asociado con Alaska Air Group y United Airlines para la aceleración del desarrollo del ZA2000. Finalmente, también ha logrado un acuerdo con ZEV Station y Shell en relación con la construcción de la infraestructura necesaria para el relleno de los tanques de hidrógeno [109].

#### 4.2.7 Britten-Norman

Cranfield Aerospace Solutions, perteneciente a la universidad de Cranfield, y especializada en ciencia e ingeniería, ha comenzado un proyecto para la sustitución de los motores de los más de 700 BN-2 Islanders por alternativas eléctricas. Este proyecto, denominado Fresson, se realiza en colaboración con el diseñador de la aeronave, Britten-Norman.

La idea de reemplazar las unidades de potencia de este modelo de aeronave comienza con la propuesta de la aerolínea escocesa Loganair, famosa por operar el vuelo más corto del mundo, con solo 1.5 minutos de vuelo, entre Westray y Papa Westray, aeropuertos de las islas Orkney.

El objetivo de Cranfield era la de lograr un certificado de tipo suplementario mediante la aprobación del uso de piezas previamente diseñadas, minimizando los costes de investigación. En una primera versión en 2019 se pensó un sistema alimentado por baterías, las cuales proporcionarían una autonomía de 30 minutos, suficiente para los cortos vuelos entre las islas escocesas, y con un extensor de rango para los vuelos más largos [110].

Sin embargo, en marzo de 2021 el objetivo cambia de una aeronave híbrida-eléctrica, a una propulsada por pilas de combustible de hidrógeno, colgando los tanques de las alas. Este cambio en el paradigma del programa se debe a que la tecnología actual de las baterías y los extensores de rango no satisfacen los requerimientos de densidad energética del proyecto. La autonomía final sería de una hora más 45 minutos de reserva, el alcance sería reducido a 250 km como máximo, sustantivamente menor a los 1350 km logrados con los motores de combustión actuales. Para el desarrollo de los tanques de combustible de material compuesto, así como de la integración de las dos plantas de potencia de 250 kW cada una, Ricardo plc es la compañía encargada [111].

Actualmente el objetivo de Cranfield Aerospace Solutions es el lograr desarrollar para 2023 la aeronave demostradora, para lograr una certificación por la EASA en 2025 [112].





Figura 4.30. BN-2 Islander perteneciente a Cranfield Aerospace Solutions [112]

Tabla 4.11. Datos técnicos del BN-2 Islander alimentado por pilas de combustible

Envergadura	14.94 m
Longitud del fuselaje	10.86 m
Peso en vacío	1638 kg
Peso máximo de despegue	2994 kg
Alcance	<250 km
Autonomía	1:45 h
Potencia máxima	2×250 kW

#### 4.2.8 H3 Dynamics

H3 Dynamics, la empresa de Singapur especializada en tecnologías de emisión de carbono cero en aviación, anunció en 2018 el desarrollo del Element One, una aeronave de largo alcance propulsada por pilas de combustible y placas solares fotovoltaicas localizadas en las superficies alares. A diferencia de las soluciones más comunes, la aproximación de la empresa es la de unificar el almacenamiento del hidrógeno en las propias góndolas de los motores. El repostaje, por lo tanto, se realizaría intercambiando la parte correspondiente del motor. El principal beneficio de este sistema es la alta redundancia, lo que significa un aumento de la seguridad [113].

Cada uno de las 14 góndolas de los motores que el Element One portaría estaría equipada con una pila de

combustible de 5 kW, el correspondiente tanque de hidrógeno con su combustible y una batería para proporcionar potencia extra necesaria en el despegue. El modelo inicial contaría con espacio para hasta 4 pasajeros, estando pensado para viajes regionales. Los primeros prototipos de demostración están planeados para 2025.



Figura 4.31. Concepto del Element One de H3 Dynamics [114]

# 5 PREDIMENSIONAMIENTO DE UN SISTEMA

## 5.1 Modelo de una pila PEM

Este predimensionamiento emplea un modelo de pila de combustible de electrolito polimérico simplificado, pero teniendo en cuenta todos los parámetros relevantes físicamente desde un punto de vista macroscópico. El modelo desarrollado por Andrei Kulikovsky [115] tiene la ventaja de que revela la relación funcional entre los parámetros y las variables de diseño (principalmente voltaje e intensidad); de que no tiene limitaciones computacionales por lo que puede ser incluido en perspectivas más amplias, como por ejemplo un escalado de las necesidades funcionales de el sector aeronáutico en el futuro; y de que los parámetros físicos de los que depende pueden ser modificados fácilmente para simular futuras mejoras de las tecnologías de fabricación y de los materiales empleados.

Las pérdidas principales del conjunto de la pila de combustible provienen de la Capa Catalítica del Cátodo (CCL, Cathode Catalyst Layer). Las pérdidas óhmicas, resultantes de la intensidad de corriente que circula en el interior de la pila de combustible, están combinadas en un parámetro denominado resistencia óhmica  $R_{\Omega}$ , el cual agrupa las pérdidas de todos los componentes de la celda (la membrana polimérica, la resistencia eléctrica y la resistencia de contacto). Las pérdidas en el ánodo en este modelo se consideran nulas.

Las ecuaciones que gobiernan el modelo de Kulikovsky son la velocidad de la reacción de reducción del oxígeno (ORR, Oxygen Reduction Reaction) en el cátodo [116] [117]:

$$\frac{dj}{dx} = i_* \left( \frac{c}{c_{ref}} \right) \exp\left(\frac{\eta}{b}\right) \quad (5-1)$$

La ley de Ohm para la conductividad de protones:

$$-\sigma_t \frac{d\eta}{dx} = j \quad (5-2)$$

Así como la difusión del oxígeno gaseoso a través de la capa de difusión de gases (GDL, Gas Diffusion Layer) y la capa catalítica del cátodo:

$$D \frac{dc}{dx} = \frac{j_0 - j}{4F} \quad (5-3)$$

Siendo  $j$  la densidad local de protones,  $x$  la distancia a la membrana,  $i_*$  el intercambio volumétrico de densidad de corriente por unidad de volumen de la CCL,  $c$  la concentración local de oxígeno,  $c_{ref}$  la concentración de referencia de oxígeno en la entrada,  $\eta$  el sobrepotencial local,  $b$  la pendiente de Tafel,  $\sigma_t$  la conductividad de protones dentro de la CCL y  $j_0$  la densidad de corriente de la celda.

Este modelo de capa catalítica del cátodo es unidimensional y se asume en condiciones estacionarias e isotermas. Es válida para altos valores del sobrepotencial local tales que  $\eta \gg b$ . Es importante comentar que, a pesar de que existe una dependencia entre las condiciones de humedad relativa en los electrodos y la intensidad

de corriente obtenida, este modelo no tiene en cuenta de forma directa esa relación, sino que se realizaría modificando los valores de los coeficientes de difusión en la CCL y en la GDL.

La curva de polarización obtenida bajo estas hipótesis es:

$$\eta_0 = b \operatorname{arcsinh} \left( \frac{\left(\frac{j_0}{j_\sigma}\right)^2}{2 \left(\frac{c_h}{c_{ref}}\right) \left(1 - \exp\left(-\frac{j_0}{2j_*}\right)\right)} \right) + \frac{\sigma_t b^2}{4FDc_h} \left(\frac{j_0}{j_*} - \ln\left(1 + \frac{j_0^2}{j_*^2 \beta^2}\right)\right) \left(1 - \frac{j_0}{j_{lim}^* \left(\frac{c_h}{c_{ref}}\right)}\right)^{-1} - b \ln \left(1 - \frac{j_0}{j_{lim}^* \left(\frac{c_h}{c_{ref}}\right)}\right) \quad (5-4)$$

Siendo las densidades de corriente características:

$$j_* = \frac{\sigma_t b}{l_t} \quad (5-5)$$

$$j_\sigma = \sqrt{2i_* \sigma_t b} \quad (5-6)$$

$$j_{lim}^* = \frac{4FD_b c_h}{l_b} \quad (5-7)$$

La ecuación 4 se compone de tres términos. El primero expresa el sobrepotencial debido a los efectos tanto de la activación de la ORR como al transporte de protones. El segundo término expresa la pérdida de potencial debido al transporte de oxígeno a través de la CCL y el tercer término, la pérdida de potencial debido al transporte de oxígeno a través de la GDL.

Donde  $l_t$  es el espesor de la CCL,  $l_b$  es el espesor de la GDL,  $\beta$  es un parámetro obtenido de la ecuación 5-8:

$$\beta \tan\left(\frac{\beta}{2}\right) = \frac{j_0}{j_*} \quad (5-8)$$

Que puede ser aproximado por la expresión:

$$\beta = \frac{\sqrt{2 \left(\frac{j_0}{j_*}\right)}}{1 + \sqrt{1.12 \left(\frac{j_0}{j_*}\right) \exp\left(\sqrt{2 \left(\frac{j_0}{j_*}\right)}\right)}} + \frac{\pi \left(\frac{j_0}{j_*}\right)}{2 + \left(\frac{j_0}{j_*}\right)} \quad (5-9)$$

El voltaje de la celda se obtiene empleando el sobrepotencial de la ecuación 5-4.

$$V_{cell} = E_r - \eta_0 - R_\Omega j_0 \quad (5-10)$$

Para obtener la eficiencia eléctrica de la pila de combustible, es necesario conocer los voltajes máximos teóricos  $E_h$  y  $E_r$ . Para esto, se debe calcular primero la entalpía  $h$  y la entropía  $s$  de los gases que reaccionarán, hidrógeno y oxígeno, así como del producto, el vapor de agua, a presión atmosférica. Las expresiones vienen definidas como [118]:

$$H = At + \frac{Bt^2}{2} + \frac{Ct^3}{3} + \frac{Dt^4}{4} - \frac{E}{t} + F - H \quad (5-11)$$

$$S = A \ln(t) + Bt + \frac{Ct^2}{2} + \frac{Dt^3}{3} - \frac{E}{2t^2} + G \quad (5-12)$$

Donde  $t$  es la temperatura en grados Kelvin del conjunto dividida entre 1000 y A, B, C, D, E, F, G, y H, constantes obtenidas del Instituto Nacional de Estándars y Tecnología (NIST) [119].

En la reacción completa de la pila de combustible  $H_2 + (1/2)O_2 \rightarrow H_2O$ , el calor de la reacción  $\Delta h$  es la diferencia entre la entalpía de formación de los productos (agua) y los reactivos (hidrógeno y oxígeno). Puesto que esta reacción es exotérmica,  $\Delta H = h_W - h_H - 1/2 h_O$  será negativa.

El voltaje reversible ideal se calcula igualando  $\Delta h$  a la energía eléctrica  $-\Delta h = qE_h$ , donde  $E_h$  es, como se ha comentado anteriormente, el voltaje reversible ideal y  $q$  es la carga transferida por los electrones liberados por un mol de hidrógeno. Puesto que la reacción en el ánodo es  $H_2 \rightarrow 2H^+ + 2e^-$ , por lo que el número de moles de electrones  $N$  por cada mol de hidrógeno que reacciona será el doble, lo que significa que  $q$  es igual a  $N N_A q_e$ , donde  $N_A$  es el número de Avogadro ( $6.02214076 \times 10^{23}$  moléculas) y  $q_e$  es la carga de un electrón ( $1.6022 \times 10^{-19}$  C). A su vez, el producto  $N_A q_e$  es igual a la constante de Faraday  $F$ , igual a 96485 C/mol. La expresión del voltaje ideal de la pila de combustible es igual a:

$$E_h = -\frac{\Delta h}{N F} \quad (5-13)$$

La entalpía de formación del agua en estado líquido y en estado gaseoso tiene valores diferentes. Cuando el producto es agua líquida, se liberará más calor por lo que se denomina de mayor poder calorífico (HHV, Higher Heating Value) o poder calorífico bruto (GCV, Gross Calorific Value). Por otra parte, cuando el producto se forma en estado gaseoso, el calor latente de vaporización es perdido, por lo que menor calor será liberado. Este proceso se denomina de menor poder calorífico (LHV, Lower Heating Value) o poder calorífico neto (NCV, Net Calorific Value). Una menor diferencia de entalpía significará un menor voltaje reversible ideal. También cabe destacar que este valor no es constante para cualquier condición de operación, sino que depende directamente de la temperatura del *stack*. Puesto que cuando el producto se libera en forma líquida es la condición de mayor aprovechamiento termodinámico, el HHV será el proceso que tendremos en cuenta a lo largo de este predimensionamiento.

En la realidad, no toda la energía interna del combustible puede ser aprovechada para generar trabajo, debido a pérdidas irreversibles debido a la entropía. La parte útil viene definida por la ecuación de Gibbs de la energía libre  $\Delta G = T - \Delta s$ , con  $\Delta s = s_W - s_H - 1/2 s_O$ . Para presiones no estándares y mezclas de gases, como lo es el aire de entrada si no se suministra oxígeno puro, la expresión viene definida como:

$$\Delta G = \Delta H - T\Delta s + RT \ln \frac{p_W}{p_H p_{XO}^{1/2}} \quad (5-14)$$

Donde  $p_W, p_H$  son las presiones parciales en atmósferas (iguales a 1) y  $p_{XO}$  es igual a  $x_O \times P$ , con  $x_O = 0.2095$ , la fracción molar de oxígeno en el aire y  $P$  la presión de trabajo de la pila de combustible.

Para hallar el voltaje reversible real, se opera de manera análoga al reversible ideal, pero cambiando  $\Delta h$  por  $\Delta g$ .

$$E_r = -\frac{\Delta G}{N F} \quad (5-15)$$

La eficiencia máxima teórica de la celda será igual a:

$$\eta_i = \frac{\Delta G}{\Delta H} = \frac{E_r}{E_h} \quad (5-16)$$

Por otra parte, si consideramos al *stack* completo, también existe una diferencia entre el voltaje de ésta y el de

cada celda unitaria, definiéndose entonces una eficiencia de voltaje igual a  $V_{cell}/V_{eq}$ . La eficiencia completa del *stack* queda definida entonces por:

$$\eta = \frac{\Delta G V_{cell}}{\Delta H V_{eq}} \quad (5-17)$$

Por último, para comparar el desempeño de la pila de combustible frente a un motor de combustión tradicional, tanto de turbina como de pistón, es necesario conocer el peso del conjunto, es decir, tanto del propio *stack*  $m_{fc}$ , como del hidrógeno requerido  $m_{H_2}$  y del tanque de combustible  $m_{tank}$ . Dado que el peso del tanque depende de su geometría, se ha supuesto un tanque esférico el cual debido a que es la opción con menor masa por unidad de área (la esfera es la figura que minimiza la relación área-volumen), por lo que será el mejor escenario posible. La masa mínima del tanque será igual a:

$$m_{tank} = \rho_{tank} A_{tank} = \rho_{tank} 4\pi r^2 = \rho_{tank} 4\pi \left(\frac{3}{4\pi} V\right)^{\frac{2}{3}} = \rho_{tank} \pi^{\frac{1}{3}} \left(\frac{6E_{rq}}{\omega_{H_2} \eta \rho_{H_2}}\right)^{\frac{2}{3}} \quad (5-18)$$

Empleando  $r^3 = 3/4\pi V$ .

La masa total del conjunto, por lo tanto, vendrá definida por la expresión:

$$m_{tot}(P, v) = m_{fc} + m_{tank} + m_{H_2} = \frac{P_{rq} P_{max}}{\rho_{fc} P} + \rho_{tank} \pi^{\frac{1}{3}} \left(\frac{6E_{rq}}{\omega_{H_2} \eta \rho_{H_2}}\right)^{\frac{2}{3}} + \frac{E_{rq}}{\omega_{H_2} \eta} \quad (5-19)$$

Donde  $P_{rq}$  es la potencia requerida a la salida;  $\rho_{fc}$  es la potencia específica del *stack* de la pila de combustible, incluyendo los componentes auxiliares externos (sopladores, compresores, unidades de refrigeración...) en uso a potencia máxima;  $P$  es la potencia de uso de la pila de combustible;  $P_{max}$  es la potencia máxima de la pila de combustible en el punto de potencia máximo, por lo que la relación  $P_{max}/P$  representa el sobredimensionamiento del sistema;  $E_{rq}$  es la energía requerida a la salida,  $\omega_{H_2}$  es la energía específica del hidrógeno; y la relación  $E_{rq}/\eta$  indica la cantidad de energía que el tanque de combustible debe almacenar.

Debido a las características de almacenamiento del hidrógeno, se ha empleado un modelo más detallado [120] el cual emplea las ecuaciones de estado de Leachman et al. [121] para describir las propiedades del hidrógeno almacenado. Con esta herramienta, la geometría del tanque, el espesor de las paredes y el aislamiento necesario.

Los parámetros empleados para las ecuaciones vienen recogidos en la Tabla 5.1.

Tabla 5.1. Parámetros de cálculo empleados

Parámetro	Símbolo	Valor	Referencia
Espesor de la GDL	$l_b$	250 $\mu\text{m}$	[115]
Espesor de la CCL	$l_t$	10 $\mu\text{m}$	[115]
Espesor de la membrana	$l_m$	25 $\mu\text{m}$	[115]
Concentración de oxígeno (1 bar)	$c_h$	$7.36 \times 10^{-6}$ mol/cm	[115]
Voltaje en circuito abierto	$E_r$	1.145 V	[115]
Conductividad de protones	$\sigma$	0.03 S/m	[115]
Pendiente de Tafel	$b$	0.03 V	[115]
Densidad de intercambio de corriente	$i_*$	$0.817 \times 10^{-3}$ A/cm	[115]
Coefficiente de difusión efectivo de la GDL	$D_b$	0.0259 cm/s	[115]
Coefficiente de difusión efectivo de la CCL	$D$	$1.36 \times 10^{-4}$ cm <sup>2</sup> /s	[115]

Energía requerida para el vuelo	$E_{rq}$	63.7 MWh	[120]
Potencia requerida por una aeronave actual	$P_{rq}$	27.6 MW	[122]
Potencia requerida para una aeronave futura	$P_{rq}$	16.3 MW	[122]
Masa del tanque de combustible por unidad de área	$\rho_{tank}$	75 kg/m	[123]
Potencia específica de la PEMFC+entorno actual	$\rho_{fc}$	1.6 kW/kg	[124]
Potencia específica de la PEMFC+entorno futuro	$\rho_{fc}$	8 kW/kg	Estimado
Potencia específica del motor eléctrico actual	$\rho_{em}$	5.2 kW/kg	[125]
Potencia específica del motor eléctrico futuro	$\rho_{em}$	10 kW/kg	Estimado

La curva de polarización y de potencia representada en Figura 5.1 es la típica de una pila de combustible de membrana polimérica. Mediante la expresión 5-16, la primera curva puede ser transformada en una de eficiencia en función del inverso del sobredimensionamiento del sistema  $P/P_{max}$ , representada en la Figura 5.2.

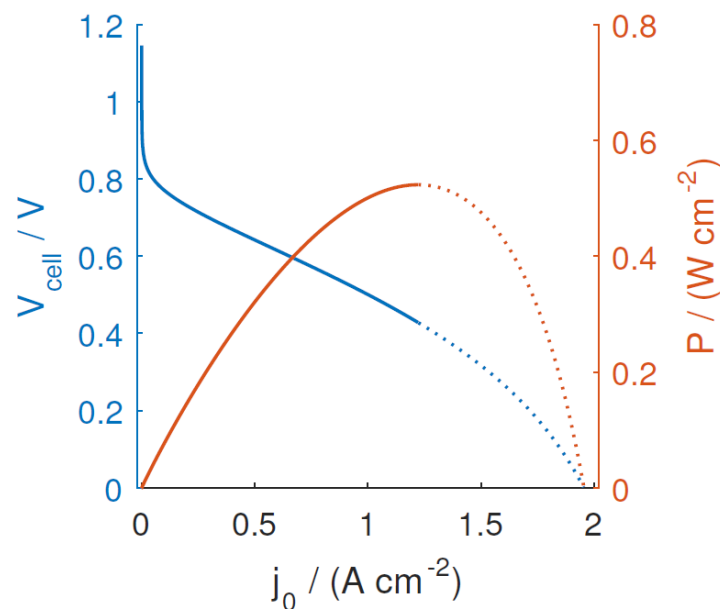


Figura 5.1. Curva de polarización  $i - v$  (azul) y curva de potencia (rojo) de una PEMFC.

La curva de puntos indica la zona por encima del punto de potencia máximo.

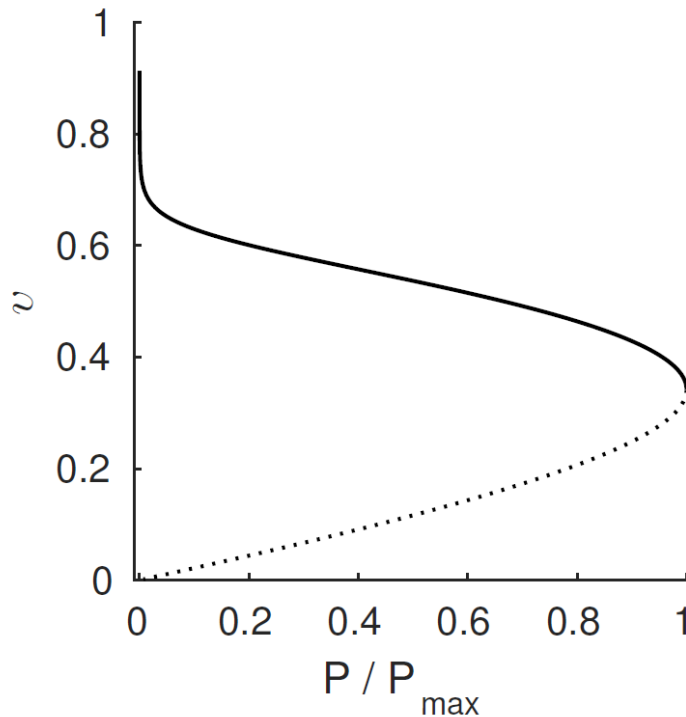


Figura 5.2. Eficiencia de la pila de combustible frente a la relación entre la potencia solicitada y la potencia máxima de diseño.

La curva de puntos indica la zona por encima del punto de potencia máximo.

El punto de operación puede ser seleccionado moviéndonos a lo largo de la curva de eficiencia. Puede ser escogido de dos maneras diferentes: para un valor  $P/P_{max}$ , obteniendo el voltaje, la intensidad o la potencia de salida; o para un voltaje, intensidad o potencia de salida dados, obtener el factor de sobredimensionamiento de la célula. Cabe destacar que existen dos puntos de operación que proporcionan la misma potencia de salida, sin embargo, el punto con mayor preferencia es el preferible. Esto es, la pila de combustible debe siempre ser operada a intensidades que resulten en una potencia igual o inferior a la potencia máxima  $P_{max}$ .

De manera general, la eficiencia de la pila de combustible disminuye a medida que se aumenta la potencia requerida siendo máxima para una potencia igual a 0, y mínima para una potencia igual a  $P_{max}$ . En el intervalo intermedio, la pérdida de eficiencia según el aumento de  $P/P_{max}$  es aproximadamente constante. Sin embargo, en las regiones cercanas a  $P/P_{max} = 1$ , una ligera disminución de la potencia se traduce en una alta ganancia en la eficiencia, por lo que la pila de combustible final debe estar ligeramente sobredimensionada.

Para saber cuán sobredimensionada debe estar se deben analizar los pros y contras de diseñar un *stack* más pesado, pero más eficiente. Para ello, se deben conocer las características de operación del sistema. De manera sencilla se puede definir un parámetro de peso  $w_p$  el cual define la importancia relativa de la densidad de potencia frente a la eficiencia de la pila de combustible. La función objetivo a analizar será:

$$f(v, P) = w_p + (1 - w_p)\eta \quad (5-20)$$



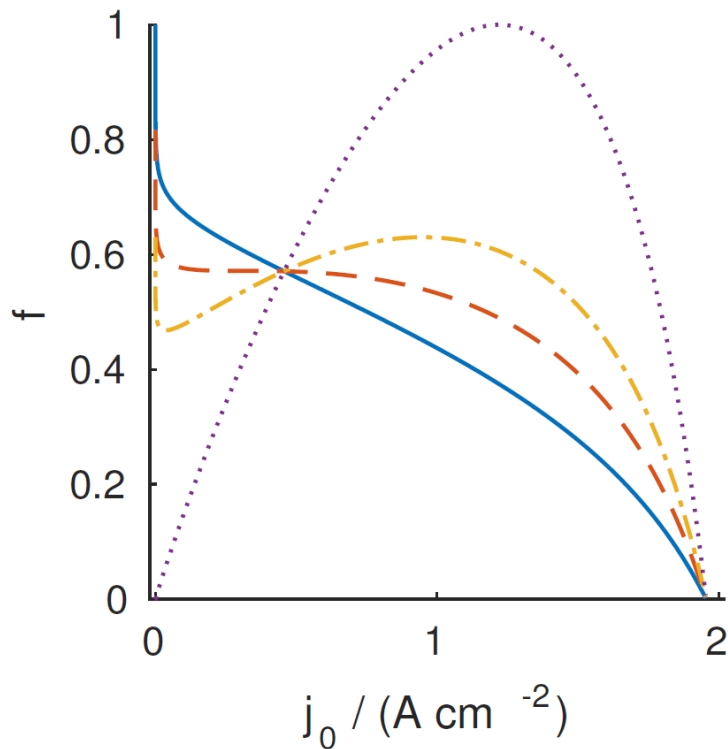


Figura 5.3. Función  $f(v, P)$  frente a diferentes valores de  $w_p$ . Azul sólida:  $w_p = 0$ , naranja a trazos:  $w_p = 0.18$ , amarilla a punto y trazo:  $w_p = 0.37$ , violeta punteada:  $w_p = 1$ .

La Figura 5.3 representa la función  $f$  según los diferentes valores de  $w_p$ . Para  $w_p = 1$ , solo la densidad de potencia de la pila de combustible es importante, por lo que la curva obtenida será igual a la de la eficiencia según el sobredimensionamiento del sistema (Figura 5.1). Para  $w_p = 0$ , solo la eficiencia del sistema es importante, por lo que la función obtenida será igual a la curva de polarización de la figura X. Para los valores intermedios de  $w_p$ , existe un máximo local en el punto de equilibrio y un máximo global cerca en punto de máxima potencia. Para  $w_p = 0.37$ , ambos máximos toman valores iguales, pero este punto de equilibrio no es relevante en este caso. Sin embargo, para  $w_p = 0.18$ , el máximo cercano al punto de máxima potencia desaparece, y solo permanece el del equilibrio.

En el campo de la aviación, una restricción primaria en el diseño es el peso total del elemento. Para calcular la masa del sistema completo de la pila de combustible, se puede asumir que la masa del sistema es directamente proporcional a la potencia que genera. Siguiendo las estimaciones del futuro de la aviación, se ha escogido un valor de  $0.1 \text{ kg/kW}$ , el cual se corresponde a pilas de combustible de bajo peso y alta densidad. Para el tanque de combustible se ha mantenido la hipótesis de geometría esférica, dado que es el mejor caso posible. Por otro lado, para el almacenaje de hidrógeno en estado criogénico, las paredes del tanque tienen un peso específico típico de  $75 \text{ kg/m}^2$  [123].

La masa de cada componente principal del sistema (la pila de combustible, el hidrógeno y el tanque de combustible), así como de su suma, viene recogida en la Figura 5.4. Como se puede observar, no se obtiene un peso mínimo con una densidad de energía máxima, sino que es cuando ésta es inferior a 1. Aunque la masa de la pila de combustible ha aumentado, la disminución del peso del resto de componentes es suficiente como para reducir la masa total del sistema.

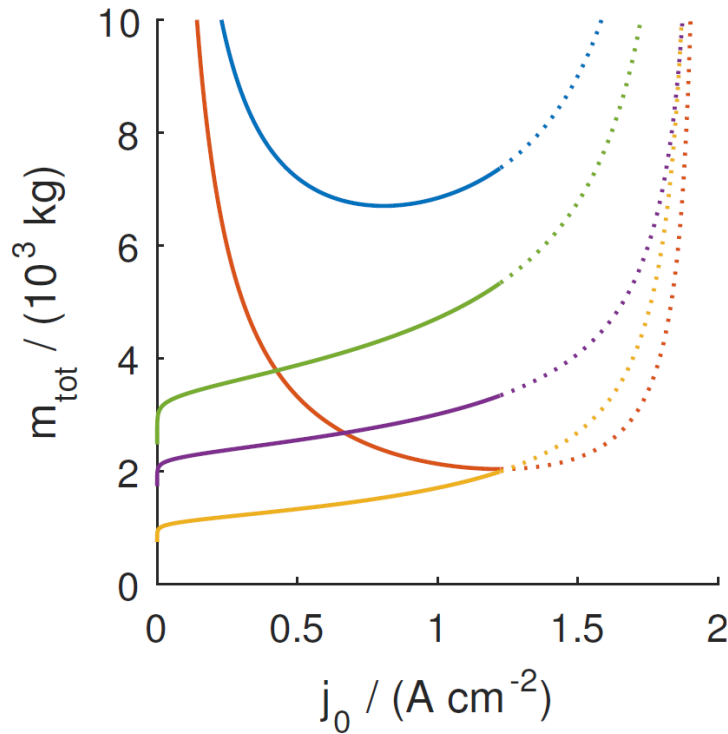


Figura 5.4. Masa del sistema completo y sus componentes. Azul: masa total del sistema, naranja: masa de la PEMFC, verde: masa del hidrógeno más el tanque de combustible, violeta: masa del tanque de combustible, amarillo: masa del hidrógeno.

De nuevo, las partes punteadas representan la zona de la curva por encima del punto de potencia máximo.

Para analizar de manera más concreta el efecto de la compensación del peso de la pila de combustible por el sistema del tanque, ésta puede ser descrita como la relación de almacenamiento-conversión.

$$r_{a/c} = \frac{E_{rq}}{P_{rq}} \frac{\rho_{fc}}{e_{tank}} = \frac{m_a}{m_c} \quad (5-21)$$

Donde el primer factor es la relación entre la energía y la potencia requeridas, y el segundo es la relación entre la energía específica del convertidor de energía (la pila de combustible)  $\rho_{fc}$  y la energía específica del tanque de almacenamiento  $e_{tank}$ , los cuales dependen a su vez de las características de los componentes de cada elemento.

Por último, la relación de sobredimensionamiento necesaria para minimizar la masa del conjunto se define como:

$$r_{ov} = \frac{P_{max}}{P_{rq}} \quad (5-22)$$

La relación entre  $r_{ov}$  y  $r_{a/c}$  para el tanque de combustible esférico viene descrita en la Figura 5.5. Para este diseño, el sobredimensionamiento óptimo crece exponencialmente para  $r_{a/c} > 1$  (mayor peso del sistema de almacenamiento). Para  $r_{a/c} < 0.5$ , las ventajas son prácticamente nulas. Por otra parte, se compara con los diseños avanzados de Winnefeld et al. [120] el cual permite la vaporización y expulsión del hidrógeno, el cual desplaza la curva inicial hacia mayores valores de  $r_{a/c}$ , manteniendo la tasa de crecimiento exponencial para  $r_{a/c} > 4$ .

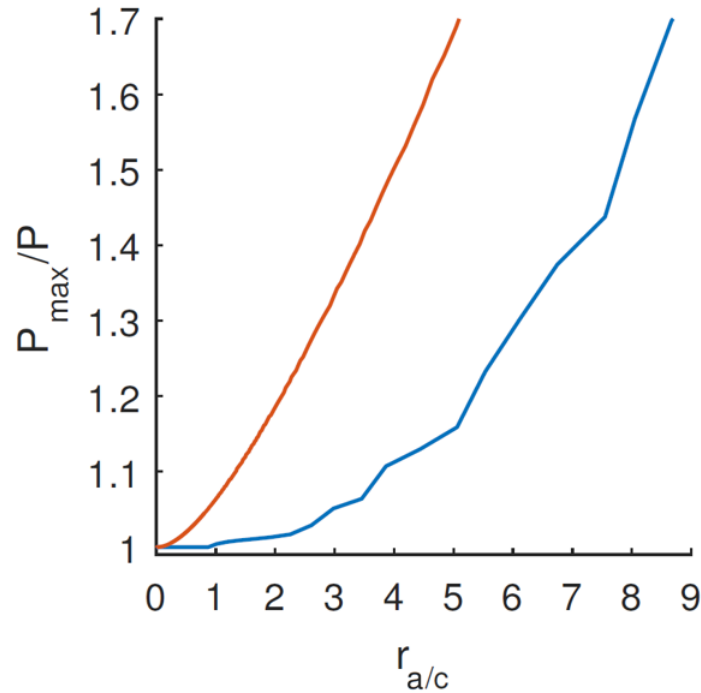


Figura 5.5.  $r_{ov}$  para la minimización del peso del conjunto PEMFC más sistema de combustible en función de  $r_{a/c}$ . Rojo: tanque básico esférico, azul: tanque avanzado del Winnefeld et al. [120]

El tanque avanzado de Winnefeld et al. [120] está diseñado específicamente para un perfil de misión concreto. Si bien este método no es más el apropiado a la hora de elaborar un vehículo comercial, es un buen indicador para conocer las capacidades máximas de la aeronave en cuestión.

El tanque de combustible avanzado se basa en las siguientes sinergias: primero, el hidrógeno está almacenado en estado líquido, lo cual debido a la temperatura del exterior, provocará el paso a estado gaseoso del combustible, incrementando la presión dentro del tanque. Para hacer frente a este aumento de presión, el gas deberá ser expulsado fuera del tanque mediante el uso del combustible en la PEMFC. Por otra parte, para minimizar el calor transmitido del entorno al tanque es necesario o bien aumentar la capa de aislante, o bien añadir un sistema de refrigeración externo, métodos que aumentarán la masa del sistema. Sin embargo, existe una tercera opción, la cual es compensar el flujo de calor con la extracción del hidrógeno gaseoso. Si estos efectos son iguales, no será necesario aumentar el aislante ni añadir otro subsistema, y si el efecto de la extracción del gas es mayor, puede incluso considerarse una reducción en el aislante inicial del tanque.

El grosor del aislante del tanque de combustible será función del uso de hidrógeno por parte de la pila de combustible en condiciones normales de operación. Para una primera aproximación, se considerará que se cumple este requisito en todas las fases de vuelo, a excepción de las esperas en la plataforma y el rodaje hacia o desde la pista de aterrizaje en uso. Por otro lado, actualmente existen esfuerzos por parte de los equipos de gestión del tráfico aéreo de reducir los tiempos de espera y los tiempos de servicio, incrementando la capacidad de los aeropuertos y reduciendo los retrasos.

Para una misión de rango medio como la descrita en la Tabla 5.1, la masa total del sistema es de 729 kg, significativamente menor que los 2805 kg del tanque básico. Sin embargo, teniendo en cuenta la masa de hidrógeno necesario (1990 kg), ambos conjuntos son tienen menor masa que únicamente el queroseno necesario para la misión (5358 kg).

Para estimar el potencial futuro de la densidad de energía de las pilas de combustible se han de tener en cuenta las investigaciones actuales que se han descrito anteriormente. Sin embargo, los avances no han sido enfocados a la reducción del peso del *stack* debido a que el principal objetivo ha sido su implementación en automoción, donde el peso no es un parámetro tan importante como lo es en la aeronáutica.

El componente pasivo, esto es, que no está involucrado directamente en la eficiencia de la reacción, más pesado son las placas bipolares, cuya masa es de alrededor del 80% del *stack* [126]. La función de este elemento es la de la conducción del calor, la distribución de los gases de reacción y la estabilidad mecánica del sistema. Actualmente están fabricadas en material compuesto de grafito-polímero, el cual presenta unas capacidades moderadas de conductividad térmica y resistencia mecánica, pero es altamente resistente a la corrosión. Un metal presentaría mejores propiedades térmicas y mecánicas pero sería propenso a sufrir problemas de corrosión. Sin embargo, recientemente se ha demostrado que se puede mejorar su desempeño en el ambiente especialmente corrosivo de la pila de combustible si se emplean determinadas capas protectoras [127]. El empleo de metales reduciría el peso de las placas bipolares en un orden de magnitud, incrementando en un factor de 3.5 la densidad de potencia. A su vez futuras reducciones de peso en los componentes de unión (los cuales representan algo menos del 15% de la masa total), combinadas con las mejoras internas de la PEMFC, pueden lograr una mejora de la densidad de potencia de un factor de 5 con respecto a las pilas actuales.

Para comparar esta solución energética se ha tomado como referencia el Airbus A320 para el mismo perfil de misión para el que se ha predimensionado el sistema. La masa de queroseno necesaria será de 6980 kg que junto al tanque, el peso total del conjunto será de 9187 kg. Los motores turbofán CFM-56-5A3 de 2331 kg cada uno completan el sistema de masa igual a 13849 kg.

Por otra parte, algunos autores han estimado que las necesidades energéticas para una misión determinada se reducirán en un 41%, reduciéndose los 27.6 MW requeridos a 16.3 MW. La Tabla 5.2 siguiente recoge las diferencias entre los diseños actuales y futuros en relación al peso.

Tabla 5.2. Comparativa del peso del sistema completo de potencia en relación a la tecnología actual de las pilas de combustible y los motores eléctricos, y las necesidades energéticas de la aeronave.

$P_{rq}$	PEMFCs y motores actuales	PEMFCs y motores futuros
	PEMFC: 1.6 kW/kg Motor eléctrico: 5.8 kW/kg	PEMFC: 8 kW/kg Motor eléctrico: 10 kW/kg
Actual: 27.6 MW	25028 kg	10900 kg
Futura: 16.3 MW	16758 kg	8197 kg

Como se puede observar, la masa de una PEMFC actual junto al combustible es casi el doble del sistema actual de combustión interna. A medida que la eficiencia energética aumenta y la energía requerida durante el vuelo es reducida, la masa de ambas soluciones se tiende a igualar, a pesar de que el turbofán sigue siendo la opción más viable. Es cuando se tienen cuenta los avances futuros en la pila de combustible y en el motor eléctrico necesario para propulsar la aeronave cuando esta solución comienza a ser ventajosa.

Por otra parte, estas comparativas han sido realizadas teniendo en cuenta un vuelo de media distancia. Para diferentes tiempos de vuelo, la relación  $r_{a/c}$  variará. Así, para trayectos cortos el peso del sistema de la pila de combustible será más importante que el del combustible ( $r_{a/c}$  será menor), y para largas distancias ocurrirá al revés, el peso del combustible tendrá una mayor importancia ( $r_{a/c}$  será mayor). Comparando el desempeño de los diferentes estados de las tecnologías anteriormente descritas en un diagrama de Ragone, para vuelos menores

a una hora, los motores de combustión interna actuales requieren de menor peso embarcado. Es para vuelos de entre una hora y diez cuando los sistemas de PEMFCs junto a los motores eléctricos futuros y a los tanques avanzados, serán más competitivos. Finalmente, para tiempos de vuelo superiores a las 10 h, las pilas de combustible actuales junto a los tanques de combustible avanzados tendrán un peso menor a los motores de combustión interna actuales.

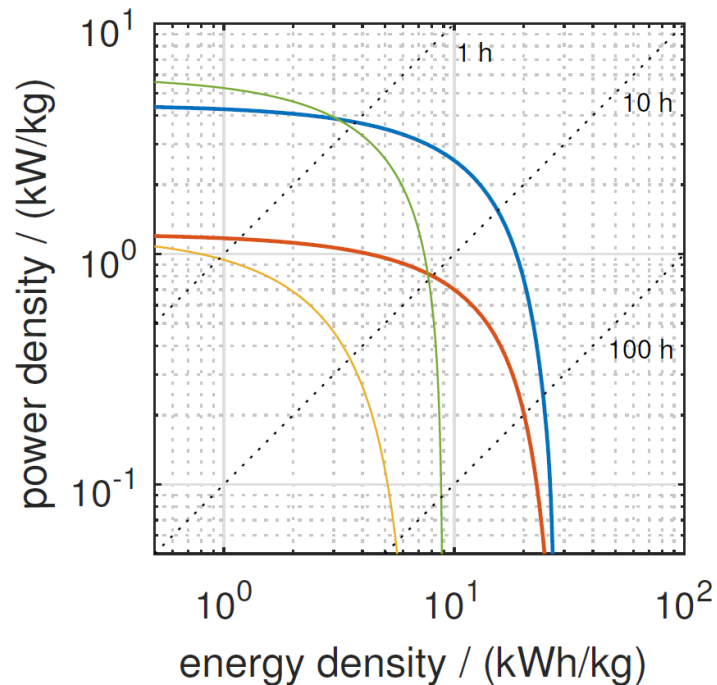


Figura 5.6. Diagrama de Ragone de los sistemas actuales y futuros de propulsión. Verde: turbofán actual con tanques de queroseno, azul: PEMFCs futuras (8 kW/kg) con motores eléctricos futuros (10 kW/kg) y tanques de hidrógeno avanzados, naranja: PEMFCs actuales (1.6 kW/kg) con motores eléctricos actuales (5.8 kW/kg) y tanques de hidrógeno avanzados, amarillo: PEMFCs actuales con motores eléctricos actuales y tanques de hidrógeno simples.



## 6 CONCLUSIONES

---

En este trabajo se ha descrito la importancia de la reducción de las emisiones de gases de efecto invernadero en el sector de la aviación. Para ello, una de las soluciones que actualmente se están investigando es la de la implementación de pilas de combustible. A continuación, se ha descrito el principio de funcionamiento de los modelos de pilas de combustible más empleados, con sus ventajas e inconvenientes, para luego centrarnos en las PEMFCs, la solución más adoptada en aeronáutica. Posteriormente, se han revisado las aplicaciones más exitosas tanto en aeronaves no tripuladas como aeronaves tripuladas. Finalmente, se ha realizado un predimensionamiento de un sistema embarcado en una aeronave de pasajeros.

Para este predimensionamiento se ha empleado un modelo simplificado, el cual requiere de los parámetros físicos de la pila de combustible, los cuales son un indicador del estado de la tecnología, por lo que se pueden ser estimados en una situación futura. De este modelo podemos deducir que la potencia de diseño una pila de combustible debe ser superior a la de trabajo, puesto que la eficiencia eléctrica será mayor. Para determinar el punto óptimo, se ha introducido un factor  $w_p$  el cual relaciona el peso de los componentes del sistema. La optimización se puede realizar atendiendo a diversos parámetros como pueden ser el peso, el volumen o las emisiones.

A la hora de predimensionar un sistema embarcado se debe tener siempre presente el alcance de la aeronave. Si bien para trayectos cortos, en los cuales no se requiere demasiado combustible, el sobredimensionamiento de la pila de combustible no es tan relevante, en aquellas rutas donde la mayor parte del peso del conjunto se corresponde al tanque de combustible y al hidrógeno, el peso total del sistema se ve reducido al aplicar grandes sobredimensionamientos de potencia. Por otra parte, puesto que se ha comprobado que el peso del tanque de combustible juega un papel muy importante en el peso del sistema, la presencia de un tanque avanzado, hecho a medida de los requerimientos de la aeronave, resulta fundamental para la viabilidad de la tecnología permitiendo lograr densidades de potencia más elevadas.

Finalmente se ha llegado a la conclusión de que si bien la tecnología actual es suficiente como para suplir las necesidades energéticas en vuelo de una aeronave de transporte aéreo comercial, dados los avances actuales, un sistema basado en una pila de combustible no sería competitiva con respecto a los motores de combustión interna, si bien según el ritmo de las investigaciones actuales, pronto podremos ver aeronaves completamente eléctricas alimentadas por esta tecnología.





# REFERENCIAS

---

- [1] S. Guerrieri, «Airports Council International releases 2015 World Airport Traffic Report: The busiest become busier; the year of the international hub airport,» Airports Council International, 2016. [En línea]. Available: <https://aci.aero/2016/09/09/airports-council-international-releases-2015-world-airport-traffic-report-the-busiest-become-busier-the-year-of-the-international-hub-airport/>.
- [2] K. A. S. P. S. V. S. R. Khandelwal B, «Hydrogen powered aircraft: The future of air transport,» *Progress in Aerospace Sciences*, 2013.
- [3] International Air Transport Association (IATA), «Airlines to Welcome 3.6 Billion Passengers in 2016,» IATA, 2015. [En línea]. Available: <http://www.iata.org/pressroom/pr/pages/2012-12-06-01.aspx>.
- [4] DG Movilidad y Transportes (Comisión Europea), Dirección General de Investigación e Innovación (Comisión Europea), «Flightpath 2050 - Europe's vision for aviation : maintaining global leadership and serving society's needs,» European Commission, 2011.
- [5] C. Müller, K. Kieckhäfer y T. Spengler, «The influence of emission thresholds and retrofit options on airline fleet planning: An optimization approach,» *Energy Policy*, 2018.
- [6] L. JJ., «Can we accelerate the improvement of energy efficiency in aircraft systems?,» *Energy Converse Manage*, 2010.
- [7] Clean Sky 2, Hydrogen-powered aviation. A fact-based study of hydrogen technology, economics, and climate impact by 2050, Publications Office of the European Union, 2020.
- [8] K. Friedrich, J. Kallo, J. Schirmer y G. Schmitthals, «Fuel Cell Systems for Aircraft Application,» *ECS Trans*, 2009.
- [9] Committee on Alternatives and Strategies for Future Hydrogen Production and Use, US National Research Council, US National Academy of Engineering, The Hydrogen Economy: Opportunities, Costs, Barriers, and R&D Needs, National Academies Press, 2004.
- [10] B. Y. M. J. Ignacio Linares y 2010., Hidrógeno y pilas de combustible: estado actual y perspectiva inmediata., Madrid: Colección: Avances de ingeniería, 2010.
- [11] Ente Regional de la Energía de Castilla y León (EREN), El hidrógeno y las pilas de combustible : el recorrido de la energía, Ente Regional de la Energía de Castilla y León (EREN), 2007.
- [12] International Energy Agency, «Reporte sobre el uso del hidrógeno,» 2022. [En línea]. Available:

- <https://www.iea.org/reports/hydrogen>.
- [13] Centro de Ingeniería y Tecnología, «Producción de Hidrógeno por gasificación de carbón,» 2019. [En línea]. Available: <https://hidrogeno18.wixsite.com/hidrogeno/blank-cjg9>.
- [14] P. Barnes, «General Aviation Aircraft : Fuel cell hybrids for electric propulsion,» de *RAeS Light Aircraft Design Conference*, 2019.
- [15] Fuel Cells Works, «Orígenes de la pila de combustible,» 2015. [En línea]. Available: <https://fuelcellsworks.com/knowledge/history/>.
- [16] Smithsonian Institution , «Historia sobre las pilas de combustible,» 2004. [En línea]. Available: <https://americanhistory.si.edu/fuelcells/origins/origins.htm>.
- [17] BBC, «The Brits who bolstered the Moon landings,» 2019.
- [18] E. Groove, «Fuel Cells,» [En línea]. Available: <https://www.energygroove.net/fuel-cells/>.
- [19] Bioengineer, «Safe space: improving the "clean" methanol fuel cells using a protective carbon shell,» 2020. [En línea]. Available: [Bioengineer.org](https://www.bioengineer.org).
- [20] K. Bullis, «Cheap Diesel-Powered Fuel Cells,» *MIT Technology Review*, 2010.
- [21] D. A. B. C. R. I. C. R. B. M. Sossina M. Haile, «Solid acids as fuel cell electrolytes,» *Nature* , 2001.
- [22] H. C. N. Srivastava, *ISC Chemistry*, Nageen Prakashan, 2014.
- [23] E. F. J. C. P.-F. y. P. O. Ricardo Escudero-Cid, *Pilas de combustible: una alternativa limpia de producción de energía*, 2013.
- [24] Office of Energy Efficiency and Renewable Energy, *Types of Fuel Cells*, United States Department of Energy, 2016.
- [25] NFCRC, «NFCRC Tutorial: Molten Carbonate Fuel Cell (MCFC),» 2015. [En línea]. Available: [www.nfrcr.uci.edu](http://www.nfrcr.uci.edu).
- [26] United States Department of Energy, «Types of Fuel Cells,» [En línea]. Available: <https://www.energy.gov/eere/fuelcells/types-fuel-cells#molten>.
- [27] FuelCell Energy, «Products,» FuelCell Energy, 2011. [En línea].
- [28] A. Kulkarni, F. Ciacchi, S. Giddey, C. Munnings, S. Badwal, J. Kimpton y D. Fini, Mixed ionic electronic conducting perovskite anode for direct carbon fuel cells, *International Journal of Hydrogen Energy*, 2021.
- [29] S. Giddey, S. Badwal y A. Kulkarni, «A comprehensive review of direct carbon fuel cell technology,» de *Progress in Energy and Combustion Science*, 2012.
- [30] M. Hill, *Ceramic Energy: Material Trends in SOFC Systems*, Ceramic Industry, 2005.
- [31] J.-H. Wee, «Applications of Proton Exchange Membrane Fuel Cell Systems,» *Renewable and Sustainable Energy Reviews*, 2007.

- [32] SAFCell, «SAFCell – Oil and Gas,» 2021. [En línea]. Available: <http://www.safcell.com/oil-gas/>.
- [33] SAFCell, Inc, «SAFCell Inc. awarded Enhancement grant from US Army,» 2016. [En línea]. Available: [http://www.ultracell-llc.com/assets/UltraCell\\_BT-press-release-17-May-2016-FINAL.pdf](http://www.ultracell-llc.com/assets/UltraCell_BT-press-release-17-May-2016-FINAL.pdf).
- [34] T. Paull, «Fuel cells,» Johnson Matthey, 2022. [En línea]. Available: <https://matthey.com/en/products-and-markets/transport/fuel-cells>.
- [35] Elcogen, «Applications of SOFC technology,» Fuel cell technology Elcogen, [En línea]. Available: <https://elcogen.com/for-investors/applications-of-sofc-technology/>.
- [36] R. N. J. K. M. H. M. R. M. Brewer, «Risk-based evaluation of total petroleum hydrocarbons in vapor intrusion studies,» *International Journal of Environmental Research and Public Health*, 2013.
- [37] M. Schalenbach, T. Hoefner, P. Paciok, M. Carmo, W. Lueke y D. Stolten, «Gas Permeation through Nafion. Part 1: Measurements,» *The Journal of Physical Chemistry C*, 2015.
- [38] M. Schalenbach, M. A. Hoeh, J. T. Gostick, W. Lueke y D. (. Stolten, «Gas Permeation through Nafion. Part 2: Resistor Network Model,» *The Journal of Physical Chemistry C*, 2015.
- [39] Z. Yang y e. al., «Novel inorganic/organic hybrid electrolyte membranes,» Prepr. Pap-Am. Chem Soc., 2004.
- [40] Softpedia, «New Proton Exchange Membrane Developed – Nafion promises inexpensive fuel-cells,» 2008. [En línea].
- [41] W. Grot, Fluorinated Ionomers, Elsevier, 2011.
- [42] F. Barbir, PEM Fuel Cells, Academic Press, 2005.
- [43] S. Litster y G. McLean, PEM fuel cell electrodes, Journal of Power Sources, 2004.
- [44] H. A. Gasteiger, J. E. Panels y S. G. Yan, Dependence of PEM fuel cell performance on catalyst loading, Journal of Power Source, 2004.
- [45] S. Litster y G. Mclean, «PEM Fuel Cell Electrodes,» *Journal of Power Sources*, 2004.
- [46] O'Hayre y R. P., Fuel Cell Fundamentals, John Wiley & Sons, 2006.
- [47] A. Datta, «PEM Fuel Cell MODEL for Conceptual Design of Hydrogen eVTOL Aircraft,» NASA, Maryland, 2021.
- [48] I. d. P. y. d. P. T. K. Stephan Eelman, «FUEL CELL APU'S IN COMMERCIAL AIRCRAFT – AN ASSESSMENT OF SOFC AND PEMFC CONCEPTS,» de *24TH INTERNATIONAL CONGRESS OF THE AERONAUTICAL SCIENCES*, 2004.
- [49] Y. & C. K. S. Wang, PEM fuel cells: thermal and water management fundamentals, Momentum Press, 2013.
- [50] J. N. e. al., «Methanol-tolerant cathode electrode structure composed of heterogeneous composites to overcome methanol crossover effects for direct methanol fuel cell,» *Int J. Hydrogen Energy*, 2011.

- [51] D. W. S. K. M. B. J. J. St-Pierre, Relationships between water management, contamination and lifetime degradation in PEFC, *Journal of New Materials for Electrochemical Systems*, 2000.
- [52] L. Lux, K. Williams y S. Ma, Heat-treatment of metal–organic frameworks for green energy applications, *CrystEngComm*, 2015.
- [53] S. Alayoglu, A. U. Nilekar, M. Mavrikakis y B. Eichhorn, Ru–Pt core–shell nanoparticles for preferential oxidation of carbon monoxide in hydrogen, *Nature Materials*, 2008.
- [54] U.S. Department of Energy, «Hydrogen, Fuel Cells & Infrastructure Technologies Program Multi-Year Research, Development and Demonstration Plan,» U.S. Department of Energy, 2015.
- [55] N. Tian, Z.-Y. Zhou, S.-G. Sun, Y. Ding y Z. L. Wang, «Synthesis of tetrahedral platinum nanocrystals with high-index facets and high electro-oxidation activity,» *Science*, 2007.
- [56] B. F. B. S. M. G. W. P. N. R. C. A. L. N. M. M. V. R. Stamenkovic, «Improved Oxygen Reduction Activity on Pt<sub>3</sub>Ni(111) via Increased Surface Site Availability,» *Science*, 2007.
- [57] D. W. & R. C. Minna Cao, «Recent Advances in the Stabilization of Platinum Electrocatalysts for Fuel-Cell Reactions,» *ChemCatChem*, 2014.
- [58] S. Litster y G. McLean, «PEM fuel cell electrodes,» *Journal of Power Sources*, 2004.
- [59] F. J. M. L. N. L. J. T. J. H. a. J.-P. D. E. Proietti, «Iron-based cathode catalyst with enhanced power density in polymer electrolyte membrane fuel cells,» *Nature Communications*, 2007.
- [60] J. S. Lee y e. al, Polymer electrolyte membranes for fuel cells, *Journal of Industrial and Engineering Chemistry*, 2006.
- [61] J. Luo, J. Hu, W. Saak, R. Beckhaus, G. Wittstock, I. F. J. Vankelecom, C. Agert y O. Conrad, Protic ionic liquid and ionic melts prepared from methanesulfonic acid and 1H-1,2,4-triazole as high temperature PEMFC electrolytes, *Journal of Materials Chemistry*, 2011.
- [62] Defense Industry Daily, «Aerovironment’s Global Observer: Flying High, Again,» Defense Industry Daily, Agosto 2015. [En línea]. Available: <https://www.defenseindustrydaily.com/aerovironments-global-observer-flying-high-again-03902/>.
- [63] Popular Science, «Aerovironment Global Observer,» Popular Science, Noviembre 2005. [En línea]. Available: <https://www.popsci.com/military-aviation-space/article/2005-11/aerovironment-global-observer/>.
- [64] V. P. McConnel, «Military UAVs claiming the skies with fuel cell power,» *Fuel Cells Bulletin*, 2007.
- [65] Airforce Technology, «Global Observer High Altitude Long Endurance UAV,» Airforce Technology, Octubre 2010. [En línea]. Available: <https://www.airforce-technology.com/projects/globalobserverunmann/>.
- [66] T. Becker, «Flying on Hydrogen: Georgia Tech Researchers Use Fuel Cells to Power Unmanned Aerial Vehicle,» Georgia Research Tech News, Agosto 2006. [En línea]. Available: <https://gtresearchnews.gatech.edu/newsrelease/fuel-cell-aircraft.htm>.

- [67] S. H. K. S. Kim T, «Micro aerial vehicle powered by a micro PEM fuel cell and sodium borohydride hydrogen source,» *PowerMEMS*, 2007.
- [68] Rocket lab KAIST, «Fuel Cell System,» Rocket lab KAIST, 2015. [En línea]. Available: [http://rocket.kaist.ac.kr/sub/research\\_04\\_01.php](http://rocket.kaist.ac.kr/sub/research_04_01.php).
- [69] K. T. L. K. K. S. Kim K, «Fuel cell system with sodium borohydride as hydrogen source for unmanned aerial vehicles,» *J Power Sources*, 2011.
- [70] K. Y. K. Y. K. K. L. J. L. D. e. a. Seo J-E, «Portable ammonia-borane-based H<sub>2</sub> power-pack for unmanned aerial vehicles,» *J Power Sources*, 2014.
- [71] P. P. K. C. Lee B, «Portable ammonia-borane-based H<sub>2</sub> power-pack for unmanned aerial vehicles,» de *Handbook of unmanned aerial vehicles*, Springer Science+Business Media, 2015.
- [72] Avinc, «Small Unmanned Air Vehicle Achieves Record Flight Time Using Hybrid Fuel Cell/Battery Energy Storage System,» Avinc, Octubre 2007. [En línea]. Available: [https://www.avinc.com/resources/press-releases/view/small\\_unmanned\\_air\\_vehicle\\_achieves\\_record\\_flight\\_time\\_using\\_hybrid](https://www.avinc.com/resources/press-releases/view/small_unmanned_air_vehicle_achieves_record_flight_time_using_hybrid).
- [73] Avinc, «AeroVironment Puma Small UAS Achieves Record Flight of Over Nine Hours Using Fuel Cell Battery Hybrid System,» Avinc, Marzo 2008. [En línea]. Available: [https://www.avinc.com/resources/press-releases/view/aerovironment\\_puma\\_small\\_uas\\_achieves\\_record\\_flight](https://www.avinc.com/resources/press-releases/view/aerovironment_puma_small_uas_achieves_record_flight).
- [74] N. McKeegan, «AeroVironment's hybrid fuel cell UAV sets flight record,» *New Atlas*, Marzo 2008. [En línea]. Available: <https://newatlas.com/aerovironment-puma-hybrid-fuel-cell-uav-flight-record/8948/>.
- [75] K. Swider-Lyons, R. O. Stroman, G. S. Page, J. F. Mackrell, J. A. Rodgers y M. W. Schuette, «The Ion Tiger Fuel Cell Unmanned Air Vehicle,» de *Power Sources Conference*, Las Vegas, Nevada, 2010.
- [76] A. Parsch, «Naval Research Lab Spider-Lion,» *Designations Systems*, Febrero 2006. [En línea]. Available: <http://www.designation-systems.net/dusrm/app4/spider-lion.html>.
- [77] Naval Technology , «Ion Tiger UAV,» *Naval Technology* , Junio 2013. [En línea]. Available: <https://www.naval-technology.com/projects/ion-tiger-uav/>.
- [78] J. Dutczak, «Liquefied and chemical hydrogen storage in contemporary small drones' fuel cell propulsion systems,» *IOP Conference Series Materials Science and Engineering*, 2018.
- [79] N. Technology, «U.S. Navy Launches XFC UAV from Submerged Submarine,» *Navy Recognition*, Diciembre 2013. [En línea]. Available: <https://www.navyrecognition.com/index.php/focus-analysis/naval-technology/1405-us-navy-launches-xfc-uav-from-submerged-submarine.html>.
- [80] F. R. Gundlach J, *Unmanned aircraft systems innovation at the Naval Research Laboratory*, American Institute of Aeronautics and Astronautics;, 2014.
- [81] W. Kucinski, «PEM fuel cell ScanEagle UAV completes test flights,» *SAE International*, Agosto 2017. [En línea]. Available: <https://www.sae.org/news/2017/08/pem-fuel-cell-scaneagle-uav-completes-test-flights>.
- [82] M. Ball, «Fuel Cell Propulsion System Successfully Tested on ScanEagle UAV,» *Unmanned Systems*

- Technology, Abril 2017. [En línea]. Available: <https://www.unmannedsystemstechnology.com/2017/04/fuel-cell-propulsion-system-successfully-tested-scaneagle-uav/>.
- [83] J. Beloy, «Insitu Advances its Fuel Cell Strategy,» Insitu, Marzo 2021. [En línea]. Available: <https://www.insitu.com/news/insitu-advances-its-fuel-cell-strategy>.
- [84] O. U. W. C. M. S. C. S. Herwerth C, «Development of a fuel cell powered UAV for environmental reserach,» *Proceedings of the 44th AIAA Aerospace Sciences Meeting*, 2006.
- [85] FIDSNS, «Horizon Fuel Cell Powers New World Record in Unmanned Aircraft Flight,» Barnard Microsystems, Noviembre 2007. [En línea]. Available: [https://barnardmicrosystems.com/UAV/milestones/fuel\\_cell.html](https://barnardmicrosystems.com/UAV/milestones/fuel_cell.html).
- [86] B. Coxworth, «Fuel-cell drone is good to go for 10 hours,» New Atlas, Noviembre 2016. [En línea]. Available: <https://newatlas.com/hywings-fuel-cell-drone/46446/>.
- [87] Y. Gibbs, «NASA Armstrong Fact Sheet: Helios Prototype,» NASA, Agosto 2017. [En línea]. Available: <https://www.nasa.gov/centers/armstrong/news/FactSheets/FS-068-DFRC.html>.
- [88] AeroVironment, «Today's Innovative Concepts Tomorrow's Market Leading Solutions,» AeroVironment, [En línea]. Available: <https://www.avinc.com/innovative-solutions/hale-uas>.
- [89] S. Writers, «DLR And Airbus Show Off New Fuel Cell,» Energy Daily, Junio 2008. [En línea]. Available: [https://www.energy-daily.com/reports/DLR\\_And\\_Airbus\\_Show\\_Off\\_New\\_Fuel\\_Cell\\_999.html](https://www.energy-daily.com/reports/DLR_And_Airbus_Show_Off_New_Fuel_Cell_999.html).
- [90] N. Frischauf, Communication/Exploration/Navigation Technologies – Applications, Trade-Offs and possible Transfers between Space and Ground at the Example of MOA<sup>2</sup>, a novel pulsed Plasma Accelerator, Technischen Universität Graz, 2014.
- [91] Airbus, «ZEROe,» Airbus, 2022. [En línea]. Available: <https://www.airbus.com/en/innovation/zero-emission/hydrogen/zeroe>.
- [92] El País, «Empleados de Boeing,» El País, 2008. [En línea]. Available: [https://elpais.com/diario/2008/04/09/futuro/1207692003\\_740215.html](https://elpais.com/diario/2008/04/09/futuro/1207692003_740215.html).
- [93] T. Koehler, «Boeing makes history with flights of Fuel Cell Demonstrator Airplane,» Boeing Frontiers, Mayo 2008. [En línea]. Available: [https://www.boeing.com/news/frontiers/archive/2008/may/ts\\_sf04.pdf](https://www.boeing.com/news/frontiers/archive/2008/may/ts_sf04.pdf).
- [94] DLR, «Antares DLR-H2 - out of operation,» DLR, [En línea]. Available: <https://www.dlr.de/content/en/articles/aeronautics/research-fleet-infrastructure/dlr-research-aircraft/antares-dlr-h2-out-of-operation.html>. [Último acceso: 2022].
- [95] Airframer, «Antares H3: DLR and Lange Aviation develop the next generation of fuel-cell powered aircraft,» Airframer, [En línea]. Available: [https://www.airframer.com/news\\_story.html?release=9699](https://www.airframer.com/news_story.html?release=9699).
- [96] Lange Aviation, «Research aircraft,» Lange Aviation, [En línea]. Available: <https://www.lange-aviation.com/en/produkte/product-archive/research-aircraft/>.
- [97] G. Romeo, F. Borello y G. Correa, «ENFICA-FC: Design of transport aircraft powered by fuel cell &

flight test of zero emission 2-seater aircraft powered by fuel cells fueled by hydrogen,» *International Journal of Hydrogen Energy*, 2013.

- [98] Enfica, «ENvironmentally Friendly Inter City Aircraft powered by Fuel Cells (ENFICA-FC),» Enfica, [En línea]. Available: <http://www.enfica-fc.polito.it/>.
- [99] H2FLY, «H2FLY,» H2FLY, 2022. [En línea]. Available: [www.h2fly.de](http://www.h2fly.de).
- [100] H2 International, «Launch of Emission-Free Passenger Aircraft Hy4,» H2, Febrero 2016. [En línea]. Available: <https://www.h2-international.com/2016/02/04/launch-of-emission-free-passenger-aircraft-hy4/#more-1042>.
- [101] C. Werwitzke, «H2FLY & Deutsche Aircraft working on regional hydrogen airplane,» *electrive*, Julio 2021. [En línea]. Available: <https://www.electrive.com/2021/07/07/h2fly-deutsche-aircraft-working-on-regional-hydrogen-airplane/>.
- [102] Aero-naves, «H2FLY y Deutsche Aircraft unen fuerzas para el explorar vuelos utilizando combustible a base de hidrógeno,» Aero-naves, [En línea]. Available: <https://aero-naves.com/2021/07/11/h2fly-y-deutsche-aircraft-unen-fuerzas-para-el-explorar-vuelos-utilizando-combustible-a-base-de-hidrogeno/>.
- [103] J. Boatman, «ZeroAvia Breaks Silence on Hydrogen-Powered Matrix,» *FlyingMag*, [En línea]. Available: <https://www.flyingmag.com/zeroavia-hydrogen-powered-matrix/>.
- [104] Flyer, «ZeroAvia flies hydrogen fuel cell Piper Matrix,» Flyer, Agosto 2019. [En línea]. Available: <https://flyer.co.uk/zeroavia-flies-hydrogen-fuel-cell-piper-malibu/>.
- [105] S. Singh, «Why Another Dornier 228 Is Joining ZeroAvia's Hydrogen Program,» *Simple Flying*, Mayo 2022. [En línea]. Available: <https://simpleflying.com/why-another-dornier-228-is-joining-zeroavias-hydrogen-program/>.
- [106] A. Pérez, «Éxito para ZeroAvia en la primera prueba en tierra de su motor de hidrógeno,» *Híbridos y eléctricos*, Agosto 2021. [En línea]. Available: <https://www.hibridosyelectricos.com/articulo/actualidad/zeroavia-exito-primera-prueba-tierra-nuevo-motor-hidrogeno/20210817114617048128.html>.
- [107] M. Gallucci, «ZeroAvia's hydrogen-powered test plane is nearly ready for takeoff,» *Canary Media*, [En línea]. Available: <https://www.canarymedia.com/articles/air-travel/zeroavias-hydrogen-powered-test-plane-is-nearly-ready-for-takeoff>.
- [108] C. Alcock, «ZeroAvia Converts Second Dornier 228 for Hydrogen Propulsion Flight Testing,» *Future Flight*, Mayo 2022. [En línea]. Available: <https://www.futureflight.aero/news-article/2022-05-06/zeroavia-converts-second-dornier-228-hydrogen-propulsion-flight-testing>.
- [109] ZeroAvia, «ZeroAvia,» Mayo 2022. [En línea]. Available: <https://www.zeroavia.com/dornier-228-in-hollister>.
- [110] Aviation Week, «Loganair Visions Electric Island-Hopping Flight First,» *Aviation Week*, Octubre 2018. [En línea]. Available: <https://aviationweek.com/air-transport/loganair-visions-electric-island-hopping-flight-first>.
- [111] D. Perry, «Project Fresson changes track in shift to hydrogen fuel cells,» *Flight Global*, [En línea]. Available: <https://www.flightglobal.com/engines/project-fresson-changes-track-in-shift-to-hydrogen>.

fuel-cells/143087.article.

- [112] D. Ellis, «HydrogenOne invests £7m in Cranfield Aerospace Solutions,» *Energy Digital*, Marzo 2022. [En línea]. Available: <https://energydigital.com/sustainability/hydrogenone-invests-7m-in-cranfield-aerospace-solutions>.
- [113] H3 Dynamics, «element one,» H3 Dynamics, 2018. [En línea]. Available: <https://www.h3dynamics.com/hydrogen-powered-aircraft-solutions>.
- [114] T. Wankewycz, «H3 Dynamics completa la primera góndola para propulsión de aeronaves a hidrógeno del mundo,» *businesswire*, Febrero 2022. [En línea]. Available: <https://www.businesswire.com/news/home/20220210005507/es/>.
- [115] A. Kulikovskiy, «A Physically-Based Analytical Polarization Curve of a PEM Fuel Cell,» *J. Electrochem*, 2014.
- [116] M. Perry, J. Newman y E. Cairns, «Mass Transport in Gas-Diffusion Electrodes: A Diagnostic Tool for,» *J. Electrochem*, 1998.
- [117] M. Eikerling y A. Kornyshev, «Modelling the performance of the cathode catalyst layer of polymer electrolyte,» *J. Electroanal. Chem.*, 1998.
- [118] C. H. Shomate, «A Method for Evaluating and Correlating Thermodynamic Data,» *The Journal of Physical Chemistry*, 1954.
- [119] M. W. J. Chase, «NIST-JANAF Thermochemical Tables,» *J. Phys. Chem*, 1998.
- [120] C. Winnefeld, T. Kadyk, U. Krewer y R. Hanke-Rauschenbach, «Modelling and Designing Cryogenic Hydrogen Tanks in Terms of Aircraft Applications,» *Energies*, 2018.
- [121] J. Leachman, R. Jacobsen, S. Penoncello y E. Lemmon, «Fundamental equations of state for,» *J. Phys. Chem.*, 2009.
- [122] Y. Liu, A. Elham, P. Horst y M. Hepperle, «Exploring vehicle level benefits of revolutionary technology progress via aircraft design and optimization,» *Energies*, 2018.
- [123] L. A.G., «Cryogenic Standard Tanks,» Linde AG, Tacherting, Alemania, 2016.
- [124] Intelligent Energy Ltd., «Ultra Lightweight Fuel Cell Systems—UAV Application Guide,» Intelligent Energy Ltd, Loughborough, Gran Bretaña, 2016.
- [125] Siemens A.G., «Factsheet Rekord-Motor SP260D und Extra 330LE,» Siemens AG, Munich, Alemania, 2017.
- [126] H. Tsuchiya y O. Kobayashi, «Mass production cost of PEM fuel cell by learning curve,» *Int. J. Hydrogen Energy*, 2004.
- [127] H. Tawfik, Y. Hung y D. Mahajan, «Metal bipolar plates for PEM fuel cell-A review,» *J. Power Sources*, 2007.



