

Universidad CEU Cardenal Herrera

Departamento de Matemáticas, Física y Ciencias Tecnológicas



Diseño de una planta de potencia basada en pila de combustible para un vehículo aéreo no tripulado de elevada altitud

TESIS DOCTORAL

Presentada por:
Jordi Renau Martínez

Dirigida por:
Dr. D. Jorge Ángel Barroso Estébanez
Dr. D. Félix Manuel Barreras Toledo
Dr D. Fernando Sánchez López

VALENCIA
2016

TESIS DOCTORAL COMO COMPENDIO DE PUBLICACIONES

La presente tesis se ordena como un **compendio de artículos ya publicados**. Los tres artículos, validados por la comisión de doctorado, se incluyen ya formateados y editados por el autor en el bloque II de la presente tesis por compendio de publicaciones (ver página 87).


El autor de la presente tesis, D. Jordi Renau Martínez, afirma cumplir con el texto de la *Normativa para la ordenación de Tesis Doctorales como compendio de publicaciones en la Universidad CEU Cardenal Herrera*, aprobada por el consejo de gobierno de fecha 7 de junio de 2011. Y que detalla a modo de resumen los siguientes artículos que aplica y reconoce cumplir.

Artículo 1 a) Tres artículos publicados en revistas incluidas en el *Journal Citation Reports* en la primera mitad del listado de la unidad temática que corresponde al trabajo de tesis, a saber: Ingeniería y Energía. Listados en la página siguiente y analizados en la página 19.

Artículo 3 El doctorando es el primer autor de dos de las tres publicaciones, y en la tercera es el primer autor uno de los directores de la tesis.

Artículo 4 Las afiliaciones aparecen en los resúmenes aportados así como en los artículos publicados accesibles desde la propia página web de la editorial.

Artículo 6 Por el que se regula el contenido de la presente tesis por compendio de artículos.

Firmado: 

Alfara del Patriarca, a de de 2016

Listado de artículos incluidos en la tesis por compendio de publicaciones

Título Use of fuel cell stacks to achieve high altitudes in light unmanned aerial vehicles

Fecha de aceptación 19 febrero de 2015

Autores Jordi Renau^(a); Antonio Lozano^(b); Jorge Barroso^(b); José Miralles^(a); Jesús Martín^(b); Fernando Sánchez^(a); Félix Barreras^(b)

Afiliación por autor:

^(a)*Universidad CEU Cardenal Herrera*

^(b)*LIFTEC-CSIC – Universidad de Zaragoza*

Revista International Journal of Hydrogen Energy. Volumen: 40 Número: 42 2nd Euro–Mediterranean Hydrogen Technologies Conference (EmHyTeC2014)

URL <http://dx.doi.org/10.1016/j.ijhydene.2015.02.071>

Título Experimental determination of the heat transfer coefficient for the optimal design of the cooling system of a PEM fuel cell placed inside the fuselage of an UAV

Fecha de aceptación 2 junio de 2015

Autores Jorge Barroso^(b); Jordi Renau^(a); Antonio Lozano^(b); José Miralles^(a); Jesús Martín^(b); Fernando Sánchez^(a); Félix Barreras^(b)

Afiliación por autor:

^(a)*Universidad CEU Cardenal Herrera*

^(b)*LIFTEC-CSIC – Universidad de Zaragoza*

Revista Applied Thermal Engineering. Volumen 89.

URL <http://dx.doi.org/10.1016/j.applthermaleng.2015.06.003>

Título Design and manufacture of a high-temperature PEMFC and its cooling system to power a lightweight UAV for a high altitude mission

Fecha de aceptación 23 diciembre de 2015

Autores Jordi Renau^(a); Jorge Barroso^(b); Antonio Lozano^(b); Andres Nueno^(b); Fernando Sánchez^(a); Jesús Martín^(b); Félix Barreras^(b)

Afiliación por autor:

^(a)*Universidad CEU Cardenal Herrera*

^(b)*LIFTEC-CSIC – Universidad de Zaragoza*

Revista International Journal of Hydrogen Energy. Volume 41

URL <http://dx.doi.org/10.1016/j.ijhydene.2015.12.209>

AUTORIZACIÓN FIRMADA DE LOS
DIRECTORES DE TESIS Y AUTORIZACIÓN
DE LOS AUTORES DE LOS TRABAJOS

2 de Noviembre de 2016

Dr. D. Jorge Ángel Barroso Estébanez, Dr. D. Félix Manuel Barreras Toledo, y Dr. D. Fernando Sánchez López, CERTIFICAN:

- Que como Directores de la Tesis Doctoral de D. Jordi Renau Martínez, aceptan la presentación de la tesis en la modalidad compendio de publicaciones que lleva por Título “Diseño de una planta de potencia basada en pila de combustible para un UAV de elevada altitud”.
- Que los indicadores de calidad de los tres artículos que forman el cuerpo de la Tesis están soportados por la relevancia de las revistas en las áreas en las que se han publicado la investigación. En dos de ellos el doctorando es primer autor y en el otro lo es uno de sus directores de tesis. Los artículos presentados han sido publicados en:
 - 1.- *International Journal of Hydrogen Energy* (índice de Impacto según el JCR de 3,205; posición 28 de 88 en el área “Energía y combustibles”)
 - 2.- *Applied Thermal Engineering* (índice de Impacto según el JCR de 3,043; posición 7 de 132 en el área “Ingeniería mecánica”)
- Que ninguna de las publicaciones incluidas en esta Tesis por compendio de publicaciones ha sido ni será utilizada por otros autores para la realización de una Tesis Doctoral.
- Que la temática expuesta en los trabajos presentados se enmarca dentro de la línea de investigación definida en el proyecto con título: “DISEÑO Y FABRICACION DE UNA PILA PEM ULTRALIGERA DE MEDIANA POTENCIA PARA UNIDAD DE ENERGIA DE UN UAV, Con referencia ENE2012-38642-C02-01”. Este proyecto fue financiado por el Ministerio de Economía y Competitividad, MINECO, y cuyo investigador principal fue el Dr. D. Félix M. Barreras Toledo.

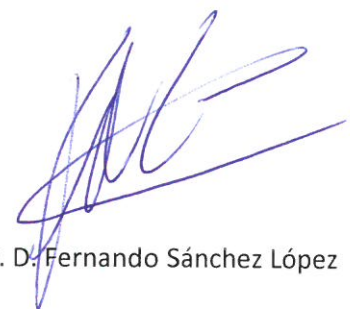
Firmado por los Directores:



Dr. D. Félix M. Barreras Toledo



Dr. D. Jorge Á. Barroso Estébanez



Dr. D. Fernando Sánchez López

Zaragoza y Valencia, 26 de octubre de 2016

Por la presente, nosotros:

D. Andrés Bueno Mairal con DNI 18.048.964-J,
Dr. Félix Manuel Barreras Toledo con DNI 76.924.683-X,
Dr. Jorge Ángel Barroso Estébanez con DNI 73.159.089-E,
Dr . Antonio Lozano Fantoba con DNI 17.209.187-N,
Dr Jesús Martín Yagüe con DNI 25.139.271-H, y
Dr. Fernando Sánchez López con DNI 33.458.340-X

Autorizamos a D. Jordi Renau Martínez a utilizar artículos:

- **Design and manufacture of a high-temperature PEMFC and its cooling system to power a lightweight UAV for a high altitude misión**, publicado en *International Journal of Hydrogen Energy*.
DOI: 10.1016/j.ijhydene.2015.12.209
- **Experimental determination of the heat transfer coefficient for the optimal design of the cooling system of a PEM fuel cell placed inside the fuselage of an UAV**, publicado en *Applied Thermal Engineering*.
DOI: 10.1016/j.applthermaleng.2015.06.003
- **Use of fuel cell stacks to achieve high altitudes in light unmanned aerial vehicles**, publicado en *International Journal of Hydrogen Energy*.
DOI: 10.1016/j.ijhydene.2015.02.071

Como parte de su tesis doctoral, alegando que el doctorando es autor principal de los presentes artículos antes citados.

Andrés Bueno Mairal

Félix Barreras Toledo

Jorge Barroso Estébanez

Antonio Lozano Fantoba

Jesús Martín Yagüe

Fernando Sánchez López

Zaragoza, 24 de octubre de 2016

Por la presente, yo Andrés Bueno Mairal con DNI 18.048.964-J comunico mi renuncia a presentar el artículo, titulado: **Design and manufacture of a high-temperature PEMFC and its cooling system to power a lightweight UAV for a high altitude misión**, publicado en International Journal of Hydrogen Energy, con DOI: 10.1016/j.ijhydene.2015.12.209 como parte de una posible tesis doctoral.



Firmado: Andrés Bueno Mairal

INFORME DEL DEPARTAMENTO Y DE LA COMISIÓN DE DOCTORADO

FERNANDO SÁNCHEZ LÓPEZ, Director del Departamento de Matemáticas, Física y Ciencias Tecnológicas de la Universidad CEU Cardenal Herrera

INFORMA

Que D. Jordi Renau Martínez con DNI número 20.470.810-M, presentó la documentación al Departamento solicitando la autorización del mismo para presentar la Tesis Doctoral como compendio de publicaciones.

La documentación aportada incluye un informe de los directores de Tesis, Profesores Doctores D. Félix Manuel Barreras Toledo, D. Jorge Ángel Barroso Estébanez y D. Fernando Sánchez López autorizando la presentación de la Tesis en esta modalidad.

En el informe se indican los tres artículos que se pretende que formen el cuerpo de la Tesis. En dos de ellos es primer autor y en el otro lo es uno de sus directores de tesis. Los artículos presentados han sido publicados en:

- 1.- International Journal of Hydrogen Energy (índice de Impacto según el JCR de 3,205; posición 28 de 88 en el área "Energía y combustibles")
- 2.- Applied Thermal Engineering (índice de Impacto según el JCR de 3,043; posición 7 de 132 en el área "Ingeniería mecánica")

El informe contiene también un resumen y conclusiones generales del trabajo realizado. La documentación incluye la renuncia expresa de D. Andrés Bueno Mairal, coautor de uno de los artículos, a presentar dicho artículo como parte de su tesis doctoral.

Que, vista la documentación aportada en la reunión del Consejo de Departamento celebrado el Martes 2 de Noviembre de 2016 y comprobado que cumple con los requisitos legales exigidos, se procede a dar conformidad para que se pueda realizar el depósito de la Tesis Doctoral en la modalidad de compendio de publicaciones de acuerdo con las normas que marca la Universidad.

Moncada, 2 de Noviembre de 2016



Handwritten signature and blue stamp of Fernando Sánchez López, Director del Departamento de Matemáticas, Física y Ciencias Tecnológicas de la Universidad CEU Cardenal Herrera.

D.Fernando Sánchez López



CEU
*Universidad
Cardenal Herrera*

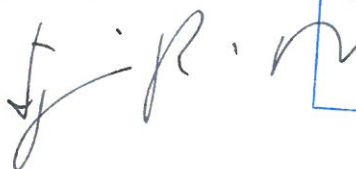

 CEU <i>Universidad Cardenal Herrera</i>
18 NOV. 2016
ENTRADA / SALIDA <i>180</i>
Vicerrectorado de Investigación

IGNACIO PÉREZ ROGER, Presidente de la Comisión de Doctorado de la Universidad Cardenal Herrera-CEU

COMUNICA:

La aprobación por la Comisión de Doctorado reunida el 17 de Noviembre de 2016, de la Tesis de D. Jordi Renau Martínez, titulada "Diseño de una planta de potencia basada en pila de combustible para un UAV de elevada altitud" y dirigida por los Doctores D. Fernando Sánchez López, D. Félix M. Barreras Toledo y D. Jorge Á. Barroso Estébanez., en la modalidad de Compendio de Publicaciones, tras el estudio de los informes de los directores de la misma y la revisión y autorización del Consejo de Departamento de Matemáticas, Físicas y Ciencias Tecnológicas.

Y para que conste a los efectos oportunos, firma la presente en Moncada a diecisiete de Noviembre de dos mil dieciséis.

INFORME SOBRE LA CALIDAD DE LAS PUBLICACIONES

ARTÍCULO I

Título Use of fuel cell stacks to achieve high altitudes in light unmanned aerial vehicles

Fecha de aceptación 19 febrero de 2015

Autores Jordi Renau^(a); Antonio Lozano^(b); Jorge Barroso^(b); José Miralles^(a); Jesús Martín^(b); Fernando Sánchez^(a); Félix Barreras^(b)

Afiliación por autor:

^(a)*Universidad CEU Cardenal Herrera*

^(b)*LIFTEC-CSIC – Universidad de Zaragoza*

Revista International Journal of Hydrogen Energy. Volumen: 40 Número: 42 2nd Euro–Mediterranean Hydrogen Technologies Conference (EmHyTeC2014)

Páginas 14573 – 14583

DOI 10.1016/j.ijhydene.2015.02.071

Cuartil Q2

JIF-2015 3,205

URL <http://dx.doi.org/10.1016/j.ijhydene.2015.02.071>

RESUMEN

El estudio presentado evalúa la viabilidad de la sustitución del motor de combustión interna (MCI) por un motor eléctrico potenciado por una pila de combustible para incrementar la altura de vuelo de un avión no tripulado ligero hasta los 10.000 m. Como primera condición se impone que la pila de combustible pueda suministrar la potencia que requiere el UAV para un vuelo de crucero horizontal a la altura objetivo, lo cual es función de la masa total. En un segundo paso se evalúa si el UAV puede transportar toda la energía necesaria para realizar el ascenso sin exceder la masa máxima, teniendo en cuenta que se debe embarcar tanto el hidrógeno como el oxígeno. Se propone un diseño de pila de combustible especialmente ligera y un sistema de almacenamiento dimensionado con componentes comerciales con el que se asegura la cantidad de energía requerida sin sobrepasar los límites de masa.

Los resultados indican que, según las características aerodinámicas, el UAV es capaz de alcanzar la cota de 10.000 m con la pila de combustible y el almacenamiento de gases propuesto, representado todo de forma gráfica en una serie de ábacos multivariable.

INDICIOS DE CALIDAD

El artículo se publicó en una revista internacional contrastada en el ámbito de la energía y los combustibles, ocupando una posición 28 de 88 en el campo de la “Energía y los Combustibles” (Q2), con un factor de impacto de 3,205 para el año de publicación, 2015.

El artículo ha sido citado, según *Scopus*, en **dos** ocasiones:

- Han, I.S. and Chung, C.B., 2016. Performance prediction and analysis of a PEM fuel cell operating on pure oxygen using data-driven models: A comparison of artificial neural network and support vector machine. *International Journal of Hydrogen Energy*

- Yang, C., Moon, S. and Kim, Y., 2016. A fuel cell/battery hybrid power system for an unmanned aerial vehicle. *Journal of Mechanical Science and Technology*, 30(5), pp.2379-2385.

ARTÍCULO II

Título Experimental determination of the heat transfer coefficient for the optimal design of the cooling system of a PEM fuel cell placed inside the fuselage of an UAV

Fecha de aceptación 2 junio de 2015

Autores Jorge Barroso^(b); Jordi Renau^(a); Antonio Lozano^(b); José Miralles^(a); Jesús Martín^(b); Fernando Sánchez^(a); Félix Barreras^(b)

Afiliación por autor:

^(a) *Universidad CEU Cardenal Herrera*

^(b) *LIFTEC-CSIC – Universidad de Zaragoza*

Revista Applied Thermal Engineering. Volumen 89.

Páginas 1 – 10

DOI 10.1016/j.applthermaleng.2015.06.003

Cuartil Q1

JIF-2015 3,043

URL <http://dx.doi.org/10.1016/j.applthermaleng.2015.06.003>

RESUMEN

El objetivo de esta investigación es calcular el coeficiente de transferencia de calor requerido para el diseño del sistema de refrigeración de una pila de combustible tipo PEM de alta temperatura (HT PEMFC) incorporada en la planta de potencia de un UAV capaz de alcanzar un altitud de 10.000 m.

Los experimentos se realizan en dos túneles rectangulares, con tres factores de forma diferentes, similares a los que se producirán en la integración de la pila de combustible en el UAV. Los cálculos se realizan sobre los fenómenos de transmisión de calor más relevantes (radiación y convección). Los parámetros medidos durante los experimentos son el caudal másico de aire, las temperaturas de entrada y salida de éste y las temperaturas superficiales de las placas bipolares y placas terminales. Se desarrollan diferentes modelos numéricos, resaltando la influencia del número adimensional de Nusselt. Los coeficientes de transmisión calculados para el caudal de aire varían desde los 8 a los 44 W m⁻² K⁻¹.

Los resultados obtenidos a nivel del mar son extrapolados a la altura de vuelo de 10.000 m. Se optimiza la sección de paso del aire para minimizar el consumo de potencia requerido en la refrigeración por medio de un código numérico desarrollado expresamente para la aplicación.

INDICIOS DE CALIDAD

El artículo se publicó en una revista internacional contrastada en el ámbito de la ingeniería y los combustibles, ocupando una posición 7 de 132 en el campo de “Ingeniería mecánica” (Q1), con un factor de impacto de 3,043 para el año de publicación, 2015.

El artículo ha sido citado en **una** ocasión:

- Okumus, E., San, F.G.B., Okur, O., Turk, B.E., Cengelci, E., Kilic, M., Karadag, C., Cavdar, M., Turkmen, A. and Yazici, M.S., 2016. Development of boron-based hydrogen and fuel cell system for small unmanned aerial vehicle. *International Journal of Hydrogen Energy*.

ARTÍCULO III

Título Design and manufacture of a high-temperature PEMFC and its cooling system to power a lightweight UAV for a high altitude mission

Fecha de aceptación 23 diciembre de 2015

Autores Jordi Renau^(a); Jorge Barroso^(b); Antonio Lozano^(b); Andres Bueno^(b); Fernando Sánchez^(a); Jesús Martín^(b); Félix Barreras^(b)

Afiliación por autor:

^(a)Universidad CEU Cardenal Herrera

^(b)LIFTEC-CSIC – Universidad de Zaragoza

Revista International Journal of Hydrogen Energy. Volume 41

Páginas 19702 – 19712

DOI 10.1016/j.ijhydene.2015.12.209

Cuartil Q2

JIF-2015 3,205

URL <http://dx.doi.org/10.1016/j.ijhydene.2015.12.209>

RESUMEN

En este estudio se desarrolla el diseño óptimo de una pila de combustible tipo PEM de alta temperatura (HT-PEMFC) para potenciar un vehículo aéreo no tripulado (UAV) de elevada altitud.

El uso de pilas PEM para cotas por encima de los 10 km crea una serie de problemas adicionales, debidos a la adversas condiciones atmosféricas del entorno. Por esta razón, se requieren nuevas estrategias de control del calor generado por las reacciones electroquímicas. La máxima potencia requerida se determinó resolviendo el problema aerodinámico. Para suministrar ésta, se optimiza un sistema basado en HT-PEMFC, así como el problema de la de refrigeración. Para resolver este problema, se implementa un código numérico utilizando el software EES. Las decisiones adoptadas resultan en una pila de combustible de 40 celdas con un pico de potencia por encima de 1 kW y un peso de 3,65 kg. Adicionalmente, se demuestra que se puede utilizar un sistema de refrigeración pasiva sin ventilador para mantener la temperatura de la pila en 160 °C.

INDICIOS DE CALIDAD

El artículo se publicó en una revista internacional contrastada en el ámbito de la energía y los combustibles, ocupando una posición 28 de 88 en el campo de “Energía y Combustibles” (Q2), con un factor de impacto de 3,205 para el año de publicación, 2015.
El artículo no ha sido citado.

Universidad CEU Cardenal Herrera

Departamento de Matemáticas, Física y Ciencias Tecnológicas



Diseño de una planta de potencia basada en pila de combustible para un vehículo aéreo no tripulado de elevada altitud

TESIS DOCTORAL

Presentada por:
Jordi Renau Martínez

Dirigida por:
Dr. D. Jorge Ángel Barroso Estébanez
Dr. D. Félix Manuel Barreras Toledo
Dr D. Fernando Sánchez López

VALENCIA
2016

Ítaca

Cuando emprendas tu viaje a Ítaca
pide que el camino sea largo,
lleno de aventuras, lleno de experiencias.
No temas a los lestrigones ni a los cíclopes
ni al colérico Poseidón,
seres tales jamás hallarás en tu camino,
si tu pensar es elevado, si selecta
es la emoción que toca tu espíritu y tu cuerpo.
Ni a los lestrigones ni a los cíclopes
ni al salvaje Poseidón encontrarás,
si no los llevas dentro de tu alma,
si no los yergue tu alma ante ti.

Pide que el camino sea largo.
Que muchas sean las mañanas de verano
en que llegues –¡con qué placer y alegría!–
a puertos nunca vistos antes.
Detente en los emporios de Fenicia
y hazte con hermosas mercancías,
nácar y coral, ámbar y ébano
y toda suerte de perfumes sensuales,
cuantos más abundantes perfumes sensuales puedas.
Ve a muchas ciudades egipcias
a aprender, a aprender de sus sabios.

Ten siempre a Ítaca en tu mente.
Llegar allí es tu destino.
Mas no apresures nunca el viaje.
Mejor que dure muchos años
y atracar, viejo ya, en la isla,
enriquecido de cuanto ganaste en el camino
sin aguantar a que Ítaca te enriquezca.
Ítaca te brindó tan hermoso viaje.
Sin ella no habrías emprendido el camino.
Pero no tiene ya nada que darte.

Aunque la halles pobre, Ítaca no te ha engañado.
Así, sabio como te has vuelto, con tanta experiencia,
entenderás ya qué significan las Itacas.

AGRADECIMIENTOS

Después de todo el trabajo de tesis descubro que ésta es, sin duda, mi sección favorita, aquí puedo expresarme de forma libre, sin formalismos, escribiendo directamente para ti, lector, que por una u otra razón has decidido empezar con este volumen. A ti quiero explicarte una cosa sencilla: el cómo he llegado a terminar esta “obra” y ¡gracias a quién!

En una ocasión me dijeron que la gratitud no se puede mostrar con palabras, se debe demostrar con hechos y acciones. Mostrar gratitud es una necesidad humana, como lo es también desear recibirla. Por esa razón quiero dejar aquí estas líneas, que serán una constante en el tiempo y expresar mi gratitud hacia todos los que han sido, están siendo y serán, tanto un apoyo, como una “carga constructiva” a lo largo de mi camino, mi viaje a Ítaca, ambos necesarios e inseparables.

El documento que estás a punto de leer (u ojear) es el resultado de un corto tramo en la travesía total, cuyas vivencias son ahora más reales que otras, tal vez por la intensidad o por la proximidad temporal de las mismas. Sin embargo, no hay que perder el punto de vista desde lo alto, la travesía es enorme y todo el camino anterior ha sido posible por el gran apoyo de mi familia, tanto por la mano de mis padres y sus infinitos “¿has acabado ya?”, como por la bondad de mis abuelos, o bien por los “cariñosos” empujones (físicos y mentales) de mi hermano. A lo que hay que incluir la infinita paciencia de mi mujer, cuya experiencia y tolerancia en el desarrollo de tesis doctorales se incrementa año a año llegando a su máximo con la presente. Sin lugar a dudas, el desarrollo de esta tesis hubiese sido imposible sin su apoyo, sin cometer un infanticidio. ¡Ay!, estos dos pequeños, que cuando crezcan no recordarán absolutamente nada, para ellos también guardo una gratitud infinita, por estar ahí.

Durante este tramo de travesía, me he cruzado y he entablado amistad (o eso creo) con mucha gente, a la que estoy, y estaré, agradecido por su ayuda. Concretamente con la gente del LIF-TEC, donde he podido desarrollar el grueso de mi investigación. En este laboratorio de tierras Mañas se encuentran desde los científicos más capacitados que he conocido, hasta el personal de gerencia y administración más eficaz y entregado con quien he trabajado. Gracias Isabel y gracias Lola. Gracias por tu ayuda Andrés. Gracias a mis dos directores en el terreno, Jorge y Félix, y gracias a Antonio, que no siendo director formal ha trabajado como tal, fusilando y aniquilando de idéntica forma todos mis textos. Gracias por hacerlo tan fácil, por la continua asistencia y por las infinitas correcciones. Habéis conseguido encauzarme en la redacción formal científica, prometo seguir vuestros consejos (e invitaros a una paella anualmente). Y por supuesto, también gracias a Jesús.

De vuelta en la “terreta” no puedo dejar de recordar a Pepe, a quien tengo tanto que agradecer y no podré hacerle llegar. Aun así, gracias Pepe, todavía me queda trabajo para dejar de ser un “enginyer de catàleg”, pero me esforzaré.

Fernando, mi director en la zona de Levante, gracias por tus afiladas correcciones y por verlo tan fácil todo, puro optimismo.

Imposible olvidarme de mis compañeros de departamento, de los viejos y de los nuevos. Jose Vicente, a ti te menciono aquí por tu infinita insistencia en que debía hacerlo, pero también porque te estoy agradecido por toda tu ayuda. Luis, que constantemente aportas sensatez en la investigación. Víctor, que solucionas los problemas de los demás haciéndolos tuyos también. Toni, ya son años ya... Manu, el nuevo, gracias por tu magia. A todos los demás gracias, seguiremos trabajando juntos.

Por último, a todos los colegas de la facultad de Castellón, gracias por vuestras continuas interrupciones y eternos cafés, de los que tanto me quejaba. Pensando fríamente me he dado cuenta que posiblemente eso me haya salvado de un aneurisma cerebral, gracias por vuestro humor.

Jordi Renau
Castellón, diciembre de 2016

RESUMEN

En los últimos años, la industria aeronáutica está mostrando un creciente interés en el desarrollo y uso de vehículos aéreos no tripulados (UAV). Los UAV son cada vez más empleados en el sector militar, donde destacan las plataformas destinadas al reconocimiento de terrenos, las comunicaciones y el espionaje. No obstante, también están aumentando las aplicaciones en el sector industrial y civil, en tareas tales como el mantenimiento de grandes infraestructuras, la vigilancia de cultivos y bosques, la protección de parques naturales, el control de fronteras o para realizar mediciones meteorológicas. Propulsar estos dispositivos mediante sistemas eléctricos es preferible por su mayor eficiencia comparada con la de los motores de combustión interna y la práctica ausencia de emisiones contaminantes.

La presente tesis se centra en la investigación de una nueva planta de potencia basada en pila de combustible con membrana polimérica (PEMFC), estudiando una solución hibridada con un banco de baterías de litio-polímero comercial que permita a un prototipo de UAV ligero elevar su cota de vuelo hasta la alta troposfera (10.000 m). La tesis se presenta como un compendio de artículos publicados, dividida en tres partes. En la **primera**, distribuida en seis secciones, se realiza un resumen de todas las investigaciones que han dado lugar a las publicaciones. La **segunda** contiene el texto adaptado de las publicaciones que conforman la tesis, mientras que en la **tercera** se incluyen como anexos algunos documentos adicionales, así como la información técnica de la MEA (del inglés Membrane Electrode Assembly) utilizada y los planos de las placas diseñadas para la pila.

Para cumplir el objetivo propuesto, durante la tesis se han escrito códigos numéricos específicos que permitieron resolver el problema aerodinámico y realizar un completo análisis energético, obteniendo como resultado la distribución de pesos de los diferentes elementos que conforman el UAV. Las difíciles condiciones de vuelo debidas a la baja presión en la troposfera imponen que la pila de combustible sea de alta temperatura (HT-PEMFC) y cátodo cerrado, ensamblada con membranas de PBI (polibencimidazol) dopadas con ácido fosfórico, lo que permite una temperatura de trabajo de 160 °C. Se ha desarrollado una HT-PEMFC ligera con diseño propio de todos los elementos mecánicos (las placas monopolares, de presión y terminales, el sistema de sellado y el sistema de cierre), excepto los sistemas membrana-electrodo, que son componentes comerciales. Asimismo, se ha resuelto el problema térmico combinando medidas experimentales y simulaciones numéricas con un código propio y se ha diseñado un sistema de refrigeración pasivo con un consumo mínimo de potencia. Los estudios han concluido que la planta de potencia más eficiente y estable es una híbrida formada por la HT-PEMFC y un banco de baterías de litio-polímero. Finalmente, para minimizar el peso total del sistema, se ha propuesto una planta de potencia híbrida con un sistema electrónico de potencia con regulación pasiva.

Este trabajo se enmarca dentro del proyecto de investigación fundamental no orientada titulado "*Diseño y fabricación de una pila PEM ultraligera de mediana potencia para unidad de energía de un UAV*" subvencionado por la Secretaría de Estado para la investigación del Ministerio de Economía y Competitividad del Gobierno de España (Ref: ENE2012-38642-C02- 01/CON).

RESUM

En els darrers anys, la indústria aeronàutica està manifestant un creixent interès en el desenvolupament i l'ús de vehicles aeris no tripulats (UAV). Els UAV estan sent emprats cada vegada amb més assiduitat en el sector militar, on predominen les plataformes destinades al reconeixement de terrenys, les comunicacions i l'espionatge. No obstant això, també estan incrementant-se les aplicacions en el sector industrial i civil, en tasques com ara el manteniment de grans infraestructures, la vigilància de cultius i boscos, la protecció de parcs naturals, el control de fronteres o la realització de mesuraments meteorològics. Propulsar aquests dispositius mitjançant sistemes elèctrics és preferible per la seua major eficiència comparada amb la dels motors de combustió interna i la pràctica absència d'emissions contaminants. No obstant això, la potència requerida no sempre és compatible amb les limitacions imposades per la massa total que pot desplaçar-se en vol.

L'objectiu de la present investigació és el desenvolupament d'una nova planta de potència basada en pila de combustible amb membrana polimèrica (PEMFC), estudiant una solució híbrida amb un banc de bateries de liti-polímer comercial que permeti a un prototip de UAV lleuger elevar la seua cota de vol fins a l'alta troposfera (10.000 m). La tesi es presenta com un compendi d'articles publicats, dividida en tres parts. En la **primera**, distribuïda en sis seccions, es realitza un resum de totes les investigacions que han donat lloc a les publicacions. La **segona** conté el text adaptat de les publicacions que conformen la tesi, mentre que a la **tercera** s'inclouen com a annexos alguns documents addicionals, la informació tècnica de la MEA (de l'anglès "Membrane Electrode Assembly") utilitzada i els plànols de les plaques dissenyades per a la pila.

Per complir l'objectiu proposat, durant la tesi s'han escrit codis numèrics específics que han permès resoldre el problema aerodinàmic i realitzar una completa anàlisi energètica, obtenint com a resultat la distribució de pesos dels diferents elements que conformen el UAV. Les difícils condicions de vol a causa de la baixa pressió a la troposfera exigeixen que la pila de combustible siga d'alta temperatura (HT-PEMFC) i càtode tancat, acoblada amb membranes de PBI (polibencimidazol) dopades amb àcid fosfòric, la qual cosa permet una temperatura de treball de 160 °C. S'ha desenvolupat una HT-PEMFC lleugera amb disseny propi de tots els elements mecànics (les plaques monopolars, de pressió i terminals, el sistema de segellat i el sistema de tancament), excepte els sistemes membrana-elèctrode, que són components comercials.

Així mateix, s'ha resolt el problema tèrmic combinant mesures experimentals i simulacions numèriques amb un codi propi i s'ha dissenyat un sistema de refrigeració passiu amb un consum mínim de potència. Els estudis han conclòs que la planta de potència més eficient i estable és una híbrida, constituïda per la HT-PEMFC i un banc de bateries de liti-polímer. Finalment, per minimitzar el pes total del sistema, s'ha proposat una planta de potència híbrida amb un sistema electrònic de potència amb regulació passiva.

Aquest treball s'emmarca dins del projecte de recerca fonamental no orientada titulat "*Disseny i fabricació d'una pila PEM ultralleugera de mitjana potència per unitat d'energia d'un UAV*" subvencionat per la Secretaria d'Estat per a la investigació del Ministeri d'Economia i Competitivitat del Govern d'Espanya (Ref: ENE2012-38642-C02-01/CON).

ABSTRACT

In recent years, the aeronautical industry has shown growing interest in the development and use of unmanned aerial vehicles (UAVs). UAVs are increasingly used in the military sector for different missions such as reconnaissance, communications and espionage. However, applications in the industrial and civil sectors are also increasing in tasks such as maintenance of large infrastructures, monitoring crops and forests, etc. Propelling these devices with electrical systems is preferable because they are more efficient than internal combustion engines, and are essentially free of pollutant emissions.

The present thesis is focused on research with respect to a new power plant (PP) based on a polymer electrolyte membrane fuel cell (PEMFC), considering a hybrid solution with commercial lithium-polymer (LiPo) batteries that allow an existing prototype of light UAV to reach an altitude of 10,000 m. The thesis is presented as a compendium of published articles, structured in three parts. In the **first part**, divided into six sections, all the research developed to reach the proposed objectives is summarized. The **second part** encloses the adapted text of the three published papers. Meanwhile, the **third part** contains some additional documents, the technical information of the membrane electrode assembly (MEA) used (provided by the manufacturer), and the plans of the designed plates that comprise the PEM fuel cell stack.

During the research performed, specific numerical codes have been developed to solve the aerodynamic problem and to perform a complete energy analysis. The mass distribution of the different components that make up the UAV have been obtained. With these results, the maximum mass that can be carried on board has been calculated, as well as the mass distribution among the different elements that form the power plant. The very harsh flight conditions due to the low troposphere pressure impose a closed-cathode high-temperature PEM fuel cell (HT-PEMFC). It is formed of PBI (polybenzimidazole) membranes doped with phosphoric acid, with a working temperature of 160 °C. At the same time, both hydrogen and oxygen have to be carried on board. In this thesis, all the mechanical elements of the stack (the monopolar, pressure and end plates, the sealing system, and the closing system) have been specifically designed, except the membrane-electrode assemblies, which are commercially available. Besides, the thermal problem has been solved by combining experimental measurements and numerical simulations with a proprietary code. As a result, a passive cooling system with minimum power consumption has been designed. The studies have concluded that the most efficient and stable power plant is a hybrid one, formed by the HT-PEMFC and a bank of lithium-polymer batteries. Finally, in order to minimize the total weight of the system, an HPP with passive power electronics has been considered.

This work is framed within the basic research project “*Design and manufacture of a ultra-light medium power PEM stack for an UAV power plant*” funded by the Secretary of State for Research of the Economy and Competitiveness Ministry of the Spanish Government (Ref: ENE2012-38642-C02- 01/CON).

ÍNDICE GENERAL

Agradecimientos	iii
Resumen	v
Resum	vii
Abstract	ix
Índice de figuras	xviii
Índice de tablas	xx
Nomenclatura	xxi
I Introducción y resumen de la tesis por compendio de publicaciones	1
1 Introducción y Fundamentos Generales	1
1.1 Introducción general	1
1.2 Uso de las pilas de combustible en los UAVs	3
1.3 Objetivo y motivación de la tesis	5
1.3.1 Motivación de la investigación	5
2 El problema aerodinámico	9
2.1 Introducción al problema de diseño	9
2.2 Cálculo de la potencia necesaria	11
2.2.1 Consideraciones iniciales	11
2.2.2 Ecuaciones de la mecánica de vuelo	12
2.2.3 Potencia estimada para la misión	18
2.3 Limitación por energía disponible	20
2.4 Limitación por potencia disponible	21
3 Análisis energético	23
3.1 Introducción	23
3.2 Modelo de estimación de la masa del UAV	23
3.2.1 Masa del fuselaje y estructura	24
3.2.2 Masa del motor y auxiliares	25
3.2.3 Masa del sistema de almacenamiento energético	26
3.2.4 Masa de la pila de combustible	31

3.3	Balance energético	33
3.3.1	Planteamiento del problema	33
3.3.2	Resultados de las iteraciones	36
3.4	Análisis energético del diseño de PdP propuesta	38
3.5	Actualización del diseño del stack del UAV	39
4	La pila de combustible	41
4.1	Introducción	41
4.1.1	Tecnología de pila de combustible seleccionada	41
4.2	Diseño de las placas monopolares	42
4.2.1	Geometría de flujo propuesta	42
4.2.2	Suministro de gases	43
4.2.3	Caída de presión en los canales y colectores	44
4.3	Sistema de cierre y sellado	45
4.3.1	Sistema de cierre del stack	46
4.4	Sistema de enfriamiento propuesto	47
4.4.1	Determinación del coeficiente de transferencia de calor	49
4.4.2	Consumo del sistema de enfriamiento	52
4.5	Dimensionado y fabricación del stack	53
4.5.1	Dimensionado del stack	53
4.5.2	Construcción de la pila de combustible	54
4.5.3	Acondicionamiento del stack del UAV	55
4.5.4	Curva característica del stack del UAV	56
4.6	Actualización del diseño del stack del UAV	57
5	La planta de potencia	59
5.1	Introducción	59
5.1.1	Tipos de planta de potencia	60
5.2	Descripción de la planta de potencia utilizada	62
5.3	Dimensionado del banco de baterías	64
5.4	Descripción de los circuitos y placas electrónicas	66
5.5	Pruebas en el banco de ensayos	68
5.5.1	Ensayo del comportamiento estacionario	68
5.5.2	Ensayo del comportamiento dinámico de diferentes PdP	70
5.5.3	Ensayo de larga duración de la PdP híbrida	73
5.6	Análisis de consumos y eficiencias en la simulación de vuelo	77
6	Conclusiones y trabajo futuro	79
6.1	Conclusiones	79
6.2	Trabajo futuro	82
II	Artículos publicados	85
I	Use of fuel cell stacks to achieve high altitudes in light unmanned aerial vehicles	87
	Resumen del artículo en español	87
I.1	Introduction	90
I.2	Determination of the minimum required power	91
I.3	Service ceiling and available energy	96

I.4	Fuel cell stack	97
I.5	Gas storage system	98
I.6	Conclusions	101
I.7	Acknowledgments	102
II	Experimental determination of the heat transfer coefficient for the optimal design of the cooling system of a PEM fuel cell placed inside the fuselage of an UAV	103
	Resumen del artículo en español	103
II.1	Introduction	106
II.2	Heat transfer analysis	108
II.3	Experimental set up	109
	II.3.1 Fuel cell stack	109
	II.3.2 Wind tunnels	110
	II.3.3 Experimental measurements	112
II.4	Results and Discussion	113
	II.4.1 Heat transfer coefficient models	114
	II.4.2 Model validation	116
	II.4.3 Optimization of the cooling flow section	117
II.5	Conclusions	119
II.6	Acknowledgments	120
III	Design and manufacture of a high-temperature PEMFC and its cooling system to power a lightweight UAV for a high altitude mission	121
	Resumen del artículo en español	121
III.1	Introduction	124
III.2	Design of the stack	125
	III.2.1 Monopolar plates and flowfield geometries	126
	III.2.2 Reactant gases feeding system	127
	III.2.3 Sealing and closing systems	127
	III.2.4 Assembling and formation of the stack	128
III.3	Cooling System	129
	III.3.1 The 1D numerical model	130
	III.3.2 Optimization of the coolant flow cross-section	132
III.4	Results	133
	III.4.1 Electrical performance of the HT-PEMFC stack	133
	III.4.2 Cooling system	134
III.5	Conclusions	138
III.6	Acknowledgements	139
III	Anexos	141
A	Características del prototipo de UAV objeto de estudio	143
B	Atmósfera Estándar Internacional	145
B.1	Temperatura atmosférica estándar	145
B.2	Presión atmosférica estándar	146
B.3	Densidad atmosférica estándar	146

C	Mecánica de vuelo	149
C.1	Principios de aerodinámica	149
C.1.1	Sistemas de referencia	149
C.1.2	Fuerzas aerodinámicas	150
C.2	Ecuaciones generales	153
C.2.1	Hipótesis de cálculo simplificado	153
C.2.2	Vuelo en crucero	154
C.2.3	Vuelo de escalada	157
C.2.4	Ascenso por potencia creciente	158
C.2.5	Vuelo a potencia constante	161
C.3	Análisis de las diferentes formas de ascenso	162
D	Compresibilidad de los gases reactantes	165
D.1	Gases ideales	165
D.2	Gases reales	165
D.3	Factor de compresibilidad	167
E	Membrana polimérica de alta temperatura	169
F	Planos de las placas del Stack	193
	Referencias	202

ÍNDICE DE FIGURAS

1.1	Tecnología de propulsión aeronáutica	1
1.2	UAV de <i>Medavia S.L.</i>	6
1.3	Curvas de potencia necesaria y potencia disponible según el tipo de planta	6
2.1	Definición del problema de diseño de la PdP	10
2.2	Ensayo dinámico sobre la hélice del UAV (APC 14x12 E)	11
2.3	Ejes y fuerzas aerodinámicas longitudinales	13
2.4	Sistema de ejes y fuerzas según la hipótesis de vuelo con estabilidad longitudinal	13
2.5	Sistema de fuerzas para el vuelo horizontal y ascendente	14
2.6	Perfil de vuelo programado	15
2.7	Potencias y altura ganada según estrategia de escalada	19
2.8	Velocidad ascensional máxima del UAV a potencia constante	19
2.9	Energía necesaria en la hélice (Wh) para un ascenso con potencia constante de 422,5 W	20
2.10	Altura y alcance para una energía disponible de 1.000 Wh	21
3.1	Relación masa volumen para botellas tipo IV	29
3.2	Contenido de H_2 en masa para botellas tipo IV	29
3.3	Diferentes elementos de una celda	31
3.4	Celtec P1100	32
3.5	Masa estimada de la pila de combustible	33
3.6	Curva de polarización obtenida en los laboratorios del LIFTEC-CSIC	34
3.7	Diagrama de iteración en el análisis energético de la PdP	35
3.8	Mapa de operaciones de la HT PEMFC de aluminio	35
3.9	Mapa de soluciones a la PdP con HT PEMFC de aluminio	37
3.10	Botellas de material compuesto tipo IV	38
3.11	Incremento de la energía específica con la presión	39
3.12	Mapa de soluciones a la PdP con HT PEMFC de grafito	39
4.1	Geometría de flujo de gases de la placa diseñada	43
4.2	Canales de distribución de gases de la placa diseñada	44
4.3	Junta de silicona oxímica Loctite 5910	46
4.4	Placas terminales y de presión	47
4.5	Esquema de la cámara de refrigeración	48
4.6	Prototipo de cámara de refrigeración	48
4.7	Materiales utilizados para el experimento de determinación del coeficiente de convección	51
4.8	Resultados experimentales obtenidos, Nusselt y temperatura en el metal	52
4.9	Resultados experimentales obtenidos, potencia y caudal de aire	52

4.10	Resultados del diseño inicial del stack para la potencia necesaria	54
4.11	Pila de combustible desarrollada en el LIFTEC	55
4.12	Curva de polarización de la pila de combustible de 40 celdas	56
4.13	Fotografías de las placas empleadas	57
4.14	Diseño del stack para 30 celdas en aluminio y en grafito	58
5.1	Arquitecturas de hibridación ICE—baterías	60
5.2	Curvas de comportamiento en corriente de la PdP híbrida	61
5.3	Esquema de la planta de potencia del UAV	63
5.4	Reparto de masas en el UAV	64
5.5	Operación teórica de la planta híbrida formada por la pila y un banco de baterías 10S1P	65
5.6	Placa principal de potencia	66
5.7	Placas prototipo de gases y temperatura	67
5.8	Placas de control y toma de datos	67
5.9	Placa prototipo de alimentación de componentes	68
5.10	Curvas de potencias frente a corriente de la PdP híbrida	69
5.11	Eficiencias de la PdP híbrida	70
5.12	Curva de potencia demandada en el bus durante los tres experimentos	71
5.13	Curvas de respuesta en voltaje	72
5.14	Curvas de respuesta en corriente	72
5.15	Curvas de potencia entregada por los elementos de la PdP	73
5.16	Curvas de potencia generada durante el ensayo	74
5.17	Curvas características de la PdP del UAV	75
5.18	Detalle del voltaje de la pila de combustible durante la etapa $e3$	77
5.19	Ascenso simulado del UAV	78
I.1	Different forces applied on the ascending flight of an aircraft	92
I.2	Minimum required power for steady horizontal flight at 10.000 m as a function of the total UAV mass	94
I.3	Flight ceiling as a function of UAV total mass for a thrusting power of 422,5 W	95
I.4	Required power as a function of altitude for different constant RC . The dotted lines display the net power available in the propeller supplied by an ICE (de- creasing line) and by a fuel cell (horizontal line)	95
I.5	Ascending flight for constant rate of climb RC (dotted lines) and for constant power (maximized RC)	96
I.6	Maximum height as a function of mass for different available energy	97
I.7	Experimental polarization curve for a single cell with a Celtec TM -P 1100 MEA	98
I.8	Block diagram of the powertrain (a), and energy losses in the different elements (b)	99
I.9	Required O_2 and H_2 volumes stored at 500 bar as a function of height for an UAV of 16 kg	100
I.10	Multi-parameter plot relating service ceiling, range, engine power and RC (con- stant) for a total hydrogen volume of 4 l at 500 bar	101
I.11	Multi-parameter plot relating service ceiling, range and engine power (constant) for a total hydrogen volume of 4 l at 500 bar	102
II.1	Photo of the UAV considered in the present research	106
II.2	Polarization curve of a single cell	110

II.3	Sketch of the 40-cells stack with a zoomed-in section of one of the cells indicating the exchange of gases and heat transfer	111
II.4	Device used in heat transfer experiments	112
II.5	Images of the two wind tunnels used in the experiments taken from the exit zone. The positioning of the different instruments can also be observed	112
II.6	Example of the measurement procedure	113
II.7	Relation between Nu and Re numbers for the three form factors	115
II.8	Dependence of the non-dimensional groups collapsed into two straight lines	116
II.9	Metal temperature as a function of the air flow rate. Lines represent the predicted metal temperature at sea level, while symbols represent the experimental measurements. Error bars show the standard deviation	117
II.10	Cooling air flow rate (dotted lines) and Reynolds number (solid lines) for two different heat released powers. Grey color corresponds to 500 W, and black to 600 W	118
II.11	Behavior of the power consumption of the air cooling system	118
II.12	Behavior of air volumetric flow rate	119
III.1	Sketch of the channels side of monopolar plates	126
III.2	Lowered step machined in the back side of the plates to supply reactant gases to the flowfield geometry	127
III.3	Different photos of pressure-transmitter and endplates used in the stack	128
III.4	Photos showing different stages of the assembling procedure of the stack inside the greenhouse (a) and (b), as well as the stack closed (c) ready to start the conditioning procedure at the test bench	129
III.5	Polarization curve of the HT-PEMFC stack with the operational point during the climb	133
III.6	Behavior of the power consumption of the air cooling system as a function of the form factor at different flying altitudes	135
III.7	Behavior of the air flow rate needed to keep the stack temperature at 160 °C as a function of the flying altitude and the air cooling thickness	136
III.8	Air velocity as a function of the flying altitude for various air cooling thickness	136
III.9	Temperature difference for the air cooling thickness of 16 mm as a function of the flying altitude	137
III.10	Scheme of the modified fuselage in order to include the stack and the passive air cooling system	138
A.1	UAV de Medavia S.L.	143
B.1	Temperatura atmosférica ISA	145
B.2	Presión atmosférica ISA	146
B.3	Densidad atmosférica ISA	147
C.1	Ejes y superficies de control para el vuelo del UAV	149
C.2	Representación de las fuerzas aerodinámicas	150
C.3	Sistema de ejes y fuerzas – Estabilidad longitudinal	151
C.4	Coeficiente de sustentación para S4233 mod.	152
C.5	Coeficiente de resistencia para S4233 mod.	153
C.6	Vuelo de crucero, fuerzas simplificadas	154
C.7	Curva L/D	155

C.8	Vuelo en ascenso, fuerzas simplificadas	157
C.9	Ascenso a potencia creciente. RC constante	159
C.10	Valor de RC en función de la altura, según el método de ascenso	162
D.1	Compresión del hidrógeno como gas real y como gas ideal	168
D.2	Compresión del oxígeno como gas real y como gas ideal	168

ÍNDICE DE TABLAS

1.1	Clasificación UAV según capacidades	3
2.1	Parámetros de cálculo del UAV	9
2.2	Coefficientes aerodinámicos óptimos	14
2.3	Potencia mínima necesaria para el vuelo de crucero	18
2.4	Potencia mínima necesaria para el vuelo de ascenso	18
2.5	Tiempo y energía en el ascenso del UAV	20
3.1	Densidad del hidrógeno y oxígeno comprimido (ρ_{gas}^P)	27
3.2	Factor de descarga de las botellas	27
3.3	Componentes fijos del SAG (m_f^{gas}) para presiones inferiores a 300 bar	28
3.4	Voltaje ideal para una pila de combustible tipo PEM	31
3.5	Masa estimada por componente de la pila de combustible	33
3.6	Espesor estimado por componente de la pila	33
4.1	Presión y viscosidad a las condiciones de presión y temperatura	45
4.2	Pérdidas de carga en los canales de las placas ($0,45 A cm^{-2}$)	45
4.3	Rango de valores de los parámetros calculados	51
4.4	Velocidad del UAV y del aire en el interior para un espesor de circulación de 16 mm	53
4.5	Puntos de operación del diseño de stack inicial	54
5.1	Potencias requeridas en diferentes puntos de la PdP	64
I.1	Summary of the main characteristic of the UAV	91
I.2	Summary of the main equations obtained from the aerodynamic analysis	93
I.3	Gas storage cylinders considered in the analysis	100
II.1	Value ranges for the non-dimensional groups	114
II.2	Value range for some of the calculated parameters	114
III.1	Velocities of the UAV and the air cooling flow at different flying altitudes for the air cooling thickness of 16 mm	138
A.1	Masas del UAV de Medavia S.L.	143
A.2	Características geométricas del UAV de Medavia S.L.	144
A.3	Características aerodinámicas del UAV de Medavia S.L.	144
A.4	Planta de potencia del UAV de Medavia S.L.	144
B.1	Condiciones ISA a nivel del mar	145
D.1	Constantes de la ecuación de estado de Van der Waals	166

D.2	Punto crítico del hidrógeno y el oxígeno	166
D.3	Factor de compresibilidad del oxígeno y del hidrógeno gaseosos	167
D.4	Densidad de almacenamiento para el oxígeno y el hidrógeno a presión	167

NOMENCLATURA

- η_D Eficiencia de descarga de la botella comprimida, página 27
- η_E Eficiencia desde la hélice hasta las botellas de gases reactantes, página 30
- η_P Eficiencia de consumo de gas debida a las purgas, página 27
- η_{DC} Eficiencia de la cadena de acondicionamiento de potencia, página 30
- η_{EQ} Rendimiento electroquímico de la pila de combustible, página 30
- η_{FC} Rendimiento electroquímico incluyendo los consumos parásitos de la pila de combustible, página 30
- η_{par} Rendimiento por consumos parásitos de la pila de combustible, página 30
- γ Ángulo de inclinación de la trayectoria de vuelo (rad), página 16
- ρ_{gas}^P Densidad volumétrica del gas a la presión P ($g\ l^{-1}$), página 27
- E_A Energía aerodinámica requerida para el ascenso del UAV (Wh), página 30
- f_D Factor de descarga del gas de la botella, página 27
- FC_h Planta de potencia híbrida pila de combustible – baterías, página 71
- FC_s Planta de potencia con únicamente una pila de combustible, página 71
- FC_{sc} Planta de potencia híbrida pila de combustible – supercondensadore, página 71
- HALE* High Altitude Long Endurance, página 4
- HT – PEMFC* Pila de combustible tipo PEM de alta temperatura, página 5
- m Masa del UAV (kg), página 16
- m_{ele} Masa de la electrónica de control (kg), página 25
- m_{FC} Masa de la pila de combustible (kg), página 32
- m_{mot} Masa del motor y auxiliares (kg), página 25
- m_{pa} Masa de la plataforma aérea (kg), página 24
- m_{SAG} Masa del sistema de almacenamiento de gases (kg), página 28
- MCI* Motor de combustión interna, página 5

n_c	Número de celdas de la pila de combustible, página 30
P	Potencia aerodinámica (W), página 15
P_{Bat}	Potencia entregada por el banco de baterías (W), página 69
P_{bus}	Potencia en el bus DC (W), página 69
P_{FC}	Potencia generada por la pila de combustible (W), página 69
PdP	Planta de potencia, página 4
RC	Velocidad ascensional o tasa de ascenso ($m s^{-1}$), página 16
UAS	Unmanned Aerial System, página 2
UAV	Unmanned Aerial Vehicle, página 2
V	Voltaje en terminales de la pila de combustible, página 30

I

INTRODUCCIÓN Y RESUMEN DE LA TESIS
POR COMPENDIO DE PUBLICACIONES

SECCIÓN 1

INTRODUCCIÓN Y FUNDAMENTOS GENERALES

1.1 INTRODUCCIÓN GENERAL

El crecimiento de aplicaciones que usan el hidrógeno como vector energético abre las puertas de la llamada *economía del hidrógeno* [1], basada en la producción descentralizada de este combustible desde fuentes de energía renovable. Este crecimiento permitiría allanar el camino de la lucha contra el cambio climático, cuyas principales causas son la quema de combustibles fósiles.

La aviación comercial y civil es uno de los principales consumidores de combustible a nivel mundial, y por tanto una de las principales fuentes del cambio climático, así como de la destrucción de la capa de ozono [2]. La sustitución de los combustibles por otros alternativos como el biocombustible o el hidrógeno son vías estudiadas para la aviación general sobre las que todavía hacen falta más inversiones e investigación [4, 5].

El diagrama de la figura 1.1 relaciona la tecnología utilizada en la planta de potencia con las capacidades de la aeronave que la integra, a saber, la altura y la velocidad que es capaz de alcanzar, expresada como la velocidad verdadera (TAS). La totalidad de las plantas de propulsión representadas son sistemas que utilizan combustibles convencionales cubriendo el amplio espectro de las capacidades. La propulsión eléctrica, incluida en el diagrama, no hace referencia a ninguna superficie acotada, debido a que, como indican los autores Roskam *et al.* [3], la tecnología está disponible para todo el rango de altura pero a bajas velocidades, ideal para plataformas de gran envergadura tipo velero. Como desventaja destacan la baja potencia y energía específica de la tecnología. No obstante, el libro es una publicación de 1997, la evolución, en términos de

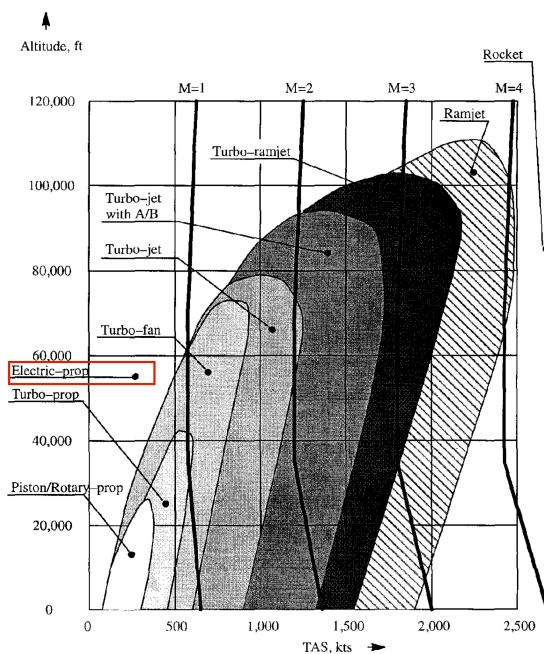


Figura 1.1: Tecnología de propulsión aeronáutica [3]

disponible para todo el rango de altura pero a bajas velocidades, ideal para plataformas de gran envergadura tipo velero. Como desventaja destacan la baja potencia y energía específica de la tecnología. No obstante, el libro es una publicación de 1997, la evolución, en términos de

energía específica, de las baterías desde entonces hasta ahora ha sido exponencial [6, 7]. Por ello, el uso de los sistemas de propulsión eléctrica actualmente es considerado una solución para mejorar la eficiencia y reducir las emisiones directas [8]. De hecho, cualquier mejora en la eficiencia del consumo de energía conlleva una reducción de las emisiones.

Para diferenciar el grado de implantación de la energía eléctrica se utilizan las siglas *aEA* del inglés “*all Electric Aircraft*”, para hacer referencia a las aeronaves con propulsión eléctrica, y *mEA*, también del inglés: “*more Electric Aircraft*”, para las aeronaves en las que los sistemas secundarios son eléctricos, es decir, dejan de ser neumáticos o hidráulicos para ser movidos por elementos servo-eléctricos, como los alerones o los timones [8]. En ambos casos, cuando se habla de fuentes eléctricas se consideran tanto las **baterías** o los **supercondensadores**, como las **pilas de combustible** o la energía solar **fotovoltaica**.

El desarrollo de los sistemas en plataformas *mEA* es uno de los primeros planteamientos de la industria, por su relativa sencillez de implantación [9–12]. La sustitución de sistemas tradicionalmente hidráulicos por nuevos sistemas de control eléctricos permite alcanzar reducciones en peso de hasta un 10% según Hoffman *et al.* [13], lo que redundará en una mayor autonomía. Adicionalmente, se reduce el coste del mantenimiento de la aeronave al disminuir el número de piezas móviles, y de sustitución más sencilla. Pero, en este caso, son interesantes las pilas de combustible que son capaces de aprovechar los combustibles convencionales como las pilas SOFC con reformado interior [14].

La propulsión de las aeronaves convencionales exige una gran potencia, por lo que los diseños de las plataformas *aEA* actuales se centran, sobre todo, en desarrollos de aviación no tripulada. Esto se debe a la importante reducción de peso que supone el no llevar tripulación a bordo, junto con todo el material auxiliar requerido por ésta. Este concepto se conoce por sus siglas en inglés como UAV, de “*Unmanned Aerial Vehicle*”. Una buena definición de UAV es la que ofrece Peter van Blyenburgh, fundador de la *European Unmanned Vehicle Systems Association (EURO UVS)* [15]:

Del inglés *Unmanned Aerial Vehicle*, es un vehículo aéreo no tripulado reutilizable, que puede ser dirigido de forma automática, semi-automática o controlado de forma remota. Diseñado para alguna tarea o misión determinada.

El uso del acrónimo UAV hace referencia a la plataforma aérea, es decir, al avión, aunque debe entenderse como un concepto extensivo de UAS, por sus siglas en inglés: *Unmanned Aerial System* tal y como explica Reg Austin [16]. Dicho sistema lo integran, además de la plataforma aérea, las estaciones en tierra, así como las instalaciones de mantenimiento y de transporte necesarias.

Van Blyenburgh clasifica los UAVs en función de su altura de vuelo y su autonomía (*endurance*) como Micro, Tácticos, Estratégicos, y para Misiones Especiales. Dentro de cada grupo se clasifican, a su vez, por categorías, las cuales se resumen en la tabla 1.1, donde se ha respetado la nomenclatura original en inglés por coherencia con la literatura.

La utilidad de los UAVs está muy demostrada en el sector militar, donde destacan las plataformas destinadas al reconocimiento de terrenos, las comunicaciones, el espionaje y la detección de enemigos y objetivos. La gran variedad de misiones exige también una gran variedad de sistemas y plataformas que van desde los Micro hasta los sistemas HALE (*High Altitude Long Endurance*) [17, 18]. No obstante, hay un creciente interés de los sistemas UAVs para el sector

Categoría	Abreviatura	Alcance (m)	Altura (m)	Autonomía (h)
Micro o Mini UAVs				
Micro	<i>n</i>	<10	250	1
Mini	<i>M</i>	<10	350	>2
UAVs Tácticos				
Close Range	<i>CR</i>	10 y 30	3.000	2 y 4
Short Range	<i>SR</i>	30 y 70	3.000	3 y 6
Medium Range	<i>MR</i>	70 y 200	3.000 y 5.000	6 y 10
MR Endurance	<i>MRE</i>	>500	5.000 y 8.000	10 y 18
Low Altitude Deep Penetration	<i>LADP</i>	>250	50 y 9.000	0,5 y 1
Low Altitud Endurance	<i>LAE</i>	>500	3.000	>24
Medium Altitude Long Endurance	<i>MALE</i>	>500	5 y 8.000	24 y 48
UAVs Estratégicos				
High Altitude Long Endurance	<i>HALE</i>	>1.000	15.000 y 20.000	24 y 48
Uninhabited Combat Aerial Vehicle	<i>UCAV</i>	+/- 400	<20.000	+/- 2
UAVs Misiones especiales				
Offensive	<i>LETH</i>	300	3 y 4.000	3 y 4
Decoys	<i>DEC</i>	0 y 500	50 y 5.000	>4

Tabla 1.1: Clasificación UAV según capacidades

industrial y civil, centrado en actividades como el mantenimiento de grandes infraestructuras, la fotografía aérea, la vigilancia de cultivos, bosques y la protección de los parques naturales [19], así como en ámbitos de la protección civil como guardacostas, tráfico y control de fronteras e incluso para la realización de mediciones meteorológicas [16, 20]. Para poder afrontar todas estas aplicaciones se necesitan una variedad de categorías que van desde el Micro o Mini UAVs, hasta sistemas de Medium Range (*MR*) para las tareas de protección civil.

1.2 USO DE LAS PILAS DE COMBUSTIBLE EN LOS UAVS

La mayoría de los desarrollos comerciales de UAV están basados en motores de combustión interna o reactores, debido a que son usados en el sector militar, el cual demanda equipos fiables y con tecnologías maduras [16]. No obstante, en función del tipo de vehículo, la energía eléctrica puede ser una opción o la única opción de suministro a bordo. Es en este caso cuando el uso de las **baterías** está muy extendido. Sin embargo, presenta limitaciones en cuanto a la autonomía alcanzable. Para solucionar el problema de la autonomía y otros derivados, se utilizan los sistemas híbridos basados en pila de combustible con los que se aumenta la **potencia y la energía específica** del sistema comparado con las baterías, se obtiene una mayor **flexibilidad** en el combustible utilizado y se dispone de un sistema de **abastecimiento redundante**, con lo que se aporta mayor seguridad en la operación [21].

Uno de los primeros pasos en el uso del hidrógeno en UAVs lo da AeroVironment Inc. en 2003

con un proyecto subvencionado por DARPA: *Hornet Micro Air Vehicle*, con un vuelo accidentado de únicamente 15 min. A pesar de ello, los esfuerzos en este campo continúan, y se obtienen buenos resultados, como por ejemplo el proyecto de UAV *Puma*, también de AeroVironment, con el que alcanzaron las 5 h de vuelo con pila de combustible frente a las 2,5 h del mismo modelo con baterías [22]. El siguiente escalón de la tecnología se desarrolla con el proyecto *Ion Tiger*, un UAV con un vuelo certificado de 26 h y 1 min [23] en 2007. Hay también una gran cantidad de UAVs con pila de combustible de escala más modesta, pero capaces de alcanzar autonomías de hasta 1 h a baja altitud [24–27].

Al hablar de elevada altitud en los UAV, se hace referencia a los sistemas HALE: aviones no tripulados (UAV) de gran envergadura y perfiles aerodinámicos diseñados para funcionar a bajo número de Reynolds (baja velocidad de vuelo) [28–31]. El uso de las pilas de combustible en estos sistemas no es reciente, al menos desde el punto de vista teórico, como indica el estudio realizado por Youngblood *et al.* [30], publicado en 1984. En el mismo, los autores plantean el uso de energía solar y pilas de combustible para alcanzar autonomías de meses e incluso años, volando a una altura media de 20.000 m, utilizando como único sistema de almacenamiento la energía potencial, ascendiendo durante las horas de sol y planeando durante la noche. La pila de combustible se instala por seguridad, para poder mantener la cota de vuelo en caso de falta de aporte solar, utilizando como combustible una determinada cantidad de hidrógeno embarcado al inicio del viaje. El estudio teórico de Youngblood fue realizado en las mismas fechas en las que la empresa de investigación AeroVironment recibió fondos para desarrollar un *HALE Solar UAV*. Como resultado de esta investigación se fabricaron los conocidos modelos *Pathfinder*, *Centurión* y *Helios*, todos ellos incluidos en trabajos dirigidos por la NASA. La integración de una pila de combustible no llegó hasta el último de los tres proyectos, *Helios*, a finales de 2003, con el objetivo de aumentar la autonomía de la aeronave.

Este tipo de UAV responde a unas características comunes, son aviones ultraligeros y con envergaduras entre los 30 y los 75 m. Algunos de estos aviones han logrado alcanzar autonomías elevadas, como las 24 h del *Global Observer*, con hidrógeno líquido, de AeroVironment [32], el cual podría alcanzar, según cálculos, hasta una semana de vuelo continuo.

Los costes de desarrollo de un HALE UAV de estas características son millonarios. Por eso, la mayoría de proyectos acometidos con propulsión eléctrica y pila de combustible son de tamaño más modesto, es decir, de menor envergadura y masa. Los denominados *pequeños UAV*, clasificados por la OTAN como *Clase I*, tienen un peso en el rango de los 20 kg y un rango de vuelo de hasta 50 km [33]. En este tipo de plataformas, la potencia necesaria para la propulsión varía desde los 100 hasta los 2.000 W. Según presenta Bradley en su tesis doctoral [34], es en este rango de potencias donde se encuentra un punto de inflexión en las autonomías de los UAV propulsados por pila de combustible con hidrógeno comprimido o motor de combustión interna y combustibles líquidos. Así, para potencias por debajo de los 1.000 W los pequeños UAVs con pila de combustible presentan una mayor autonomía, considerando que el hidrógeno embarcado se almacena a una presión de 250 bar. Esto se debe, principalmente, a la mayor eficiencia de uso del combustible y a la ventaja de que la totalidad de los sistemas en dichas plataformas son eléctricos. Los proyectos encontrados en la literatura describen prototipos de tamaño pequeño y potencia inferior a 500 W, con los que se alcanzan alturas que van desde unos pocos metros hasta unos centenares, con autonomías medias inferiores a una hora [25–27, 35, 36]. No obstante, también existe alguna patente de aeronave *aEA* con estética convencional, tripulada y propulsada por pilas de combustible alimentadas con hidrógeno [37].

1.3 OBJETIVO Y MOTIVACIÓN DE LA TESIS

La presente tesis se centra en el diseño de una nueva planta de potencia (PdP) basada en pila de combustible para permitir a un prototipo de UAV existente elevar su cota de vuelo hasta los 10.000 m. Además, se plantea la necesidad de investigar también un posible apoyo energético hibridado con la pila de combustible que optimice su comportamiento.

Las **condiciones iniciales impuestos por el fabricante del UAV** para la modificación de la planta de potencia, y sus **implicaciones en esta investigación**, se resumen en los siguientes tres puntos:

1. *Los parámetros geométricos y aerodinámicos que caracterizan el prototipo de UAV son suministradas por el fabricante de la plataforma, y vienen todas referidas al modelo que utiliza combustible líquido para alimentar un motor de combustión interna.*

Por tanto, la adaptación de la planta de potencia al uso de hidrógeno presurizado y una pila de combustible implicará cambios dimensionales y en la forma del UAV y por ello, en la aerodinámica del mismo, condicionando las estimaciones de masa, potencia y energía necesarias. Será un objetivo de la investigación modelar la mecánica del vuelo del avión para definir estos requisitos para la nueva aplicación.

2. *El diseño de la PdP se realizará considerando que es un sistema simple alimentado únicamente por una pila de combustible.*

Por ello, se diseñará y propondrá una PdP basada en pila de combustible simple para afrontar la demanda de potencia y energía demandadas por los requerimientos de la aplicación. Se contemplará el análisis y el desarrollo de una posible PdP híbrida como una mejora con respecto a la configuración simple.

3. *El diseño resultante deberá presentar una energía específica superior a la que presentaría una aplicación de idénticas características basada en baterías electroquímicas avanzadas.*

La propuesta tecnológica deberá contemplar el uso de dispositivos y materiales que mejoren las soluciones disponibles actualmente en el mercado. Será por tanto un objetivo de la investigación que los elementos de la PdP diseñada maximicen sus ratios de potencia y de energía por unidad de masa.

1.3.1 MOTIVACIÓN DE LA INVESTIGACIÓN

La tecnología seleccionada para la pila de combustible es de tipo polimérico (PEM) pero de alta temperatura, basada en membranas poliméricas de PBI (Polibencimidazol) dopadas con ácido fosfórico. Esta selección está motivada por la simplificación que supone para la gestión del agua y del calor residual el trabajar a temperaturas por encima de los 100 °C donde el agua se produce en fase vapor y el salto térmico con el ambiente es elevado. Toda la información referente a la pila de combustible se encuentra en la sección 4 (página 41)

El prototipo de UAV utilizado pertenece a la empresa Mediterránea de Aviación (*Medavia S.L.*) y una foto del mismo se muestra en la figura 1.2. Al ser un producto industrial, gran parte de la información y características técnicas están restringidos por secreto industrial. Los datos que si son publicables se recogen en las tablas del anexo A, en la página 143. Son datos relativos al UAV existente, no al adaptado a la pila de combustible.

Figura 1.2: UAV de *Medavia S.L.*

Dicho prototipo existente utiliza para la propulsión una hélice bipala movida por un motor de combustión interna de gasolina (MCI), con una potencia nominal de 820 W, medida en condiciones estándar. El tipo de motor es de admisión atmosférica y por tanto, la proporción de combustible-comburente se realiza teniendo en cuenta la cantidad de oxígeno en la baja atmósfera. El reto de alcanzar los 10.000 m con un MCI de pequeña cilindrada lo imponen las condiciones atmosféricas. Para dicha altura, la presión atmosférica, según el estándar internacional, es sólo de 0,26 bar, y la presión parcial de oxígeno es por tanto de 0,05 bar, la densidad es tres veces menor que la del aire a nivel del mar ($0,41 \text{ kg m}^{-3}$).

Si se usa un motor de admisión atmosférica se produce una disminución en la concentración del comburente, y por tanto disminuye el rendimiento volumétrico del motor, lo que causa la reducción de la potencia disponible en la hélice [38–40]. Esta pérdida de potencia se sufre por igual en todos los motores MCI de admisión atmosférica, independientemente de su tamaño. No obstante, para motores de gran cilindrada instalados en aviones grandes, el uso de compresores de aire resulta viable debido a que el incremento de masa se compensa con el aumento de la potencia específica de la planta de potencia. Sin embargo, con motores de pequeña cilindrada, como el del UAV, el incremento de masa no compensa el incremento de potencia y por tanto la potencia específica de la planta de potencia disminuye.

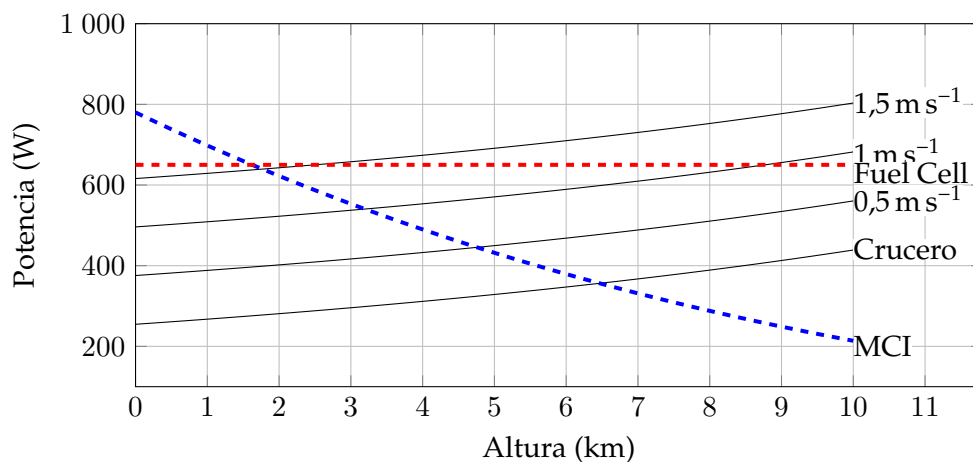


Figura 1.3: Curvas de potencia necesaria y potencia disponible según el tipo de planta

La gráfica de la figura 1.3 representa las curvas de potencia requerida para diferentes tasas de ascenso, comparándolas con las de potencia entregada por plantas de potencia de diferentes tecnologías. La curva decreciente de trazos gruesos, muestra la potencia disponible en el **motor de combustión interna** (MCI) en función de la altura. La reducción de potencia se calcula según

establece la norma ISO 3046-1 [41] sobre la potencia medida para el motor a nivel del mar. La recta horizontal a trazos se corresponde con la curva de potencia disponible para una **pila de combustible** alimentada tanto con hidrógeno como con oxígeno embotellado. Las líneas más finas crecientes se corresponde con los valores de la **potencia mínima necesaria** para mantener una determinada velocidad ascensional constante en función de la altura. Estas curvas de potencia mínima son crecientes porque se compensa la pérdida de densidad del aire con la altura por medio de un aumento de la velocidad del UAV. Se han representado velocidades entre $0,5$ y $1,5 \text{ m s}^{-1}$, junto a la curva de potencia mínima para mantener el vuelo recto y nivelado a la altura indicada, denotado como vuelo de *crucero*.

La capacidad de vuelo del UAV viene determinada por el cruce entre la curva de potencia de la planta con la línea de crucero. El valor de la altura determinada por dicho punto de cruce se denomina **techo absoluto**. Por encima de dicho valor, el UAV no es capaz de sustentar el vuelo y por tanto es incapaz de mantener un vuelo de crucero, y mucho menos ascender. No obstante, el techo de vuelo absoluto es un valor teórico al que únicamente se puede ascender si en la planta de potencia se dispone de una cantidad infinita de energía. La capacidad de vuelo real se denomina **techo de servicio**, definido en este caso como la altura a la cual la planta de potencia entregando su potencia nominal, es capaz de mantener en dicha altura una tasa de ascenso residual de $0,8 \text{ m s}^{-1}$. El cruce de la curva de potencia de un motor de combustión interna (MCI) de 800 W a nivel del mar con la curva de potencia de crucero, es decir, el techo absoluto, se establece en unos 6.500 m , mientras que el techo de servicio estaría sobre los 3.500 m . Para la planta de potencia basada en una pila de combustible de 600 W , el techo absoluto no aparece en la gráfica, pero el techo de servicio se corresponde con la altura objetivo (10.000 m), por lo que el uso de una planta de potencia basada en pila de combustible con hidrógeno y oxígeno embarcados permitiría alcanzar una elevada cota de vuelo, debido a su independencia de la atmósfera exterior.

SECCIÓN 2

EL PROBLEMA AERODINÁMICO

2.1 INTRODUCCIÓN AL PROBLEMA DE DISEÑO

El diseño de la planta de potencia (PdP) de una aeronave es un problema iterativo que requiere de varios análisis para poder determinar una solución satisfactoria. En dichas iteraciones intervienen tanto el diseño energético como el aerodinámico, ambos muy relacionados.

El objetivo de la presente tesis es la adaptación de una nueva PdP basada en pila de combustible a una aeronave no tripulada ya existente, cuya potencia es suministrada por un motor de combustión interna. Así mismo, no es objeto de este trabajo el desarrollo completo de la aeronave. El conocimiento de las características aerodinámicas del avión reduce el problema a la adaptación de la nueva PdP a los requisitos impuestos por la misión.

Para lograr una adaptación satisfactoria es necesario equilibrar los parámetros de los que depende el vuelo de la aeronave. Entre estos están la **potencia**, la **masa** y la **energía** embarcada. Los tres deben ser ajustados para realizar un perfil de misión determinado.

Las características de la aeronave no tripulada se detallan ampliamente en el anexo A. Mientras que en la tabla 2.1 se resumen las más importantes para desarrollar los cálculos de diseño de la PdP.

Superficie alar (S)	0,8 m ²
Envergadura (b)	4 m
Perfil aerodinámico	S4233 mod.
Coefficiente de sustentación máximo ($C_{L \max}$)	1,1
Coefficiente de sustentación óptimo ($C_{L \text{opt}}$)	0,71
Coefficiente de resistencia óptimo ($C_{D \text{opt}}$)	0,035.3
Resistencia parásita (C_{D0})	0,02
Eficiencia de Oswald (e)	0,65
Eficiencia aerodinámica máxima (η_a)	20
Carga alar	20 kg/m ²
Masa máxima (m)	16 kg

Tabla 2.1: Parámetros de cálculo del UAV

La figura 2.1 describe gráficamente el problema de diseño de la planta de potencia del UAV. La resolución del problema empieza con el establecimiento de las condiciones iniciales, recogidas

en la primera fila de bloques, a saber: *Aerodinámica*, *Techo de servicio*, *Masa UAV* y *RC a máxima cota* (Rate of Climb por sus siglas en inglés).

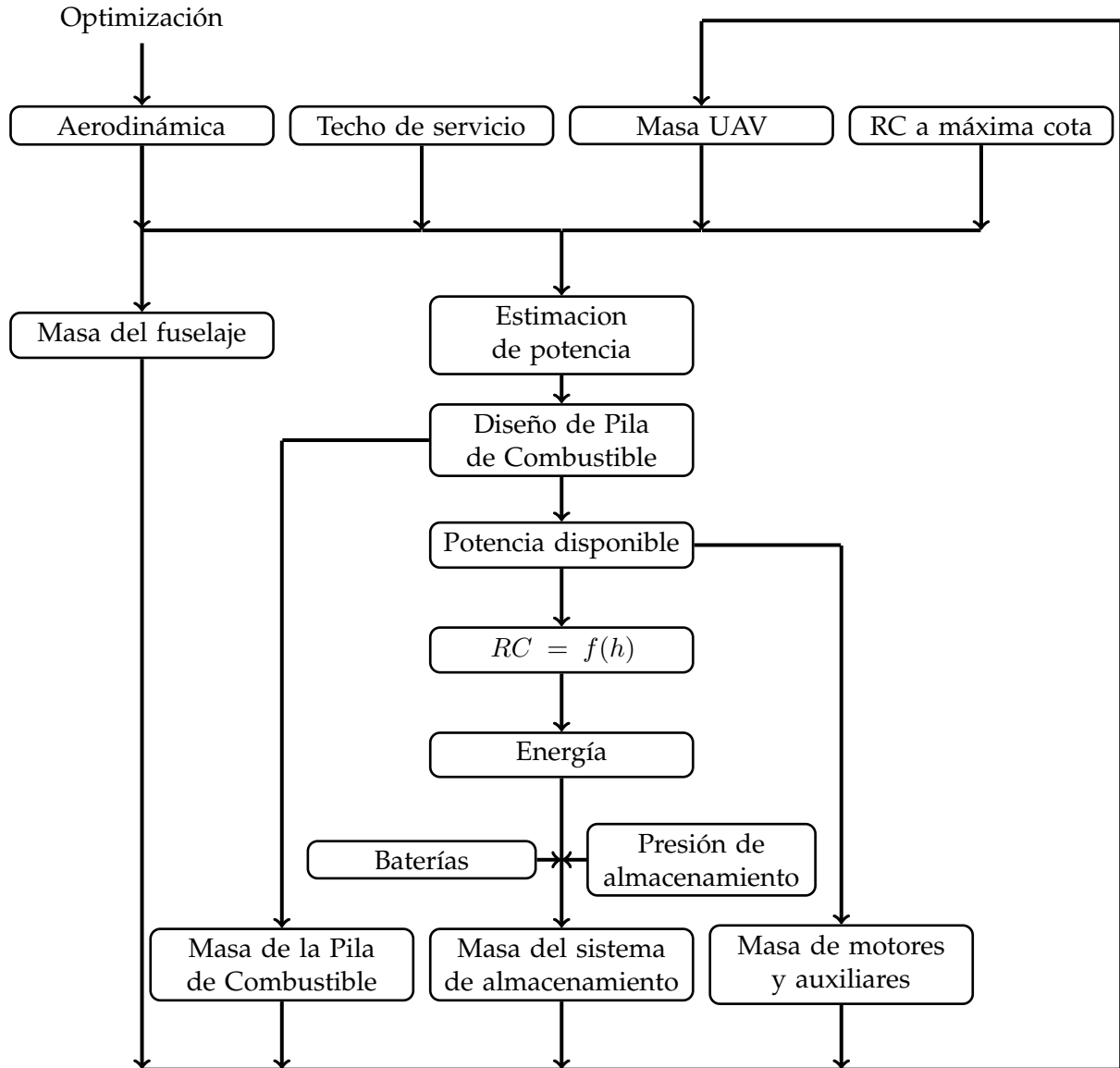


Figura 2.1: Definición del problema de diseño de la PdP

La **aerodinámica** es un parámetro fijo para el cálculo de los requisitos. Sin embargo, la adaptación de una nueva PdP a un fuselaje existente puede implicar la necesidad de modificar la estructura exterior, y por tanto un incremento de la resistencia parásita por el aumento del volumen. Dicha modificación no se cuantifica analíticamente, por lo que se tomará un coeficiente de seguridad para la determinación de la potencia.

El **techo de servicio** es la altura a la que se desea poder mantener un vuelo de crucero, es decir, la máxima altura a la que la aeronave puede realizar un vuelo en condiciones operativas normales. Dichas condiciones normales se fijan para poder mantener una **tasa de ascenso** determinada en la altura de servicio. A esta tasa se la conoce como **RC a máxima cota**.

La **masa del UAV** es el parámetro iterativo del problema. La masa total depende de la potencia

de la pila de combustible y de la energía que es necesario embarcar. Así mismo, la potencia y la energía dependen a su vez de la masa. La estimación de las masas de los componentes del UAV se detallan en el apartado 3.2 de la sección 3. La estimación de potencia se realiza según las simplificaciones de la mecánica de vuelo, la cual se desarrolla en el siguiente apartado, y el diseño de la pila de combustible se desarrolla en la sección 4.5.

2.2 CÁLCULO DE LA POTENCIA NECESARIA

2.2.1 CONSIDERACIONES INICIALES

La presente sección no pretende profundizar en la teoría y bases de la aerodinámica. Para ello ya se dispone de una amplia bibliografía especializada, donde se desarrollan ampliamente los fundamentos de la misma. El objetivo de este apartado es crear una estructura para aunar los fundamentos claves que permiten obtener el prediseño de la PdP del UAV. Una discusión amplia se realiza en el artículo primero publicado (ver página 87).

Varios manuales, por ejemplo, el de Carmona [42] y el de Roskam *et al.* [3] desarrollan los principios elementales de la aerodinámica, y obtienen las expresiones matemáticas para el cálculo de la potencia con simplificaciones adecuadas. Para el desarrollo de los cálculos, en aerodinámica y en el diseño de aviones en general, se emplean una serie de ratios, factores y coeficientes de uso general, necesarios para obtener aproximaciones lo más realistas posibles. La selección de éstos no es trivial y requiere de una gran experiencia, por lo que se debe utilizar una bibliografía más especializada [43, 44]. Con la idea de facilitar la formulación matemática es necesario simplificar el problema. Para simular el vuelo real se requiere una formulación matemática superior, utilizando la teoría de sistemas para resolver las ecuaciones diferenciales que garantizan el control del UAV [45–47].

La PdP utiliza la energía embarcada para realizar un trabajo dado sobre la hélice propulsora del UAV de forma que ésta lo transforme en movimiento con mayor o menor eficiencia. La relación entre la hélice, la PdP y la aerodinámica es clave en un diseño aeronáutico. De la misma forma que el fuselaje y las alas (aerodinámica), la selección de la hélice ya ha sido realizada para el UAV existente. La figura 2.2 muestra los parámetros fundamentales del comportamiento de la hélice que actualmente utiliza el UAV.

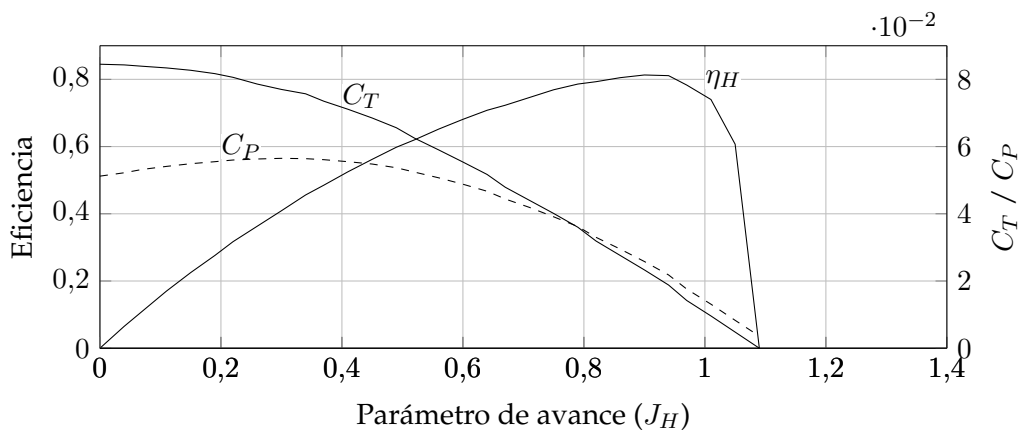


Figura 2.2: Ensayo dinámico sobre la hélice del UAV (APC 14x12 E)

El parámetro de avance (J_H) es la relación entre las velocidades de rotación y el desplazamiento horizontal de la hélice. Todo el comportamiento dinámico de la hélice se define en función de dicho parámetro por la ecuación:

$$J_H = \frac{v}{n \cdot D} \quad (2.1)$$

donde la velocidad relativa de avance de la hélice es v , la velocidad de rotación es n y el diámetro de la hélice es D . La tracción y la potencia cedida por la hélice se pueden determinar en función de los coeficientes de tracción (C_T) y potencia (C_P) del motor respectivamente.

$$T = C_T \cdot \rho \cdot n^2 \cdot D^4 \quad (2.2)$$

$$P = C_P \cdot \rho \cdot n^3 \cdot D^5 \quad (2.3)$$

De esta forma, la pérdida de potencia por la disminución de la densidad (ρ) se puede compensar con el incremento de la velocidad de rotación de la hélice (n).

La propulsión mediante motor eléctrico tiene la ventaja de poder controlar la velocidad de rotación manteniendo casi constante el par motor aplicado sobre la hélice, por lo que permite mantener la eficiencia de la hélice en puntos óptimos.

2.2.2 ECUACIONES DE LA MECÁNICA DE VUELO

El vuelo de una aeronave requiere controlar seis grados de libertad diferentes, tres desplazamientos y tres rotaciones (figura 2.3(a)). Para controlar físicamente el vuelo se utilizan las superficies de control, que son elementos móviles del fuselaje mediante los cuales se modifican las fuerzas aerodinámicas de la aeronave (alergones, flaps, etc.). La formulación matemática de la mecánica de vuelo resulta en un sistema de ecuaciones físicas extenso y complejo, cuya resolución no es necesaria para el objetivo de la estimación de potencias, ya que es posible aplicar una serie de hipótesis de simplificación. En este caso, se considera un **vuelo con estabilidad longitudinal** donde únicamente se permite el cabeceo de la aeronave (rotación sobre eje y), así como los desplazamientos en la horizontal y la vertical.

En la figura 2.3(b) se representa el sistema de fuerzas tras la aplicación de la hipótesis, el eje y de la aeronave se mantiene fijo. Las fuerzas aerodinámicas que intervienen en el vuelo de la aeronave son la *sustentación* (L) y la *resistencia* (D). Ambas fuerzas se crean por el movimiento de la aeronave en el seno del fluido. Este movimiento lo genera la fuerza de empuje del propulsor, indicado en la figura 2.3(b) como τ_e .

La fuerza de empuje tiene una dirección y sentido determinada por la configuración de los propulsores de la aeronave. En las pequeñas aeronaves, la dirección de la propulsión se alinea con el eje longitudinal del fuselaje, por lo que el sistema de fuerzas se puede reducir al representado en la figura 2.4. Aquí, el sistema de fuerzas se ha reducido al centro de presiones del ala (cdp), representado sobre la sección de un perfil aerodinámico alar genérico.

En dicha figura, los ejes de la aeronave son el par (x, z) , donde el eje x es la longitudinal del fuselaje, positivo hacia adelante, y el eje z es el eje perpendicular que cruza el centro de presiones, siendo positivo hacia el centro de la tierra por definición. Como ejes de referencia se utilizan los ejes determinados por la tierra firme, el par (x', z') para fijar el desplazamiento horizontal, (x') y el vertical (z'), es decir, la altura, considerando el eje positivo hacia el cielo.

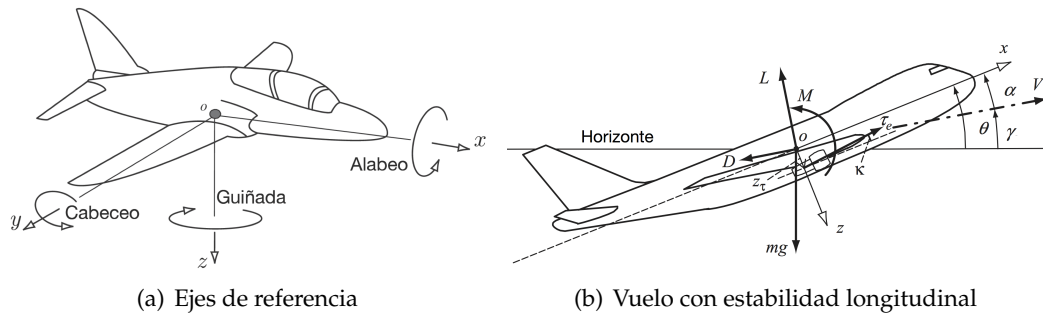


Figura 2.3: Ejes y fuerzas aerodinámicas longitudinales [45]

Para la aplicación de las ecuaciones es necesario determinar un tercer par de ejes, esta vez definidos por la dirección de la velocidad de la aeronave, \vec{v} , y su complementario, sobre los que se aplican las fuerzas aerodinámicas L y D . Por lo tanto, es un sistema de ejes variable y depende del comportamiento en vuelo de la aeronave. La relación entre estos nuevos ejes y los ejes de referencia se determinan a través del conjunto de ángulos: α , θ y γ . Para este problema, α es el ángulo de ataque, medido entre la dirección del movimiento y la cuerda del perfil aerodinámico, la cual define los coeficientes de sustentación y resistencia aerodinámicos (figuras C.4 y C.5, pág. 152). Asimismo, θ determina la dirección del morro de la aeronave con respecto al horizonte y γ determina la dirección de vuelo de la aeronave con respecto al horizonte.

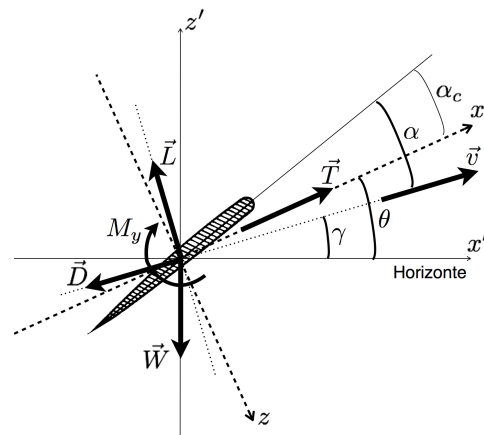


Figura 2.4: Sistema de ejes y fuerzas según la hipótesis de vuelo con estabilidad longitudinal

Por definición, la sustentación aerodinámica es ortogonal a la dirección del desplazamiento, con sentido positivo hacia arriba. La resistencia aerodinámica lleva la misma dirección del movimiento del UAV pero de sentido opuesto.

La fuerza del peso siempre mantiene la misma dirección y sentido opuesto al eje de referencia vertical (z'). La fuerza de empuje se considera alineada con el eje longitudinal del fuselaje, pero no necesariamente con la dirección del movimiento definido por \vec{v} . A este fenómeno se lo conoce como **deslizamiento** y permite controlar el ángulo de ataque (α) de la aeronave. Como se sabe, en los aterrizajes se producen grandes deslizamientos, porque la aeronave vuela de “panza” buscando grandes ángulos de ataque para obtener grandes sustentaciones. Sin embargo, éste no es el caso general por lo que, para este caso, se aplica la hipótesis de **vuelo alineado**. En la misma, se considera que el empenaje de cola se construye con perfiles de tipo simétrico, los cuales buscan de forma natural su **mínimo de energía**, alineándose con la dirección de la velocidad. Por tanto, el ángulo de la dirección del empuje (θ) y el ángulo de dirección de la velocidad (γ) son coincidentes y el momento de rotación M_y se anula en condiciones de vuelo estacionario.

Considerando ambas hipótesis, el sistema de fuerzas queda reducido a cuatro fuerzas (L , D , T y W) y un único ángulo (γ), la dirección de la velocidad y el desplazamiento, representados en las imágenes de la figura 2.5.

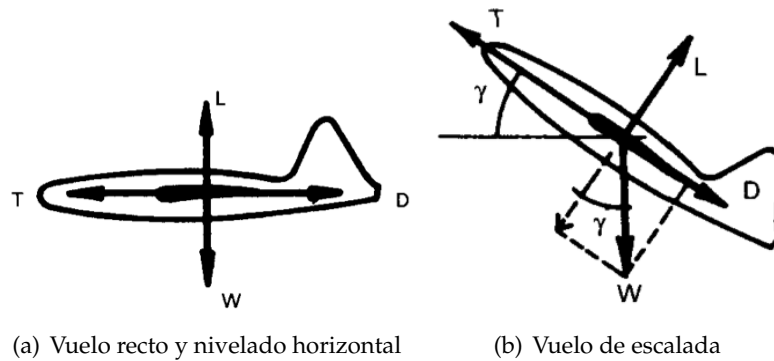


Figura 2.5: Sistema de fuerzas para el vuelo horizontal y ascendente [42]

El módulo de las fuerzas aerodinámicas se calcula según las expresiones:

$$L = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot v^2 \cdot S \cdot C_L \quad (2.4)$$

$$D = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot v^2 \cdot S \cdot C_D \quad (2.5)$$

donde ρ es la densidad del aire, S es la superficie alar, v el módulo de la velocidad y C_L y C_D los coeficientes aerodinámicos de sustentación y resistencia respectivamente. Los coeficientes aerodinámicos son función del tipo de perfil con el que se construye el ala y del ángulo de ataque.

La aplicación de la hipótesis de **vuelo alineado** implica que la velocidad y el empuje mantienen la misma dirección y sentido, por lo tanto el deslizamiento de la aeronave es nulo. De esta forma el ángulo de ataque del perfil alar, independiente del ángulo de vuelo, se mantiene constante durante todo el vuelo, y coincide con el ángulo de calado del perfil alar (α_c). El ángulo de calado se determina en función del tipo de misión para el que se diseñe la aeronave. En el caso del prototipo de estudio se ha diseñado para una máxima autonomía, adoptándose los valores de vuelo óptimo que aseguran esta exigencia. Los coeficientes se determinan mediante las ecuaciones (C.17) y (C.18) en la página 156, y los valores obtenidos son los que se muestran en la tabla 2.2.

Sustentación	$C_{L \text{ opt}}$	0,710
Resistencia	$C_{D \text{ opt}}$	0,353

Tabla 2.2: Coeficientes aerodinámicos óptimos

PERFILES DE VUELO

El perfil de vuelo es la misión para la que se diseña la aeronave. Este perfil se compone de una serie de vuelos de crucero horizontal a diferentes alturas conectados por medio de vuelos de escalada o descenso. Cada tipo de vuelo tiene unas necesidades diferentes. La misión se compone de cuatro etapas, como se muestra en la figura 2.6.

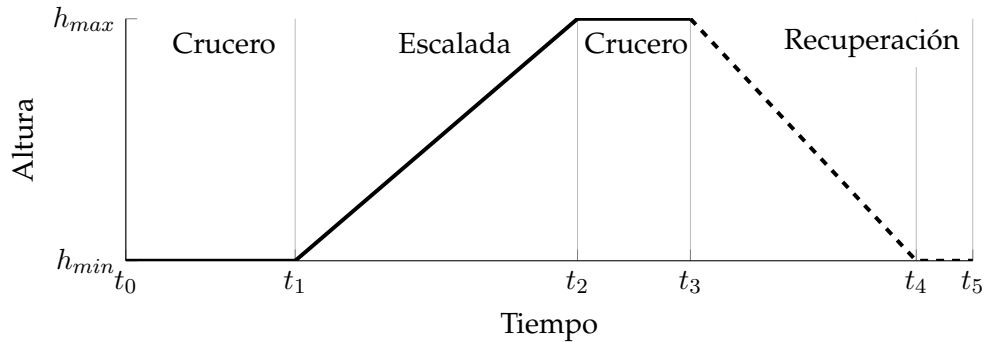


Figura 2.6: Perfil de vuelo programado

Dos vuelos de crucero, el primero a nivel del mar previsto como una fase de calentamiento y el segundo en el techo de servicio definido. Entre ambas etapas se requiere una fase de escalada con elevados requisitos de potencia y energía, por lo que será la que defina los requisitos de la PdP. La fase de recuperación tiene menores necesidades energéticas y de potencia ya que el vuelo de regreso puede realizarse mediante planeo. Únicamente se ha de asegurar una mínima cantidad de energía encargada de mantener los sistemas de control para que el planeo se realice de forma segura y para poder balizar la posición de la aeronave para su localización en caso de fallo.

VUELO DE CRUCERO

El vuelo de crucero es un vuelo recto y nivelado horizontal a una determinada altura. Por lo tanto, la aeronave mantiene un movimiento rectilíneo no acelerado ya que, en el caso de existir una aceleración, el aumento de la velocidad implicaría un aumento de la sustentación y por tanto un ascenso. El sistema de ecuaciones para el crucero se representa gráficamente en la figura 2.5(a). Las ecuaciones del movimiento implican un equilibrio dinámico y son:

$$T - D = 0 \quad (2.6)$$

$$L - W = 0 \quad (2.7)$$

El desarrollo del sistema de ecuaciones se encuentra en el anexo C. Resumiendo, la potencia se puede calcular según la expresión (2.8), y la velocidad que debe mantener el UAV para asegurar la sustentación mediante la expresión (2.9).

$$P = v \cdot m \cdot g \cdot \frac{C_D}{C_L} \quad (2.8)$$

$$v = \sqrt{\frac{2 \cdot m \cdot g}{\rho \cdot S \cdot C_L}} \quad (2.9)$$

La potencia para mantener un vuelo recto y nivelado depende de la altura, a través de la densidad del aire: a mayor altitud mayor será la potencia requerida para mantener el equilibrio dinámico.

VUELO DE ESCALADA

El vuelo de escalada se considera, igual que el vuelo de crucero, como un equilibrio dinámico (figura 2.5(b)), pero en este caso siguiendo un movimiento uniformemente acelerado. El sistema de ecuaciones en equilibrio es el siguiente:

$$T - D - W \cdot \sin(\gamma) = m \cdot a_x \quad (2.10)$$

$$L - W \cdot \cos(\gamma) = m \cdot a_z \quad (2.11)$$

Según la hipótesis de **vuelo alineado**, la velocidad debe de estar alineada con la dirección del movimiento. Por lo tanto, únicamente puede existir aceleración en el eje longitudinal de la aeronave. De modo que $a_z = 0$, y la velocidad de equilibrio se determina como:

$$v = \sqrt{\frac{2 \cdot m \cdot g \cdot \cos(\gamma)}{\rho \cdot S \cdot C_L}} \quad (2.12)$$

El valor de la velocidad depende del ángulo de inclinación de la trayectoria (γ). La velocidad se puede descomponer en dos direcciones con respecto a los ejes de tierra. La componente horizontal determina la velocidad de desplazamiento con respecto de la tierra, mientras que la componente vertical determina la **velocidad** o **tasa de ascenso**.

$$RC = v \cdot \sin(\gamma) \quad (2.13)$$

El vuelo de escalada se puede realizar de distintos modos. En este estudio se consideran dos posibles estrategias. La primera es manteniendo constante la velocidad ascensional (**RC constante**), y por tanto variando la potencia aplicada sobre la hélice. Por el contrario, la segunda estrategia consiste en escalar manteniendo la potencia sobre la hélice constante, y por tanto maximizando la velocidad ascensional (**RC máximo**). Mantener RC constante durante el ascenso de la aeronave implica mantener el equilibrio dinámico en el seno de un fluido cuya densidad disminuye con la altura. Según la expresión (2.4) de la fuerza de sustentación, al disminuir la densidad debe aumentar la velocidad para compensar el efecto y mantener la magnitud de la fuerza.

De la expresión (2.13) se deduce que el ángulo de vuelo debe disminuir con la altura para poder mantener la velocidad ascensional (RC) constante a pesar del aumento de la velocidad de vuelo.

Despejando de la ecuación (2.10) y teniendo en cuenta que la potencia se determina como:

$$P = T \cdot v$$

La potencia para un ascenso mediante RC constante puede determinarse como:

$$P = v \cdot m \cdot \left[a_x + g \cdot \left(\cos(\gamma) \frac{C_D}{C_L} + \sin(\gamma) \right) \right] \quad (2.14)$$

Por la hipótesis de **vuelo alineado**, la aceleración de la aeronave únicamente puede existir en la dirección de la velocidad:

$$a_x = \frac{dv}{dt}$$

Derivando sobre la expresión de la velocidad (2.12) se obtiene la expresión (2.15). El desarrollo matemático de la derivada se puede consultar en la página 159 del anexo C.

$$a_x = \frac{dv}{dt} = \left(\frac{-d\rho}{dh} \right) \cdot \left(\frac{v^2 \sin(\gamma)}{\rho \cdot (2 - \tan^2(\gamma))} \right) \quad (2.15)$$

El ángulo de la trayectoria se puede aproximar mediante la expresión (2.16), desarrollada en la página 161 del anexo C.

$$\gamma = \sqrt{\frac{3}{5} - \frac{3}{5} \cdot \sqrt{1 - \frac{5 \cdot RC^2 \cdot S \cdot \rho \cdot C_L}{3 \cdot m \cdot g}}} \quad (2.16)$$

Para el cálculo de la derivada de la densidad con respecto a la altura se utiliza la expresión (B.3) del anexo B, página 147.

$$\frac{d\rho}{dh} = -\frac{A \cdot B \cdot \rho_0}{T_0} \cdot \left(1 - \frac{A \cdot h}{T_0} \right)^{B-1} \quad (2.17)$$

donde $A = 0,0065 \text{ K m}^{-1}$, $B = 4,2586$ y las condiciones a nivel del mar para la densidad y la temperatura son $\rho_0 = 1,225 \text{ kg m}^{-3}$ y $T_0 = 288,15 \text{ K}$.

El parámetro **RC máximo** es la tasa de ascenso máxima cuando la potencia entregada por la hélice es máxima y por tanto la aeronave vuela con el máximo ángulo de trayectoria posible para la combinación de peso y potencia disponible. En este caso, la formulación de la solución analítica se complica debido a que tanto el ángulo de trayectoria como la tasa de ascenso son función de la altura. Por lo tanto, es necesario realizar una serie de hipótesis adicionales.

Por una parte, la hipótesis de **aceleraciones despreciables** considera que la aceleración de la aeronave es muy pequeña comparada con la aceleración de la gravedad. Además, la hipótesis de **ángulos pequeños** considera que el vuelo de la aeronave se realiza manteniendo ángulos de trayectoria máximos pequeños, inferiores a 5° . Por lo tanto, el $\cos(\gamma) \approx 1$.

En base a dichas hipótesis, con las expresiones (2.10) y (2.11) se puede calcular la velocidad y la potencia de vuelo a **RC máximo** como:

$$v = \sqrt{\frac{2 \cdot m \cdot g}{\rho \cdot S \cdot C_L}} \quad (2.18)$$

$$P = v \cdot m \cdot g \cdot \frac{C_D}{C_L} + m \cdot g \cdot RC \quad (2.19)$$

Utilizando una pila de combustible alimentada con hidrógeno y oxígeno embotellados, se puede suponer que la potencia entregada es constante e independiente de la altura de vuelo (figura 1.3). Por tanto, se puede determinar el máximo **RC** alcanzado con dicha potencia disponible como:

$$RC = \frac{1}{m \cdot g} \left[P - \sqrt{\frac{2 \cdot (m \cdot g)^3}{\rho \cdot S \cdot C_L} \cdot \frac{C_D}{C_L}} \right] \quad (2.20)$$

2.2.3 POTENCIA ESTIMADA PARA LA MISIÓN

La **potencia** necesaria para realizar el **vuelo de crucero** es la que menores exigencias impone a la PdP. Sin embargo, tendrá un peso importante en el mantenimiento de la temperatura del stack en las condiciones de funcionamiento óptimas. Según las ecuaciones (2.8) y (2.9), las potencias necesarias en la hélice serán de 165,8 W a nivel del mar, y de 285,6 W en el techo de servicio, considerando la densidad del aire según la atmósfera estándar internacional, ecuación (B.3) del anexo B.

0 m	165,8 W
10.000 m	285,6 W

Tabla 2.3: Potencia mínima necesaria para el vuelo de crucero

Para determinar la **potencia** mínima necesaria en la **escalada** del UAV se pueden utilizar las ecuaciones determinadas para ambos métodos de ascensión, bien la ecuación (2.14) para **RC constante** o bien la (2.19) para **RC máximo**.

Fijando en el techo de servicio (10.000 m) una velocidad ascensional de $0,8 \text{ m s}^{-1}$ para mantener una maniobrabilidad mínima, la evaluación mediante el método de *RC* constante resulta más precisa por considerar el término de aceleración no nulo. Pese a ello, la diferencia de aproximaciones es únicamente de 0,83 W, es decir, un 0,09 % mayor, por lo que se demuestra que la hipótesis de aceleraciones despreciables es correcta.

<i>RC</i> constante	411,8 W
<i>RC</i> máximo	410,9 W

Tabla 2.4: Potencia mínima necesaria para el vuelo de ascenso

Este valor de potencia es la solución a las ecuaciones simplificadas de la mecánica de vuelo para condiciones de vuelo ideales. El valor real dependerá de las condiciones de vuelo real y por tanto será superior. Por la experiencia del fabricante del UAV, según pruebas realizadas volando en un día en calma a nivel del mar con las condiciones atmosférica muy controladas y estables, el valor calculado se incrementaba en un 2 % para el fuselaje actual debido a rugosidades e imperfecciones. Para la PdP por pila de combustible, el fuselaje deberá ser modificado para alojar las botellas de gases y por tanto dicha pérdida aerodinámica aumentará. Este valor, basado en la experiencia del fabricante del UAV, se debería incrementar entre un 2,5 % y un 3 %, por lo que la potencia de escala sea estimada en 422,5 W.

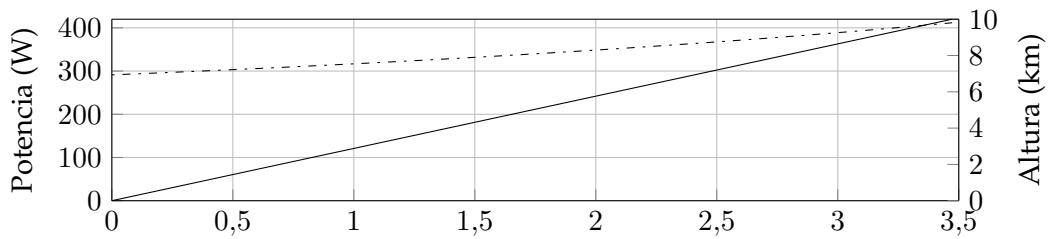
El tiempo del vuelo de escalada depende de la velocidad ascensional. De forma general, la ecuación (2.21) estima el tiempo de ascenso hasta la altura h . La evaluación del tiempo de escalada para la estrategia del *RC* máximo requiere de métodos de integración numérica ya que el valor de la tasa de ascenso depende de la altura (figura 2.8).

$$RC = \frac{dh}{dt} \Rightarrow t = \int_0^h \frac{1}{RC} \cdot dh \quad (2.21)$$

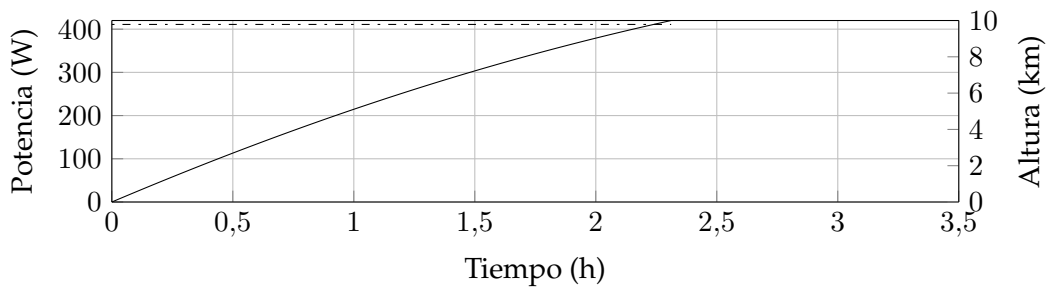
En la figura 2.7 se representa la variación de la altura y de la potencia para las dos estrategias de ascenso posibles. La altura se representa en línea continua sobre el eje vertical derecho, la potencia en líneas de punto-trazo en el eje vertical izquierdo. Para la primera estrategia de vuelo, para mantener una tasa de ascenso constante de $0,8 \text{ m s}^{-1}$, la potencia debe aumentar

con la altura. Sin embargo, para la segunda estrategia, donde la tasa de ascenso es máxima en cada instante (figura 2.8), manteniendo constante la potencia, la velocidad ascensional varía de $1,6 \text{ m s}^{-1}$ a nivel del mar hasta los $0,8 \text{ m s}^{-1}$ exigidos en el techo de servicio.

La trayectoria seguida por el UAV no es rectilínea sino parabólica, debido a que va frenando con la altura. Por tanto, la estrategia óptima de escalada es la que minimiza el consumo de energía. El aumento de la velocidad ascensional implica una reducción del tiempo de escalada.



(a) Ascenso RC constante



(b) Ascenso RC máximo

Figura 2.7: Potencias y altura ganada según estrategia de escalada

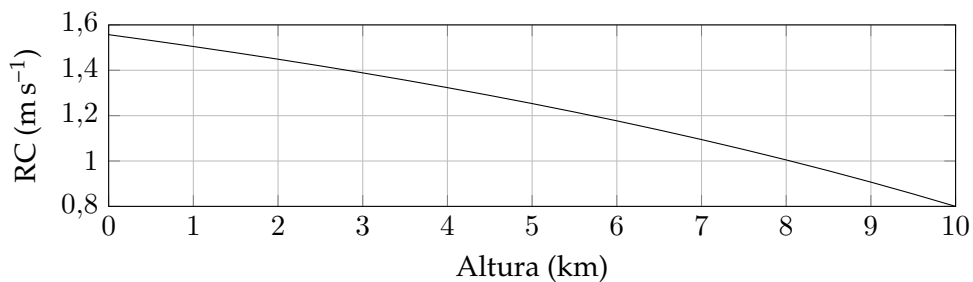


Figura 2.8: Velocidad ascensional máxima del UAV a potencia constante

Por lo tanto, al minimizar el tiempo de escalada, la trayectoria es óptima y se requiere una menor energía para realizarla, a pesar de la mayor potencia media. En la tabla 2.5 se comparan los resultados de tiempo y energía para ambas estrategias de escalada para el valor de potencia mínima necesaria.

	<i>RC</i> constante	<i>RC</i> máximo
Tiempo	3,47 h	2,31 h
Energía	1.429,7 Wh	949,81 Wh

Tabla 2.5: Tiempo y energía en el ascenso del UAV

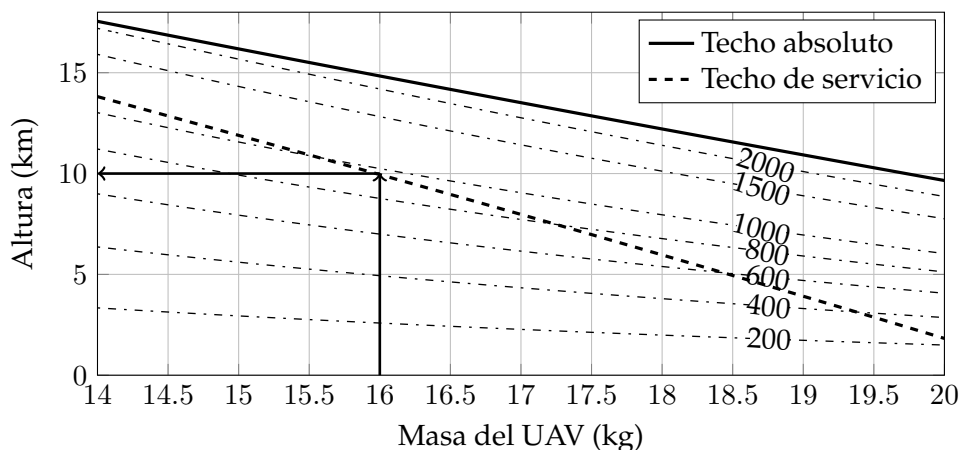
2.3 LIMITACIÓN POR ENERGÍA DISPONIBLE

Utilizando la ecuación (2.19) y la expresión de la densidad según el estándar de atmósfera internacional (B.3) se puede expresar la cota de vuelo en condiciones de equilibrio dinámico como función de $h = f(P, m, RC)$. Es una relación algebraica entre los diferentes parámetros.

$$h = \left[1 - \left(\frac{2 \cdot (m \cdot g)^3}{(P - m \cdot g \cdot RC)^2 \cdot S} \cdot \left(\frac{C_D^2}{C_L^3} \right) \cdot \frac{1}{\rho_0} \right)^{\frac{1}{4,2586}} \right] \cdot \frac{T_0}{0,0065} \quad (2.22)$$

El valor de h es la altura en metros para una determinada potencia disponible P y un valor de RC sostenido para una aeronave de masa m en dicha altura. Cualquier cuaterna de valores $[m, P, RC, h]$ que cumpla con la ecuación es una posible solución. Sin embargo, esto no significa que sea una solución técnicamente viable, porque para alcanzar el techo de servicio se requiere que la energía necesaria para el ascenso esté embarcada.

Utilizando los valores de RC de 0 o $0,8 \text{ m s}^{-1}$ en la ecuación (2.22) se determina el techo absoluto y de servicio para una aeronave de masa m y potencia P disponible, respectivamente. La figura 2.9 representa los techos de servicio y absoluto en función de la variación de la masa del UAV, para la potencia necesaria determinada en el vuelo de escalada ($422,5 \text{ W}$). La línea continua y la de trazo grueso representan la altura absoluta y de servicio respectivamente. Las líneas de trazos y puntos oblicuos son valores de isoenergía que representan el coste energético para alcanzar una determinada altura con un UAV de una masa determinada, indicada en el eje horizontal.

Figura 2.9: Energía necesaria en la hélice (Wh) para un ascenso con potencia constante de $422,5 \text{ W}$

Para la masa de UAV considerada en este proyecto (16 kg) se demuestra que para la potencia disponible de $422,5 \text{ W}$ el techo de servicio se sitúa sobre los 10 km , mientras que el techo absoluto está cerca de los 15 km . En cuanto a la energía necesaria en la hélice se establece por debajo de los 1.000 Wh , expresada numéricamente en la tabla 2.5.

2.4 LIMITACIÓN POR POTENCIA DISPONIBLE

En la figura 2.10 se representa la altura y el rango de vuelo del UAV en función de la masa, suponiendo una cantidad de energía disponible en la hélice de 1.000 Wh embarcados. Las líneas oblicuas continuas decrecientes con la altura representan la masa del UAV (la línea más gruesa representa el valor de 16 kg). Las curvas verticales son las líneas de isot potencia en la hélice.

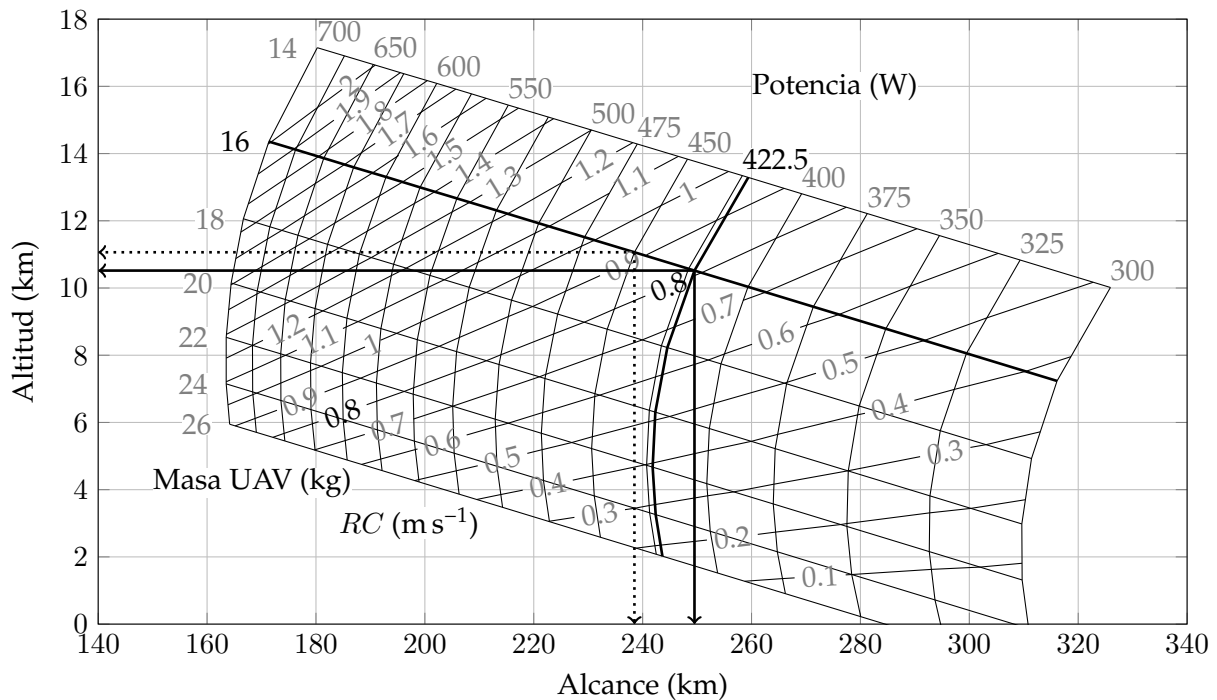


Figura 2.10: Altura y alcance para una energía disponible de 1.000 Wh

El diagrama indica que un cambio en la potencia disponible en la hélice implica una variación de la cota máxima. Una mejora en la eficiencia en la transmisión de potencia de la PdP implicaría un aumento de la cota alcanzable con la misma energía disponible, debido a que se escala más rápidamente. Por lo tanto, tecnologías con mayor potencia específica aumentan la capacidad de escalada del UAV.

El uso de los diagramas de potencia constante (figura 2.9) y energía disponible (figura 2.10) permite acotar las capacidades de un UAV de características similares *a priori*, pero no de forma exacta. No obstante, los diagramas pueden generarse para cualquier parámetro de UAV diferentes y así evaluar las características de un nuevo prototipo.

SECCIÓN 3

ANÁLISIS ENERGÉTICO

3.1 INTRODUCCIÓN

Tal y como se describió en el apartado 2.1, el diseño de una PdP es un problema iterativo, por lo que *a priori*, no se puede dar una solución sin realizar diversos ajustes en las variables que lo definen durante los cálculos. En la sección 2 se calculó el consumo de energía en función de la masa y la potencia disponible en el sistema resolviendo el problema aerodinámico.

Masa, potencia y energía son los tres parámetros de diseño que permanecen ligados entre sí. La relación es directa, cualquier incremento en uno de los tres parámetros implica un cambio en los otros dos, que a su vez modificarán al primero hasta llegar a un valor de equilibrio. Por ejemplo, para hacer volar una determinada masa se requiere una potencia y una cantidad de energía embarcada. Los sistemas encargados de proveer estas dos magnitudes pueden describirse mediante lo que se conoce como **potencia y energía específica**, es decir, sus características referidas a unidades de masa, por lo que sus unidades serán $W\text{ kg}^{-1}$ y $W\text{ h kg}^{-1}$ respectivamente.

Estas magnitudes específicas permiten cuantificar la masa final que los sistemas requerirán, y evaluar si la aplicación es viable técnicamente, o lo que es lo mismo, verificar que la masa después de la primera iteración es inferior a la masa inicial con la que se habían evaluado las características de potencia y energía. Si esto se cumple, el nuevo valor de la masa resultará en unas nuevas características de potencia y energía, por lo que el proceso de iteración comienza de nuevo. Las iteraciones finalizan cuando el valor de la masa calculada es similar al valor de la masa del paso anterior. Los valores de los tres parámetros que cumplan con la última iteración se consideran una solución de diseño.

Esta solución nunca es única, ya que reduciendo la masa de cualquier solución se consigue un sistema de mayor autonomía porque se requiere un menor consumo para el vuelo. Lo mismo sucede con las modificaciones de los otros dos parámetros, pero su análisis no es tan obvio.

3.2 MODELO DE ESTIMACIÓN DE LA MASA DEL UAV

La masa total del UAV se presenta como una descomposición de sus principales componentes, a saber:

- Fuselaje y estructura
- Planta de potencia

- Carga útil (payload)
- Elementos auxiliares

La masa del fuselaje y la de la estructura dependen del diseño aeronáutico del UAV, es decir, de la carga alar. Sin embargo, la masa de la PdP depende de las características de potencia y energía de la misma. La masa de la PdP se descompone en la masa de:

- El motor eléctrico y sistemas auxiliares
 - Electrónica
 - Transmisión mecánica y la hélice
- El almacenamiento energético
- La pila de combustible

3.2.1 MASA DEL FUSELAJE Y ESTRUCTURA

En el diseño de una aeronave convencional interviene una gran cantidad de elementos necesarios para hacerla habitable y, por tanto, los volúmenes y masas de la tripulación tienen que tenerse en cuenta, incluso los materiales permitidos para su construcción son regulados y muy restringidos para garantizar la seguridad de la tripulación y los pasajeros. En el caso de aeronaves no tripuladas (UAVs) estos problemas desaparecen y el abanico de materiales se amplía, incluyendo los materiales compuestos. La experiencia en construcción de aeronaves de elevada altura no es muy grande y la mayor parte se concentra en alas volantes de gran envergadura propulsadas por energía solar, bien con almacenamiento de energía o bien sin él [29–31, 48–50].

Uno de los trabajos más importantes es el que desarrollaron David W. Hall y Stan A. Hall [49], en el cual se parametrizan los principales elementos y componentes estructurales de un UAV de elevada altitud. El estudio se realizó en 1984 y desde entonces hasta hoy, tanto los materiales como la tecnología han evolucionado notablemente. Para plataformas aéreas de pequeño tamaño la solución de las ecuaciones de cálculo se hace, necesariamente, mediante ajustes matemáticos sobre bases de datos muy concretas.

Un ejemplo es el estudio que realizó André Noth en su tesis doctoral [51], donde presenta un ajuste por mínimos cuadrados de la base de datos de planeadores creada por W. Stender [48], y ampliada por él mismo con 92 modelos controlados por radio y algunos planeadores más modernos. El ajuste por mínimos cuadrados (ecuación (3.1)) relaciona los parámetros de la superficie alar (S) en m^2 y la relación de aspecto (AR), que es un parámetro adimensional, con la masa total del fuselaje (m_{pa}) en kg, la cual incluye tanto la estructura de soporte como los mecanismos de los elementos de control.

$$m_{pa} = 0,5688 \cdot S^{1,59} \cdot AR^{0,71} \quad (3.1)$$

Esta ecuación da la tendencia media en la masa de 415 modelos, sin tener en cuenta la calidad constructiva. Siendo ya una mejora con respecto a las ecuaciones propuestas por Stender [48], Noth va más allá y ajusta el modelo para sólo contabilizar el 5% de los mejores planeadores, según su criterio. De esta forma la ecuación de estimación se ajusta a:

$$m_{pa} = 0,0449 \cdot S^{1,55} \cdot AR^{1,3} \quad (3.2)$$

Lo que sí hace notar el autor del trabajo es el cambio en el exponente de la relación de aspecto (AR), de forma que debido al aumento de la calidad constructiva se incrementa su efecto en la masa final.

Con estos modelos, y siendo conservadores, la masa del fuselaje se puede evaluar según el ajuste más general (ecuación (3.1)), para el cual el valor resultante es de 3,35 kg. Este resultado se confirma con el valor real del prototipo actual el cual tiene una masa de unos 3 kg.

Una planta de potencia formada por una pila de combustible e hidrógeno comprimido, *a priori*, ya ocupa más volumen que una planta de idénticas características con motor alternativo de combustión interna. Por ello, es necesario realizar modificaciones sobre el fuselaje existente, por lo que el peso del fuselaje, consultado con el fabricante, se establecerá en 3,5 kg para los cálculos siguientes.

3.2.2 MASA DEL MOTOR Y AUXILIARES

La masa de los sistemas auxiliares del motor que se consideran en los análisis son la electrónica de potencia, la transmisión y la hélice.

Para el **motor eléctrico**, el parámetro necesario es la potencia específica ($W\ kg^{-1}$), que depende del tipo de motor y del fabricante. Siguiendo con los análisis de Noth [51], los motores eléctricos se clasifican en tres categorías diferentes en función del tipo de motor y su uso, que son:

Categoría I: Motores de bajo coste y baja calidad. Motor de corriente continua con escobillas. Típicamente utilizados para juguetes y productos baratos.

Categoría II: Motores tanto con escobillas como “brushless” de elevada calidad. Son diseñados y construidos por empresas dedicadas al sector industrial para aplicaciones que requieren fiabilidad.

Categoría III: Reservada para los motores específicos del modelismo, diseñados expresamente para ser utilizados en aeromodelos o coches, y por tanto para desarrollar elevadas potencias específicas con algunas deficiencias en fiabilidad. Para aeromodelismo se utilizan principalmente los conocidos como “out-runners”, es decir, el rotor es la carcasa exterior.

La primera de las categorías se descarta tanto por su baja potencia específica como por su poca durabilidad. Noth [51] realiza el análisis sobre 2.264 modelos comerciales en las categorías II y III. Los resultados más importantes son: $3,4\ W\ g^{-1}$ para motores “brushless” de la **categoría III** y $0,09\ W\ g^{-1}$ para los motores de la **categoría II**. Como se observa, existe una gran diferencia en los valores de potencia específica. Esto se debe, principalmente, a la necesidad expresa de reducir el peso de los motores de categoría III sobre los de categoría II.

Este autor también realiza un análisis de la eficiencia máxima sobre 1.672 modelos situándola entorno al 80 %. No obstante, muchos modelos presentan rendimientos por encima del 95 %.

MASA DE LA ELECTRÓNICA

Siguiendo los análisis de Noth [51] un estudio similar al realizado para los motores eléctricos, se lleva a cabo con la **electrónica de potencia** de control, para un total de 170 controladores para motores “brushless” disponibles comercialmente. El resultado obtenido es que la potencia específica media es de $38,5\ W\ g^{-1}$.

MASA DE LA TRANSMISIÓN MECÁNICA Y LA HÉLICE

No es sencillo determinar la necesidad o no de una **transmisión mecánica** entre el motor eléctrico y la hélice. Por lo tanto, para valorar el peor de los escenarios, como primera aproximación se considera la inclusión de este subsistema. Para estimar la masa del dispositivo de conexión, se ha de tener en cuenta la relación de transmisión, parámetro también desconocido. No obstante, para bajas relaciones de transformación (desde 1 a 20) se utilizará el valor de 5 W g^{-1} que proponen tanto Noth [51] como Bailey y Bower [29].

El vuelo a elevada altitud conlleva una gran demanda aerodinámica por la densidad tan baja del aire en la estratosfera comparada con la que existe al nivel del mar. Por tanto, gran parte del éxito depende del correcto diseño de la hélice, aspecto que está fuera del objetivo de la presente tesis. Siguiendo el trabajo de estimación de Noth [51], la masa de la hélice se puede asignar considerando una potencia específica de 4 W g^{-1} .

3.2.3 MASA DEL SISTEMA DE ALMACENAMIENTO ENERGÉTICO

En la literatura se describen diferentes sistemas de almacenamiento de gases (SAG) como por ejemplo, el hidrógeno criogénico o el almacenamiento de hidrógeno en medio sólido, tanto en compuestos químicos como adsorbido por materiales metálicos porosos [52]. En este trabajo se ha considerado el almacenamiento en depósitos a presión debido, principalmente, a que es una de las tecnologías más maduras. Además de su madurez tecnológica, los puntos clave para el correcto desarrollo de estos sistemas son su simplicidad y la facilidad de recarga de los gases [53]. De hecho, esta es la tecnología de almacenamiento empleada en la mayoría de los prototipos de UAV actuales [24–27].

Para las botellas a presión en aplicaciones móviles terrestres se utiliza el reciente estándar ISO 15869:2009 [54] que, a falta de una reglamentación específica para aviación, se adopta para la selección del tipo de botella.

La normativa en cuestión considera cuatro posibles tipos de botellas, en función del material de construcción de la propia botella y del refuerzo. La clasificación del tipo de botellas es la misma que se utiliza en las botellas de gas natural comprimido (GNC).

Tipo I: Botellas metálicas de acero.

Tipo II: Botellas con liner metálico (típicamente aluminio) con refuerzo de poliéster y fibras de vidrio, parcialmente enrolladas.

Tipo III: Botellas con liner metálico (típicamente aluminio) con refuerzo de poliéster y fibras de carbono, completamente enrolladas.

Tipo IV: Botellas completamente poliméricas con refuerzos de poliéster y fibras de carbono, totalmente enrolladas.

En vehículos que utilizan gas natural como combustible son típicas las botellas tipo II y III por ser las más económicas para las presiones de uso normal (200 bar). Sin embargo, para hidrógeno en aplicaciones móviles, el uso de botellas tipo IV se hace necesario para aumentar la energía específica, aumentando las presiones de almacenamiento hasta 350 e incluso 700 bar [55].

El almacenamiento a presión se basa en aumentar la densidad del gas dentro de la botella. Por ejemplo, el hidrógeno en condiciones atmosféricas normales tiene una densidad muy baja:

0,0899 g l⁻¹. Para determinar las densidades de la tabla 3.1 se ha utilizado un modelo de gas real, considerando su factor de compresibilidad en condiciones normales, cuyos cálculos detallados se explican en el anexo D.

	200 bar	300 bar	350 bar	500 bar	700 bar
Hidrógeno	14,03 g l ⁻¹	18,91 g l ⁻¹	21,72 g l ⁻¹	27,82 g l ⁻¹	36,43 g l ⁻¹
Oxígeno	271,75 g l ⁻¹	391,16 g l ⁻¹	438,63 g l ⁻¹	556,39 g l ⁻¹	654,76 g l ⁻¹

Tabla 3.1: Densidad del hidrógeno y oxígeno comprimido (ρ_{gas}^P)

La densidad del almacenamiento relaciona la cantidad de masa de hidrógeno contenida en un determinado volumen. No obstante, la relación no es siempre lineal, y existe una eficiencia en la descarga, η_D . Para botellas de almacenamiento de 50 l, a presiones entre 350 y 700 bar, la eficiencia de la descarga se estima en un 80-82 % respectivamente [53]. Se supone que para el tamaño de las botellas consideradas la eficiencia de descarga puede llegar hasta el 95 % porque la presión remanente en el depósito será menor, según el suministrador de gases.

A la eficiencia de la descarga de la botella hay que añadir la necesidad de realizar purgas de gas con mayor o menor frecuencia, en función del comportamiento de la pila. Estas purgas, en pilas HT-PEMFC, sirven para eliminar el vapor de agua y otros contaminantes que puedan acumularse, manteniendo gases reactantes limpios sobre las capas catalíticas. En el análisis se considera una pérdida del 5 % en masa para el hidrógeno, y del 10 % para el oxígeno debido a que en el cátodo se debe incrementar la cantidad de purgas para eliminar el agua generada.

Considerando ambas eficiencias, se define el factor de descarga por la ecuación:

$$f_D = \frac{1}{\eta_D \cdot \eta_P} \quad (3.3)$$

donde η_D es la eficiencia de descarga de las botellas y η_P es la eficiencia real de uso de gases considerando las purgas necesarias. Para cada gas reactante hay un factor de descarga diferente, por la necesidad de purgas diferentes, tabla 3.2.

	f_D
H ₂	1,11
O ₂	1,17

Tabla 3.2: Factor de descarga de las botellas

Por tanto, según estos factores de descarga, y conocida la masa de gas necesaria para desarrollar la misión (m_{gas}^u), el gas que realmente se ha de embarcar (m_{gas}^t) se determina como:

$$m_{gas}^t = m_{gas}^u \cdot f_D$$

El volumen de almacenamiento necesario se calcula en función de la densidad de gas alcanzada por la compresión (ρ_{gas}^P) y de la masa de gas necesario para obtener la energía requerida en el vuelo por la ecuación:

$$V_{gas} = \frac{m_{gas}^u \cdot f_D}{\rho_{gas}^P} \quad (3.4)$$

La masa total del SAG incluye:

- Botellas de almacenamiento a presión
- Válvulas de control y seguridad
- Reguladores de presión y sensores
- Conducciones

De todos ellos, únicamente la masa de las botellas de presión es dependiente de la cantidad de hidrógeno embarcada, es decir, de la energía disponible en el UAV. La masa de todos los demás componentes es fija para cualquier cantidad de hidrógeno, por lo tanto componen lo que se denomina masa fija del sistema, m_f , cuantificada en unos 489 g para cada tipo de gas, según se detalla en la tabla 3.3.

Componente	Cantidad	Fabricante	Referencia	Masa
Regulador de presión	2	Beswick	PRD3HP-3N1-2-6E	78 g
Válvula de botella	2	Air liquide	TIPO E	235 g
Conducción	-	Swagelok	SS-T4-S-035-6ME	180 g
Conexiones	-	Swagelok	Varias	172 g

Tabla 3.3: Componentes fijos del SAG (m_f^{gas}) para presiones inferiores a 300 bar

Por lo tanto la masa del SAG se descomponen en dicha masa fija (m_f), la masa de las botellas (m_b) y la masa del gas contenido en ellas (m_{gas}), como:

$$m_{SAG}^{gas} = m_b + m_f + m_{gas} \quad (3.5)$$

Como son dos gases reactantes (hidrógeno y oxígeno), cada uno con su botella y su masa fija equivalente, queda:

$$m_{SAG} = m_{SAG}^{H_2} + m_{SAG}^{O_2} \quad (3.6)$$

La masa de las botellas de presión del SAG depende del tipo de botella utilizada así como del volumen de la misma. Para el análisis de la tecnología se utilizan botellas comerciales tipo IV con volúmenes comprendidos entre 0,5 y 12 l, según se muestra en la figura 3.1.

Aparte del tamaño, la masa de la botella depende también de la cantidad y del tipo de material utilizado en su construcción. La relación entre diámetro y longitud permite obtener el volumen deseado de botella, pero también influye en su resistencia. Cuanto más cerca de la forma esférica menos material se requiere para soportar una determinada presión. Por tanto, también varían los espesores y la cantidad de material. Para volúmenes reducidos, la relación observada es prácticamente lineal, mostrada en la ecuación (3.7)), donde m_b es la masa, en kg, de una botella de volumen V_b expresado en litros.

$$m_b = a_{mb} \cdot V_b + b_{mb} \quad (3.7)$$

Utilizando datos de botellas comerciales de *Horizon*, *Gayston Corp.* y *Luxfer*, se puede realizar un ajuste por mínimos cuadrados de la ecuación (3.7). La pendiente de la recta ajustada, a_{mb} , es $0,5276 \text{ kg l}^{-1}$ y el intersección, b_{mb} , resulta ser $0,4137 \text{ kg}$. El coeficiente de regresión del ajuste (R^2) es de $0,9866$. El valor de b_{mb} se debe a que hay elementos con masa constante en las botellas, como la rosca de la boca o elementos de soporte de las fibras de los materiales de refuerzo,

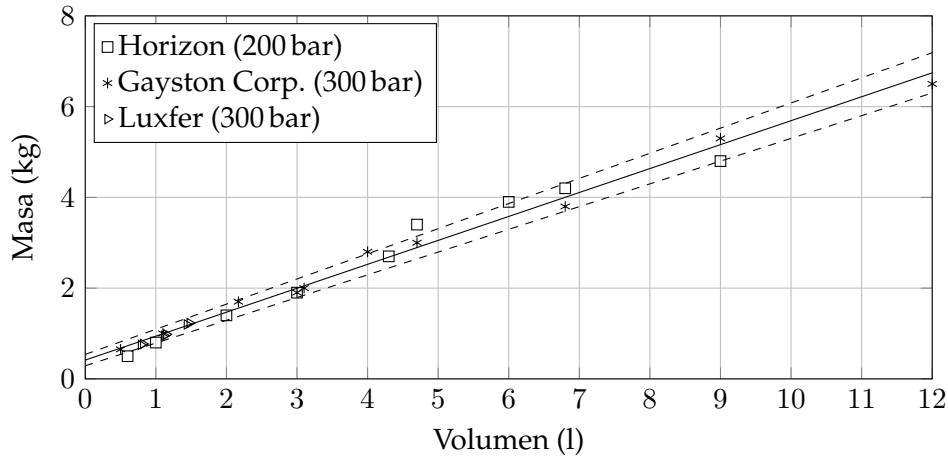
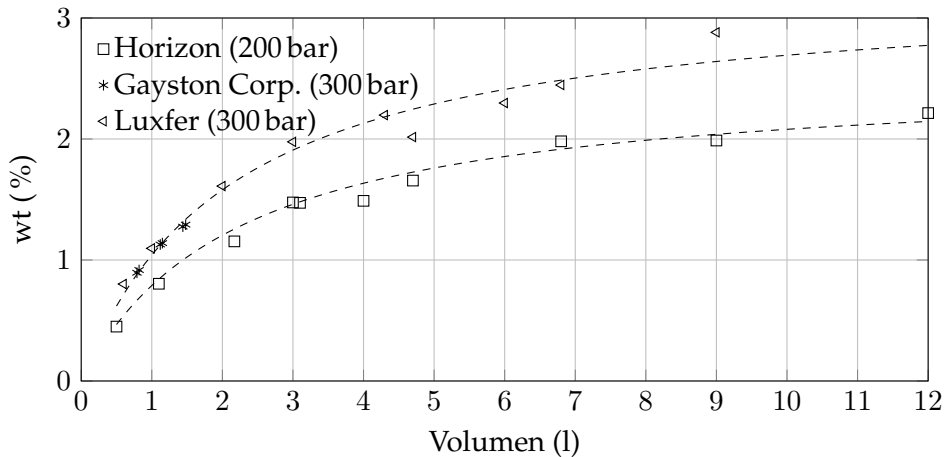


Figura 3.1: Relación masa volumen para botellas tipo IV

que no dependen del volumen de la botella. En la figura 3.1 se representan los valores de las botellas comerciales consideradas, junto al ajuste realizado (línea continua) y el intervalo de confianza al 95 % del ajuste (línea discontinua).

Para caracterizar los sistemas de almacenamiento de gases se utiliza el contenido de hidrógeno por unidad de masa, *wt %*. Calculado como:

$$wt \% = \frac{m_{H_2}^u}{m_{SAG}^{H_2}} \quad (3.8)$$

Figura 3.2: Contenido de H_2 en masa para botellas tipo IV

En la figura 3.2 se muestran los valores del contenido másico de hidrógeno para las botellas utilizadas en el análisis. Utilizando las ecuaciones de la (3.4) a la (3.7) se obtiene que el contenido de hidrógeno por unidad de masa se puede determinar según la ecuación(3.8) como:

$$wt \% = \frac{m_{H_2}^u}{(a_{mb} \cdot (\rho_{H_2}^P)^{-1} + 1) \cdot m_{H_2}^u \cdot f_D + (b_{mb} + m_f^{H_2})} \quad (3.9)$$

La tendencia asintótica de la figura 3.2 determina el límite teórico de la capacidad de almacenamiento en masa para la tecnología de botellas utilizadas.

$$\lim_{m \rightarrow \infty} wt \% = \frac{1}{f_D \cdot (a_{mb} \cdot \rho_{H_2}^{-1} + 1)} \quad (3.10)$$

Así, almacenando el hidrógeno a 300 bar el límite teórico está en un 3,11 %. Si se aumenta la presión hasta los 500 bar el límite se establece en 4,5 %, mientras que a 700 bar se llega al 5,8 %. Este valor se acerca al objetivo establecido por el DoE para 2015 que es del 7 % [56].

CÁLCULO DE LA MASA DE HIDRÓGENO NECESARIA

El hidrógeno embarcado se utiliza para producir energía en la pila de combustible. Esta energía se puede utilizar tanto en la propulsión de la aeronave como en la alimentación de los equipos electrónicos embarcados. La energía necesaria para realizar la misión se determina mediante la mecánica de vuelo (E_A), para una planta de potencia (PdP) híbrida. Para determinar la masa de hidrógeno a embarcar se considera únicamente la parte de energía que deberá producir la pila de combustible. Por lo tanto, la masa de hidrógeno necesario se calcula por:

$$m_{H_2}^u = \frac{E_A}{PCI \cdot \eta_E} \quad (3.11)$$

donde PCI es el poder calorífico inferior¹ del hidrógeno ($33,33 \text{ W h g}^{-1}$) y η_E es el rendimiento desde la hélice hasta la botella de hidrógeno.

El rendimiento η_E se puede descomponer en dos: por un lado, el rendimiento de la cadena de acondicionamiento de potencia de la PdP, η_{DC} , y por otro, η_{FC} , el correspondiente a la eficiencia electroquímica, η_{EQ} y consumos parásitos de los subsistemas de la pila de combustible, η_{par} . Matemáticamente se expresa como:

$$\eta_E = \eta_{DC} \cdot \eta_{FC} = \eta_{DC} \cdot (\eta_{EQ} \cdot \eta_{par})$$

La eficiencia electroquímica, η_{EQ} , es función de la corriente entregada por la pila de combustible, es decir, del voltaje fijado por las celdas según la relación:

$$\eta_{EQ} = \frac{V}{E_{thn} \cdot n_c} \quad (3.12)$$

donde V es el voltaje que produce la pila de combustible en el momento de la entrega de potencia, E_{thn} es el voltaje ideal de una monocelda, y n_c el número de celdas apiladas que forman la pila.

El voltaje ideal E_{thn} se denomina **voltaje termoneutro** [57], y para las pilas de combustible poliméricas se calcula mediante la expresión:

$$E_{thn} = \frac{-\Delta \bar{h}_f}{2 \cdot F}$$

donde $-\Delta \bar{h}_f$ es la entalpía de formación del agua y F la constante de Faraday ($96.485,3 \text{ C mol}^{-1}$).

¹La pila de combustible funciona por encima de los 120 °C por lo que la generación de agua se produce íntegramente en fase vapor, siendo expulsada de la pila como vapor sobrecalentado.

	$\Delta \bar{h}_f$ (kJ mol ⁻¹)	Voltaje E_{thn} (V)
Agua Líquida	-285,84	1,48
Vapor de agua	-241,83	1,25

Tabla 3.4: Voltaje ideal para una pila de combustible tipo PEM

En este estudio, la membrana polimérica utilizada es de alta temperatura (anexo E), y trabaja a temperaturas superiores a los 120 °C, por lo que la producción de agua se realiza en forma de vapor. Por tanto el voltaje termoneutro considerado es de 1,25 V.

Estequiométricamente, la formación de agua requiere de 8 gramos de oxígeno por cada gramo de hidrógeno. Por lo que la masa de oxígeno mínima se puede determinar como:

$$m_{O_2} = 8 \cdot m_{H_2} \quad (3.13)$$

Sin embargo, en condiciones reales de operación, la pila no puede trabajar en proporciones estequiométricas [58], por lo que siempre es necesario utilizar una mayor cantidad de combustible para asegurar la presencia de gases en toda la superficie activa de la membrana. Este fenómeno se ha cuantificado con el rendimiento de la purga de gases (η_P) contemplado en el factor de descarga (ecuación (3.3)).

Combinando las ecuaciones (3.4), (3.5), (3.7) y (3.11) se puede expresar la masa necesaria para el almacenamiento de cada uno de los componentes del SAG como:

$$m_{SAG}^{H_2} = (a_{mb} \cdot (\rho_{H_2}^P)^{-1} + 1) \cdot m_{H_2}^u \cdot f_D^{H_2} + (b_{mb} + m_f^{H_2}) \quad (3.14)$$

$$m_{SAG}^{O_2} = 8 \cdot [(a_{mb} \cdot (\rho_{O_2}^P)^{-1} + 1) \cdot m_{O_2}^u \cdot f_D^{O_2} + (b_{mb} + m_f^{O_2})] \quad (3.15)$$

3.2.4 MASA DE LA PILA DE COMBUSTIBLE

La pila de combustible (stack) se compone de una serie de elementos apilados. Cada elemento está formado por un par de placas monopolares y una membrana polimérica. La figura 3.3 es una representación de las distintas capas que componen una pila de combustible. Este elemento o unidad mínima es la **celda de combustible**, formada por las capas (2) y (3). Los elementos numerados con el (2) son las **placas monopolares** y el número (3) un sistema membrana-electrodo (**MEA**, del inglés Membrane Electrode Assembly). Dichos elementos se repetirán tantas veces como celdas tenga la pila. Los elementos numerados como (1) son las **placas colectoras** de corriente que son las que facilitan la conexión eléctrica de la pila con la aplicación dada. En cada extremo de la pila completa se coloca una placa terminal (4) atravesada por las varillas de sujeción.

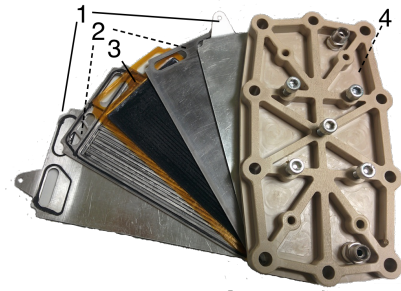


Figura 3.3: Diferentes elementos de una celda

El diseño de la pila de combustible se realiza para una MEA de alta temperatura fabricada por *BASF Fuel Cells* y ensayada en los laboratorios del *LIFTEC-CSIC* en Zaragoza. Para este estudio, y por lo tanto para fabricar la pila, se consideran MEAs con un área activa de 81,28 cm². Por tanto, la masa total de la pila de combustible depende del tamaño de la MEA, que define el

tamaño de las placas bipolares, y de la cantidad de conjuntos apilados. A esta cantidad se la conoce como “número de celdas” (n_c) de la pila de combustible.

La masa de la pila de combustible (m_{FC}) se calcula en función del número de celdas n_c como:

$$m_{FC} = [2 \cdot (m_{ter}^{FC} + m_{col}^{FC}) + n_c \cdot (m_{an}^{FC} + m_{cat}^{FC} + m_{MEA}^{FC}) + L_{vp} \cdot m_{vp}^{FC}] + m_{tor}^{FC} \quad (3.16)$$

donde m_{ter}^{FC} y m_{col}^{FC} son las masas de las dos placas terminales y las dos colectoras. Las masas m_{an}^{FC} , m_{cat}^{FC} y m_{MEA}^{FC} son las de los elementos que forman cada celda, siendo las dos primeras las masas de las placas monopolares. El valor de m_{tor}^{FC} corresponde a los tornillos de presión que se colocan en las placas terminales y son independientes del número de celdas. Y, finalmente, m_{vp}^{FC} es la masa de los elementos de cierre, que incluyen las varillas de presión, que dependen de la longitud de la pila L_{vp} , las arandelas y las tuercas. La longitud de la pila se ha determinado en función de los espesores como:

$$L_{vp} = 2 \cdot (e_{ter} + e_{col}) + n_c \cdot (e_{an} + e_{cat} + e_{MEA}) + e_{tor} \quad (3.17)$$

Los subíndices son idénticos a los utilizados en la expresión (3.16), y mantienen su significado.

MASA Y DIMENSIÓN ESTIMADA DE LOS COMPONENTES

Atendiendo a la experiencia del grupo del LIFTEC en el diseño y construcción de pilas de combustible [59, 60], empleando placas bipolares y monopolares de aluminio recubierto [61] y en el diseño de los canales de distribución de gases [62–65], se considera un espesor de las placas monopolares anódicas de 1 mm, mientras que para las catódicas éste será de 2 mm. Este sobre-espesor es necesario para la construcción de los canales de distribución de gases.

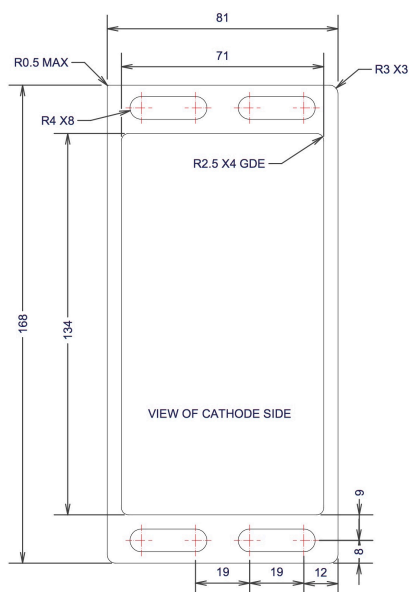


Figura 3.4: Celtec P1100

Las placas monopolares cubren por completo la MEA, sobrepasándola ligeramente para facilitar el sellado de los gases. La masa de cada una se determina en función del volumen de material y de su densidad. Conocida la densidad de la aleación de aluminio, 2.700 kg m^{-3} , el volumen se puede estimar en función de las características geométricas de la MEA seleccionada.

Para una primera aproximación de la masa, se considera que las placas poseen la misma superficie que las membranas (figura 3.4). La pérdida de material que se produce en el proceso de la mecanización de los colectores y los canales de distribución de gases se estima, según la experiencia del grupo, en un 40 %.

A las placas colectoras de corriente (número (1) de la figura 3.3) únicamente se les realiza el mecanizado de los colectores de gases, cuya reducción de peso se compensa con el recocado para la conexión eléctrica, por lo tanto, su masa será la del volumen de aluminio sin reducir. Las placas terminales se fabricaron de aluminio, con 5 mm de espesor y una masa total de 135 g de superficie activa, donde se está incluyendo la capa de aislante eléctrico que hay que intercalar entre la placa colectoras y la terminal. Para el cierre de la pila se considera el uso de varillas roscadas con una masa lineal de $2,5 \text{ g cm}^{-1}$, a la que hay que añadir el peso de las tuercas y las arandelas.

En la tabla 3.5 se detallan los valores de masa de cada uno de los elementos considerados.

	Superficie activa	81,28 cm ²	
m_{an}^{FC}	Placa anódica	22,8 g	por unidad
m_{cat}^{FC}	Placa catódica	45,6 g	por unidad
m_{col}^{FC}	Placa colectora	36,7 g	por unidad
m_{ter}^{FC}	Placa terminal	135 g	por unidad
m_{MEA}^{FC}	MEA	0 g	por unidad
m_{up}^{FC}	Varillas de presión	2,48 g cm ⁻¹	por cm lineal total
m_{tor}^{FC}	Tornillería	100 g	cantidad total

Tabla 3.5: Masa estimada por componente de la pila de combustible

Los espesores considerados para cada elemento se indican en la tabla 3.6. El espesor de la membrana, e_{MEA} , se considera despreciable debido a que es muy pequeño comparado con el de las placas, y está insertado en un rebaje realizado sobre la placa monopolar (ver apartado 4.3.1).

e_{an}	1 mm	e_{ter}	5 mm
e_{cat}	2 mm	e_{MEA}	0,1 mm
e_{col}	1 mm	e_{fijo}	20 mm

Tabla 3.6: Espesor estimado por componente de la pila

Con los valores de las tablas 3.5 y 3.6 se puede estimar la masa de la pila de combustible en función del número de celdas que la componen (figura 3.5).

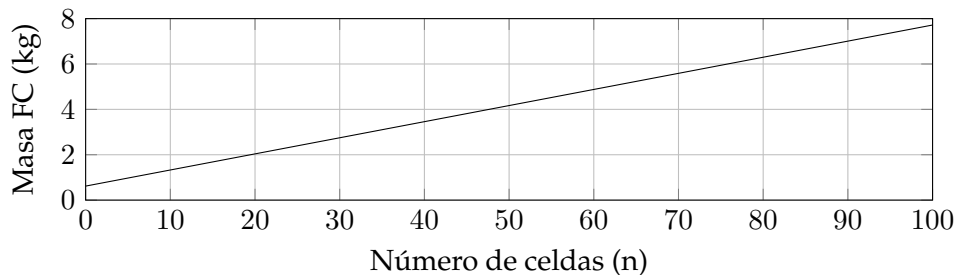


Figura 3.5: Masa estimada de la pila de combustible

El apilamiento de celdas se realiza para aumentar el voltaje de la pila de combustible, de forma que el mínimo número de celdas de combustible lo marcará el voltaje mínimo en el punto de trabajo. El número máximo de celdas lo define la técnica de apilado, habiéndose apilado hasta 250 celdas en algunas aplicaciones [58].

3.3 BALANCE ENERGÉTICO

3.3.1 PLANTEAMIENTO DEL PROBLEMA

Las pilas de combustible son dispositivos electroquímicos que transforman la energía del hidrógeno en energía eléctrica, por medio de reacciones de oxidación-reducción con rendimiento

más elevado a los que pueden obtenerse de los combustibles por medio de ciclos termodinámicos [58]. Por tanto, para una misma energía embarcada, los UAV con pila de combustible superan en autonomía a los motores de combustión interna [34].

La relación entre la corriente y el voltaje se conoce como curva de polarización de la MEA y se debe obtener de forma experimental. En la figura 3.6 se representan los datos obtenidos en el banco de ensayos dual que el LIFTEC-CSIC tiene en sus instalaciones en Zaragoza, para un stack experimental de 5 celdas, con las mismas placas y MEAs que se emplearán en el prototipo de UAV.

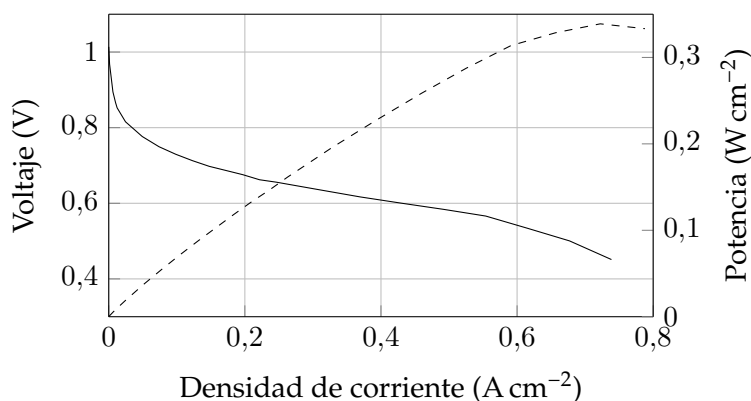


Figura 3.6: Curva de polarización obtenida en los laboratorios del LIFTEC-CSIC

En línea de trazos se representa la curva de potencia de la MEA, con el eje vertical representado a la derecha. Aumentar el valor de la densidad de corriente demandada, para un número de celdas fijas, permite obtener una mayor potencia, a pesar de la reducción del voltaje.

De los tres parámetros de diseño del UAV (masa, potencia y energía), se observa que la potencia queda determinada por la configuración de los dos parámetros característicos de la pila de combustible: el número de celdas (n_c) y la densidad de corriente demandada (J). Estas condiciones requieren de una adaptación del problema introducido en el apartado 2.1, realizando los cálculos de balance según una estrategia de escalada de vuelo a potencia constante, que es generada por la pila de combustible. El esquema de la figura 3.7 es una modificación del representado en la figura 2.1, y muestra la relación entre cada uno de los parámetros involucrados en el funcionamiento de la planta de potencia y del UAV, desde este nuevo punto de vista.

En el número de celdas (n_c) y la densidad de corriente demandada (J) se centran todos los análisis energéticos ya que, como se verá más adelante, son los que imponen las restricciones de funcionamiento. Utilizando la curva de polarización experimental obtenida en el banco de ensayos dual del LIFTEC, se calcula el **mapa de operaciones de la pila de combustible** representado en la figura 3.8, con el que se puede calcular el valor de la potencia entregada para cualquier configuración del stack para un mínimo de 10 celdas y un máximo de 70. El máximo número de celdas está limitado por la máxima longitud del stack que puede integrarse en el UAV. Las densidades de corriente se limitan entre 0,1 y 0,75 A cm⁻².

Sobre el mapa de la figura 3.8 se resaltan dos curvas. La primera es la recta vertical centrada en el valor de 0,5 A cm⁻², que se identifica como la **frontera de diseño de vida útil**, ubicada en dicho valor por sugerencia del fabricante de las MEAs. No obstante, se debe observar que es un valor de referencia ya que la MEA es capaz de producir una corriente superior, pero a costa de disminuir su vida útil. La segunda curva resaltada es la **frontera de potencia de escalada**

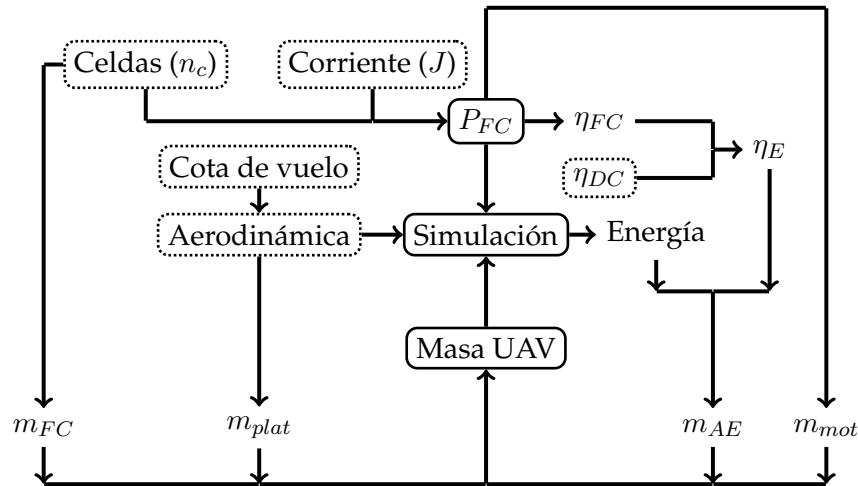


Figure 3.7: Diagrama de iteración en el análisis energético de la PdP

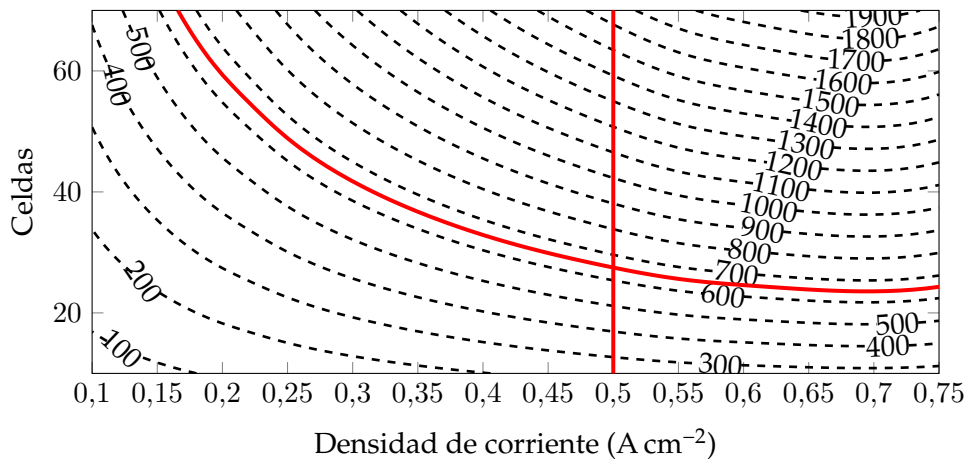


Figura 3.8: Mapa de operaciones de la HT PEMFC de aluminio

mínima. Como su nombre indica es el valor de potencia mínima suministrada por la pila por debajo del cual el UAV no puede realizar la escalada en las condiciones establecidas. Por tanto, por debajo de ella no existirán puntos de diseño posibles para efectuar la escalada. El valor de la frontera se determina desde la potencia de escalada estimada de 422,5 W en la hélice, que representan 650 W generados por la pila al considerar un rendimiento del 65% de la cadena de transmisión de potencia entre la pila de combustible y la hélice (80% de la hélice, 85,5% de la transmisión, el motor y la electrónica de control de velocidad y 5% de las pérdidas de los equipos auxiliares).

MÉTODO DE SOLUCIÓN

Los cálculos se realizan para valores de potencia fija, determinada por la combinación de los parámetros n_c y J sobre el mapa de operaciones de la pila de combustible de la figura 3.8. Para todos los puntos se toma como condición inicial que la masa total del UAV sea de 16 kg. Por tanto, para que la solución sea válida, la masa del punto deberá ser igual o inferior a la inicial. Si el valor de la masa es superior, el diseño no es viable ya que se está superando la capacidad de carga del UAV. Para entender correctamente los resultados expuestos a continuación se describe

detalladamente cómo se realiza el flujo de los cálculos en el algoritmo programado.

Siguiendo el diagrama de la figura 3.7, para un número de celdas (n_c) dado y una densidad de corriente (J) determinada, se fijan los valores de la potencia, la masa y la eficiencia electroquímica de la pila de combustible, que serán constantes en todo el proceso de solución iterativo. La potencia de la pila de combustible se fija como potencia disponible en las ecuaciones de la mecánica de vuelo obteniendo como resultado la energía requerida para alcanzar la cota de 10.000 m con una velocidad ascensional de $0,8 \text{ m s}^{-1}$. Para los análisis realizados se considera que toda la energía debe ser entregada por la pila de combustible y, considerando la eficiencia teórica de conversión determinada para el punto de operación, se estima la cantidad de hidrógeno requerida según las ecuaciones y parámetros descritos en el punto 3.2.3. Utilizando los modelos de estimación de masa se calcula el nuevo valor de la masa del UAV, que deberá ser igual o menor a 16 kg para seguir con las iteraciones. Si se comprueba esto, se reinicia el proceso de cálculo del valor de la energía, pero con la nueva masa estimada, y así sucesivamente hasta que el valor de la diferencia entre el valor calculado en el último paso y el anterior difiera según el residuo impuesto para la convergencia de la solución.

Al final de las iteraciones, se dispone de una colección de valores para cada uno de los parámetros de la planta de potencia que cumplen con los requisitos impuestos, y por tanto es una posible solución de diseño. Estos valores son: la potencia, la energía requerida, el volumen de botellas de H_2 y O_2 , y las masas de todos los componentes de la planta: motor, pila de combustible y sistema de almacenamiento de gases.

3.3.2 RESULTADOS DE LAS ITERACIONES

En la figura 3.9 se representa el diagrama de los puntos de diseño viables que se han obtenido del estudio. Los ejes utilizados son los mismos que para el mapa de operaciones de la pila de combustible. En el eje horizontal se indica la densidad de corriente y en el vertical el número de celdas del stack.

Incluyendo las fronteras de diseño anteriormente determinadas, en esta figura en color rojo y línea de trazos, se observa que la frontera de potencia mínima divide el diagrama en dos zonas. La de mayor potencia, donde aparecen puntos de diseño válidos y otra zona, de menor potencia, en la que el diseño de planta de potencia simple no es viable. Por contra, la frontera de vida útil no impone ninguna restricción en la viabilidad, pero sí es una restricción a la hora de tomar la decisión final sobre el diseño. Los valores se representan en el diagrama como iso-curvas sin valor numérico, ya que lo que se desea es mostrar los puntos relativos entre los valores máximos y mínimos y las tendencias de cada parámetro con la configuración del punto de operación.

Las curvas de masa del UAV se representan con línea gruesa continua negra, el punto de masa mínima de UAV se marca con un círculo, y presenta un valor de 11,05 kg. Por contra, el máximo del análisis se establece en 15,92 kg, para el stack con el mayor número de celdas. La forma de estas curvas viene determinada por el comportamiento de la masa de la pila de combustible y del sistema de almacenamiento de gases. Como la masa de pila de combustible depende únicamente del número de celdas, su representación sería mediante rectas horizontales, mientras que para el sistema de gases depende del volumen de las botellas, el cual es proporcional al valor de la energía de hidrógeno embarcada, representada mediante las curvas iso-concéntricas sobre el valor de máxima eficiencia (estrella), representadas con trazos cortos. Para el punto de máxima eficiencia, el consumo de hidrógeno es el mínimo, de valor 1.399 W h, que corresponde

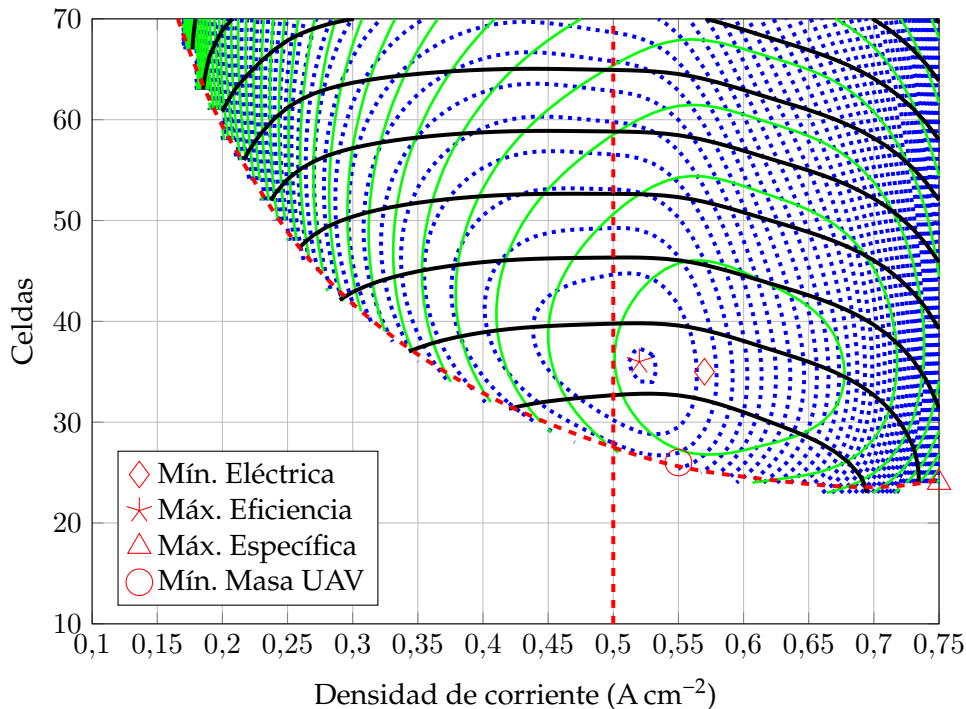


Figura 3.9: Mapa de soluciones a la PdP con HT PEMFC de aluminio

con un stack de 36 celdas y una densidad de corriente de $0,52 \text{ A cm}^{-2}$, el cual tiene una eficiencia teórica del 46,2 %. Este punto es interesante para las aplicaciones móviles ya que demuestra que la máxima eficiencia del sistema no coincide con el punto de máximo rendimiento de conversión de la pila de combustible, el cual se encuentra en los valores de bajas densidades de corriente, y que requeriría una pila de mayor tamaño.

Por otro lado, las curvas de iso-energía se representan mediante líneas verdes continuas y son concéntricas al punto de mínima energía requerida (rombo). Esta condición se consigue con una pila de combustible de 35 celdas y una densidad de corriente de $0,57 \text{ A cm}^{-2}$. Los dos mínimos de energía se relacionan entre ellos por medio de la eficiencia teórica de conversión del hidrógeno, determinada en función de la densidad de corriente de la pila.

Los otros dos puntos de óptimo diseño, el de mínima masa de UAV (círculo) y el de máxima energía específica de planta (triángulo), se alcanzan minimizando el valor de la masa de la pila de combustible, por eso ambos se ubican sobre la frontera de potencia mínima. El punto de mínima masa de UAV se puede definir como el mínimo valor de la *suma* de la masa de la pila de combustible y la del sistema de almacenamiento de gases. Sin embargo, el punto de máxima energía específica se obtiene para la mínima masa de la pila de combustible y máximo volumen de almacenamiento de hidrógeno.

Como se observa, todos los puntos óptimos identificados se encuentran por encima de la máxima densidad de corriente definida como frontera de vida útil y por tanto la solución de diseño a implementar no podrá ser uno de dichos puntos. Para resolver el diseño, se llega a un compromiso teniendo en cuenta el coste económico de la integración de la nueva planta.

Los costes de la planta se dividen en costes de inversión y costes de operación. El valor del coste de inversión es mínimo para la pila con el número de celdas mínimo (mínimo n_c) y la máxima

vida útil. Dicho punto es exactamente el corte de la frontera de potencia mínima con la frontera de vida útil, el cual se corresponde con una pila de 28 celdas. Sin embargo, para mantener un margen de seguridad, el punto de frontera de vida útil se desplaza a un valor de $0,45 \text{ A cm}^{-2}$, por lo que la pila de combustible óptima debería de tener unas 30 celdas. Dicho punto de diseño se resuelve con una pila de combustible de 2,74 kg, 652,2 W de potencia nominal, propulsando un UAV de 11,4 kg de masa, con un sistema de almacenamiento de gases de 2,55 l y 1,14 l de hidrógeno y oxígeno a 300 bar respectivamente.

3.4 ANÁLISIS ENERGÉTICO DEL DISEÑO DE PDP PROPUESTA

El sistema de almacenamiento de gases (SAG) está compuesto por dos botellas de tipo IV, de 4,7 y 2 litros para hidrógeno y oxígeno respectivamente, presurizado a 300 bar, como se puede ver en la figura 3.10. Por lo tanto, la cantidad de hidrógeno que se puede almacenar es de 88,88 g, considerando un factor de compresibilidad del hidrógeno de 1,28 (ver anexo D). Para el factor de descarga determinado en la tabla 3.2 la cantidad de hidrógeno aprovechable es de 80,07 g, o lo que es lo mismo 2.669 Wh, según el poder calorífico inferior del hidrógeno. La masa total (real) del sistema de almacenamiento de gases es de 6,35 kg y la densidad energética de la PdP simple es de $293,6 \text{ Wh kg}^{-1}$. En el punto de operación de la pila se estima una eficiencia de conversión del hidrógeno del 40,1 %, por lo que la energía específica de la PdP es de $117,7 \text{ Wh kg}^{-1}$.



Figura 3.10: Botellas de material compuesto tipo IV

En la figura 3.11 se representa la energía específica teórica del almacenamiento de gases del sistema diseñado en función de la presión. Se consideran variaciones de presión de 200 a 700 bar y un factor de incremento de la masa de un 10 % para el almacenamiento a 500 bar y de un 20 % para el de 700 bar sobre la masa estimada por el modelo. Los valores de energía específica teórica alcanzados para el volumen del SAG varían de 103 Wh kg^{-1} para una presión de 200 bar hasta los 226 Wh kg^{-1} para la presión de almacenamiento máxima considerada.

El cálculo de la energía específica incluye la masa de la botella con el oxígeno necesario para poder alcanzar la cota de 10 km. Esta masa supone un 14 % de la masa total de la planta que si tuviera que ser sustituida por un compresor sería superior y, además, añadiría un consumo parásito adicional que puede llegar a ser del 20 % de la potencia generada por la pila de combustible [57, 58].

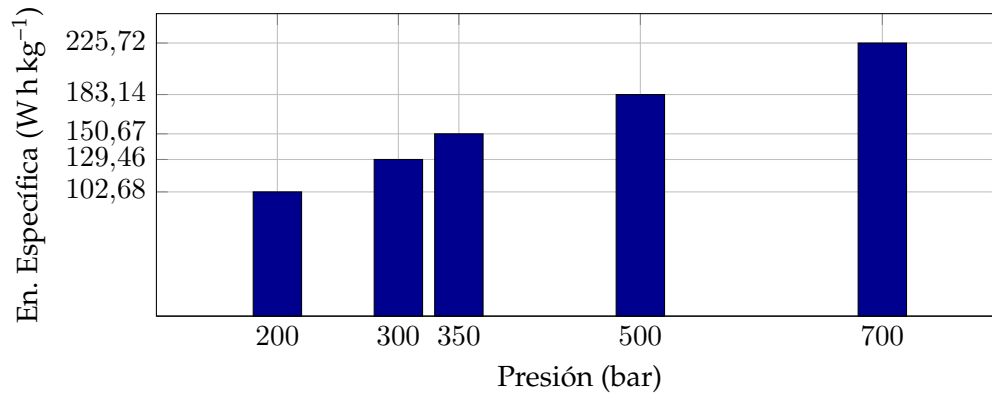


Figura 3.11: Incremento de la energía específica con la presión

3.5 ACTUALIZACIÓN DEL DISEÑO DEL STACK DEL UAV

Después de realizar una prueba de funcionamiento del stack de más de 100 horas, se observó una pérdida de potencia gradual hasta llegar al fallo. Las posibles causas se discuten en la siguiente sección, en el apartado 4.5.4. Por tanto, fue necesario considerar otro material para mecanizar las placas que conforman las diferentes celdas, cambiando del aluminio a un grafito adecuado a la temperatura de trabajo (superior a 150 °C). Esta modificación implica un cambio en el modelo de estimación de la masa de la pila de combustible considerado en el código, debido a que, a pesar de que el grafito tiene una densidad similar a la de aluminio, es necesario emplear placas de mayor espesor por su baja resistencia mecánica. Pero también implica modificar la curva de polarización, debido a que el grafito presenta una resistencia eléctrica ligeramente mayor que el aluminio.

En la figura 3.12 se representa el diagrama de soluciones obtenido tras la introducción de estas modificaciones en la programación del algoritmo. El diagrama es similar al obtenido para la pila de combustible de aluminio, pero los valores numéricos son diferentes, ya que al reducir la potencia específica de la pila de combustible aumentan los consumos de energía. Por la naturaleza del problema aparecen dos nuevas fronteras que antes no se incluían en el diseño debido a que no se alcanzaban. Por un lado, está el valor de la máxima masa del UAV, debido a que se alcanza el valor límite (16 kg). Esta frontera es la línea roja

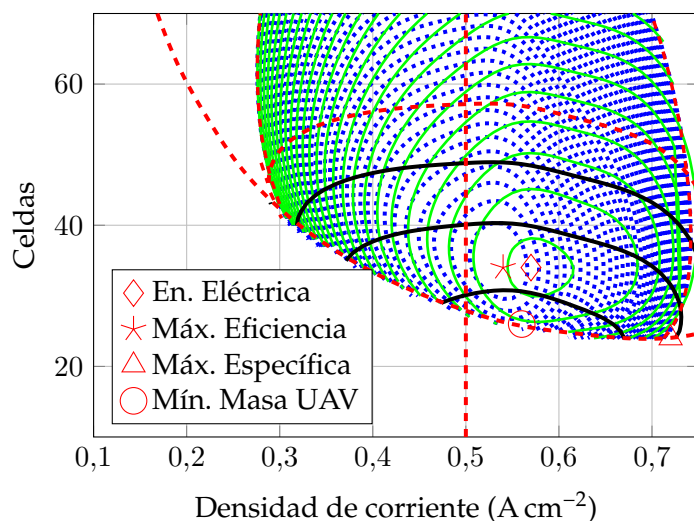


Figura 3.12: Mapa de soluciones a la PdP con HT PEMFC de grafito

de trazos paralela a las de masa constante (negras continuas). La segunda frontera queda impuesta por el SAG ya seleccionado, delimitando los laterales del mapa de soluciones y, como antes, determina la máxima cantidad de energía embarcable en el UAV. Estas dos fronteras

restringen los posibles puntos de operación del UAV. De nuevo, en este caso el punto de operación seleccionado está situado sobre la frontera de potencia mínima, para una densidad de corriente de $0,45 \text{ W h kg}^{-1}$. Para dicho criterio de diseño, la pila tendrá 30 celdas con una masa de 3,87 kg por lo que la energía específica almacenada será de $261,1 \text{ W h kg}^{-1}$. Además, el rendimiento de conversión del hidrógeno se reduce hasta un 39,6 % por lo que la energía específica útil obtenida sería de $116,3 \text{ W h kg}^{-1}$.

Es importante destacar que las aportaciones de las secciones 2 y 3, en el modelado de la mecánica de vuelo y de la masa de los sistemas del UAV respectivamente, permiten obtener con la algorítmica desarrollada los mapas de soluciones de la PdP en función de las características de la pila de combustible para cualquier configuración de los parámetros de diseño (aerodinámica del avión, materiales utilizados, etc.).

SECCIÓN 4

LA PILA DE COMBUSTIBLE

4.1 INTRODUCCIÓN

Como ya se ha comentado en la introducción general, el uso de las pilas de combustible (stacks) en el sector de la aviación responde a la necesidad de buscar sistemas de mayor eficiencia y, por tanto, de menor consumo energético. Sin embargo, la potencia específica de estos nuevos sistemas está lejos de la que presentan las actuales turbinas o las turbohélices, por lo que su aplicación en vehículos comerciales es todavía lejana.

No obstante, el uso de pilas de combustible en las plantas de potencia de UAVs sí es viable. La práctica totalidad de estos desarrollos usan pilas de combustible poliméricas (PEM) de baja temperatura, es decir, con MEAs operando a temperaturas inferiores a los 80 °C [24–27]. Las membranas de estas MEAs están fabricadas con el polímero *Nafion*, que es el nombre comercial de un ionómero basado en ácido perfluorosulfónico de DuPont. Este tipo de membranas utilizan agua para conducir los protones, por lo que es necesario un control eficiente de la humedad y la temperatura de los gases reactantes. El correcto diseño de estos subsistemas es muy importante en las pilas PEM de baja temperatura, ya que un desequilibrio de cualquiera de estas variables conlleva a la degradación irreversible de la membrana y por tanto de la MEA.

El diseño, acondicionamiento y puesta en marcha de la pila fabricada así como su sistema de refrigeración, se discuten en detalle en el artículo III publicado (página 121).

4.1.1 TECNOLOGÍA DE PILA DE COMBUSTIBLE SELECCIONADA

Debido a las especiales condiciones ambientales en las que se desarrolla un vuelo en la alta troposfera (bajos valores de la temperatura, densidad del aire y presión parcial de oxígeno), se ha seleccionado una pila de tipo PEM de alta temperatura (HT-PEMFC). El uso de tecnología basada en membranas de alta temperatura simplifica tanto el control de la humedad de los gases reactantes como el manejo del agua y el calor producidos en el dispositivo electroquímico. Esta tecnología se basa en membranas fabricadas con polibenzimidazol (PBI) inmovilizado en fase gel, dopado con ácido fosfórico concentrado [66], que permite operar en un rango de temperaturas comprendido entre 120 °C y 180 °C.

La conducción iónica de este tipo de membrana no se basa en la presencia de agua sino de ácido, por lo que se puede aumentar la temperatura de operación por encima de la temperatura de saturación del agua a presión ambiental. De hecho es obligatorio hacerlo, debido a que el material utilizado es higroscópico y por tanto, en presencia de agua o humedad el ácido contenido es desplazado por el agua causando la pérdida de conductividad. Por ello, las MEAs

basadas en estas membranas son delicadas y deben ensamblarse en ambientes con muy baja humedad relativa [67, 68].

La alta temperatura de funcionamiento de estas MEAs permite que el suministro de gases pueda realizarse directamente desde el sistema de almacenamiento, sin necesidad de ser humectados a la entrada de la pila, reduciendo así la cantidad de elementos auxiliares de la planta de potencia. Además, existe un elevado gradiente térmico entre la pila y los alrededores, lo que facilita la extracción del calor por convección forzada. En este caso, no son necesarios intercambiadores de calor ni fluidos calo-portadores que también incrementarían la masa del sistema.

Adicionalmente, la alta temperatura de operación mejora otros dos aspectos importantes. Por una parte, las reacciones de oxidación-reducción se aceleran y aumentan los potenciales electroquímicos, por lo que la cantidad de catalizador se reduce e incluso se puede valorar el uso de otros metales distintos al platino. En segundo lugar, el incremento de la temperatura aumenta también la tolerancia de los catalizadores al envenenamiento por CO , con lo que la alimentación de reactantes se puede realizar desde reformadores catalíticos por vapor, lo que resulta de especial interés en aplicaciones para vehículos terrestres, y yates o barcos de tamaño considerable [69].

Para el stack del UAV se han empleado las MEAs comerciales Celtec P-1100, con membranas poliméricas de PBI fabricadas por *BASF Fuel Cells* con un área activa de $81,28\text{ cm}^2$, como ya se ha dicho.

4.2 DISEÑO DE LAS PLACAS MONOPOLARES

Tal y como se ha introducido en el apartado 3.2.4, las placas de la celda son las encargadas de aportar la necesaria resistencia mecánica a cada MEA, así como de distribuir los gases reactantes de forma eficiente. Estas placas pueden construirse como placas bipolares o placas monopolares, en función de si incorporan canales de distribución de gases en dos caras o únicamente en una. La contribución de las placas a la masa del stack es significativa. El valor exacto depende del número de celdas, pero el valor medio para un stack es del 75 %. Por tanto, la optimización del diseño de estos elementos es el primer proceso a considerar para conseguir una reducción significativa del peso total de la pila.

Para fabricar las placas de la pila de combustible del UAV se consideró inicialmente emplear una aleación de aluminio, concretamente **Magnal-45**, conocido también como aluminio 5083. Este material fue seleccionado por sus buenas propiedades mecánicas, que permiten fabricar placas mecanizadas con muy poco espesor. No obstante, el material presenta una elevada corrosión, que se trata de evitar mediante un adecuado recubrimiento superficial [61].

4.2.1 GEOMETRÍA DE FLUJO PROPUESTA

La distribución del flujo de gases reactantes en el stack es un problema vital para garantizar la eficiencia del dispositivo. Son estos elementos los responsables de que todas las celdas funcionen con una eficiencia similar, garantizando que a cada placa le llegue la misma cantidad de gases reactantes y que éstos se distribuyan de forma homogénea sobre las áreas activas de cada celda. Por ello, el correcto diseño de las placas implica dimensionar de forma adecuada la geometría de flujo y los colectores de gases.

Existen muchos tipos de geometrías de canales de flujo (paralelos, serpentin, interdigitados, fractales, etc.). Una de las mejores revisiones sobre la influencia de la geometría de flujo en el rendimiento de la pila de combustible la realizaron Manso et al. [70] en 2012. Pero, como estos autores concluyen, la comparación entre todas las geometrías resulta compleja debido a la cantidad de parámetros que influyen en el análisis de la eficiencia de estos dispositivos.



Figura 4.1: Geometría de flujo de gases de la placa diseñada

Para distribuir de forma homogénea los gases reactantes sobre toda la zona activa, se ha diseñado una geometría de flujo del tipo serpentin-paralelo, formada por 3 bloques de 10 canales cada uno, lo que significa que cada canal posee 4 codos de 90° . Para minimizar las pérdidas, estos codos están mecanizados con un radio de 0,5 mm. De acuerdo con la experiencia del grupo de investigación de Pilas PEM del LIFTEC-CSIC [62–65] se han diseñado los canales con una longitud total de 392 mm y con tramos rectos con la mayor longitud posible, para mejorar la difusión o convección de los gases a través de la GDL (del inglés “*Gas Diffusion Layer*”) [71–73]. El ancho de los canales es de 1 mm y están separados por nervios de 1,3 mm. La profundidad es de 0,5 mm para los canales de las caras ánodo (hidrógeno), mientras que para las caras cátodo (oxígeno) la profundidad es de 1,3 mm. Esto cumple las recomendaciones del fabricante de las MEAs, que sugiere que la profundidad de los canales sea superior a 0,4 mm para evitar el bloqueo de los mismos por la penetración de las MEAs al ejercer la fuerza de cierre necesaria para garantizar la estanqueidad de la pila.

Con esta configuración, el 48,28 % del área activa está en contacto directo con los gases, mientras que el 51,72 % hace contacto con los nervios. De esta manera se mejora el rendimiento efectivo al aumentar el contacto entre la membrana y las placas con lo que disminuye la resistencia óhmica. [74].

Las dimensiones de las placas monopoles son de 168 mm \times 81 mm, con un espesor de 1 mm en el caso de la placa ánodo y 2 mm en la placa cátodo. Una foto real de una de las placas monopoles del UAV se muestra en la figura 4.1. Este diseño presenta la ventaja de que al tratarse de placas monopoles, el ensamblaje de cada MEA puede realizarse individualmente, evitando así los problemas de humedad que afectan a las membranas durante el montaje. También se facilita el suministro de gases al área activa gracias a la posibilidad de mecanizar rebajes en las caras posteriores de las placas monopoles (figura 4.2).

Como se ve en la figura 4.1, las esquinas de todas las placas, excepto las terminales, han sido mecanizadas con un radio cóncavo de 4 mm para que los tornillos que ejercerán la fuerza de cierre estén lo más próximo posible al área activa, ya que la zona de las esquinas no desempeña ninguna función. Con esta medida se ahorra peso y se mejora el sistema de cierre del stack. En el anexo F se incluyen los planos detallados de las placas construidas (página 193).

4.2.2 SUMINISTRO DE GASES

En este diseño, el suministro de gases a cada una de las placas, se realiza a través de cuatro canales mecanizados en las mismas que conforman, al apilarse las celdas, los colectores de entrada y salida de los dos gases. Para comunicar los colectores generales con cada serpentin se ha mecanizado un rebaje en la parte trasera de las placas. Este es un diseño que ya ha sido probado con éxito por el grupo del LIFTEC [75].



Figura 4.2: Canales de distribución de gases de la placa diseñada

La imagen de la figura 4.2 es un detalle del colector de gases, donde se aprecia también la junta aislante de silicona depositada sobre los canales practicados. Con este sistema se evita tener que colocar topes y/o conexiones especiales que se necesitan para garantizar el suministro de gases en otros diseños. Los colectores generales se han diseñado siguiendo la geometría marcada por la MEA comercial utilizada (ver figura 3.4), y tienen 27 mm de ancho por 8 mm de altura. La longitud total de los colectores coincide con la longitud de la pila. Tal y como se aprecia en el mecanizado de la izquierda de la imagen 4.2, estos rebajes poseen unos nervios que garantizan una buena resistencia mecánica, tanto al rebaje como a los colectores generales de la pila. En la placa por la que circula el hidrógeno, los rebajes tienen una profundidad de 0,5 mm, mientras que en la placa por donde pasa el oxígeno son de 1 mm.

4.2.3 CAÍDA DE PRESIÓN EN LOS CANALES Y COLECTORES

Un correcto diseño del sistema de distribución de gases implica calcular de forma precisa la caída de presión total en el stack, que es la suma de las caídas de presión que impone la geometría de canales de cada una de las **placas** y la del **colector** de gases. La caída de presión en las placas se divide en tres partes: las pérdidas en el **serpentín**, que incluye la pérdida en toda la longitud del canal más las pérdidas locales en los codos de cada canal, las pérdidas en los **rebajes** posteriores, que comunican el colector y los canales de la geometría de flujo, y las pérdidas de **conexiones**, que son pérdidas locales generadas en las conexiones de entrada y salida de los canales con los rebajes.

$$\Delta P = \Delta P_{colector} + \left(\Delta P_{serpentín} + \Delta P_{conexión} + \Delta P_{rebaje} \right) \quad (4.1)$$

La caída de presión en los tramos rectos de los canales se determina según la ecuación (4.2) [58] imponiendo que el flujo de gas a través de los canales es laminar, lo que sucede cuando el número *Reynolds* es menor que 2.400.

$$\Delta P_{canal} = f_d \cdot \frac{L_c}{d_H} \cdot \frac{\rho_{gas} \cdot v_{gas}^2}{2} \quad (4.2)$$

donde f_d es el factor de fricción calculado por la ecuación (4.3); determinada experimentalmente [65]; L_c es la longitud del tramo recto del canal; v_{gas} es la velocidad del gas en el interior del conducto; d_H es el diámetro hidráulico, determinado mediante la ecuación (4.4); y ρ_{gas} la densidad del gas en las condiciones del interior del conducto.

$$f_d = \frac{58,91 + 50,66 \cdot e^{\left(\frac{-3,4}{w/h}\right)}}{Re} \quad (4.3)$$

$$d_H = \frac{2 \cdot h \cdot w}{h + w} \quad (4.4)$$

Re es el número de Reynolds, calculado según (4.5); h es la profundidad del canal; y w su anchura.

$$Re = \frac{v_{gas} \cdot d_H \cdot \rho_{gas}}{\mu_{gas}} \quad (4.5)$$

donde μ_{gas} es la viscosidad cinemática del gas. Las características de los gases en el interior de los tubos se detallan en la tabla 4.1.

La caída de presión inducida por los elementos singulares como codos y giros a 90° se determina mediante la ecuación (4.6), extraída de [58], evaluada para cada singularidad independientemente.

$$\Delta P_{codos} = n_{codos} \cdot k_L \cdot \frac{\rho_{gas} \cdot v_{gas}^2}{2} \quad (4.6)$$

donde k_L es la pérdida local en los codos. Para codos rectos, como es el caso, se sugiere un valor de 1,5 [58].

Gas	H_2	O_2
ρ	$0,0567 \text{ kg m}^{-3}$	$0,9003 \text{ kg m}^{-3}$
μ	$1,1550 \times 10^{-5} \text{ Pa s}$	$2,7400 \times 10^{-5} \text{ Pa s}$

Tabla 4.1: Presión y viscosidad a las condiciones de presión y temperatura

En la tabla 4.2 se recoge el resultado de los cálculos para una densidad de corriente de $0,5 \text{ A cm}^{-2}$ y considerando un caudal de gas con estequiometría de 1,2 para el hidrógeno y 2 para el oxígeno, es decir $13,41 \text{ l min}^{-1}$ de hidrógeno y $12,3 \text{ l min}^{-1}$ de oxígeno.

ΔP	Ánodo	Cátodo
Serpentín	24,1 Pa	60,5 Pa
Colectores	0,11 Pa	0,79 Pa

Tabla 4.2: Pérdidas de carga en los canales de las placas ($0,45 \text{ A cm}^{-2}$)

Se comprueba que la caída de presión en los canales de distribución es, por lo menos, 10 veces más pequeña en los colectores que en los canales de distribución, tal y como se exige en la condición de diseño [58, 64].

4.3 SISTEMA DE CIERRE Y SELLADO

Un aspecto muy importante del diseño de una pila es el sistema de sellado de las distintas celdas para evitar las fugas de los gases reactantes hacia el exterior o el contacto directo entre ambos reactantes. Las zonas más problemáticas son los colectores de alimentación de gases y el perímetro que rodea a la geometría de flujo. Para impedir las fugas, se ha mecanizado un canal rectangular que rodea todas las zonas conflictivas en el que se deposita una junta de silicona mediante un robot programable. La selección del material para el sistema de sellado está restringida por el rango de temperaturas a la que está sometido durante el funcionamiento de la pila. Teniendo esto en cuenta, el adhesivo seleccionado ha sido la silicona oxímica *Loctite*TM5910,

una pasta tixotrópica monocomponente y de curado neutro. Esta silicona vulcaniza rápidamente a temperatura ambiente, convirtiéndose en una junta flexible que mantiene sus propiedades tanto de adherencia como de elasticidad sin envejecer y permaneciendo estable ante los distintos agentes atmosféricos, con temperaturas de trabajo comprendidas entre los -50 y los 200 °C. Una vez curado, el cordón adquiere una dureza Shore de 30, con una resistividad volumétrica de $1,69 \times 10^{14} \Omega \text{ m}$, mientras que la resistividad superficial llega a los $2,81 \times 10^{14} \Omega \text{ m}$.

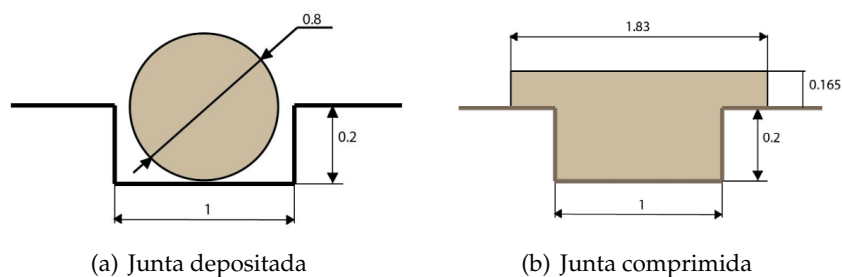


Figura 4.3: Junta de silicona oxímica Loctite 5910

Cuando se realiza el cierre y apriete del stack, la junta se deforma y amplía su superficie sin desplazarse consiguiendo un sellado adecuado (figura 4.3(b)). La junta puede verse depositada en las fotografías de las figuras 4.1 y 4.2.

4.3.1 SISTEMA DE CIERRE DEL STACK

La presión sobre la membrana debe reducir el espesor de ésta hasta un 80 % del original, según el fabricante. De esta forma se puede tener seguridad de que habrá un buen contacto eléctrico y se asegura la correcta difusión de los gases reactantes hacia las capas catalíticas. Para no sobrepasar este límite de compresión, el diseño de las placas incorpora un rebaje de 0,2 mm en toda la superficie de la geometría de flujo. Este rebaje incorpora un marco interior de 1 mm de ancho para que se apoye la membrana, y una holgura exterior de 0,5 mm para poder colocar correctamente la MEA sin que sufra ningún daño, por lo que el rebaje para el asentamiento tiene un ancho total de 1,5 mm.

Teniendo en cuenta la superficie de contacto y la fuerza de compresión que se debe aplicar a las placas, se determina que el apriete debe ser de unos 7,5 kN aplicados a cada tornillo, lo cual se garantiza midiendo con una llave dinamométrica.

El stack del UAV se cierra con 10 tornillos de métrica *M6* pasantes, que se ubican en la periferia de las placas terminales. Estas placas tienen mecanizado un rebaje de 0,5 mm de profundidad para facilitar el montaje de las placas de presión. Otro aspecto importante en el diseño de las placas terminales es la presencia de 9 agujeros roscados distribuidos en toda la sección del área activa. Su función consiste en alojar tornillos de apriete que presionen la parte central de las placas (ver Fig. 4.4(a) y 4.4(a)). De esta forma, se garantiza un correcto apriete (y contacto eléctrico) en la zona central de las placas del stack, evitando ejercer una fuerza de apriete excesiva sobre los pernos exteriores con el objetivo de asegurar el adecuado sellado entre las diferentes placas. Si esto ocurriese, se provocaría el curvado de las placas terminales limitando el contacto eléctrico en la zona de reacción química.

Como se ha comentado, la placa de presión (figura 4.4(c)) tiene la función de transmitir la presión por igual a toda la superficie activa de la membrana. El apriete de estos tornillos se realiza

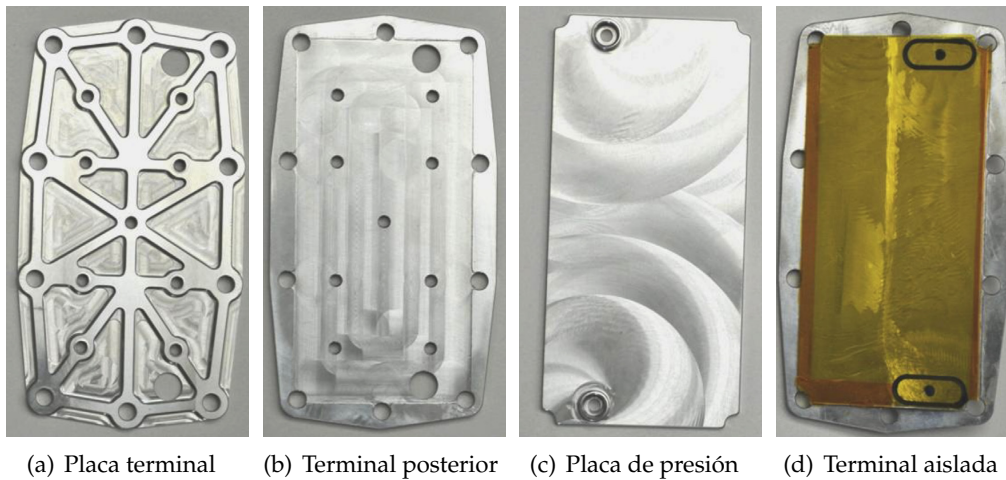


Figura 4.4: Placas terminales y de presión

mediante espectroscopía de impedancia para asegurar una baja resistencia óhmica. Para ello, se ha utilizado un equipo *Autolab/PGSTAT302* con un analizador de frecuencia *FRA2*, aplicando una corriente de 1 A y un voltaje de 10 V. Con este análisis se determinó que hay un descenso considerable de la resistencia interna al aumentar el apriete hasta los 2 N m.

En la imagen de la figura 4.4(d) se presenta la vista posterior del montaje de las placas terminal y de apriete. Como puede verse, la cara de esta última que está en contacto con la correspondiente placa (ánodo o cátodo) de la pila está recubierta con una lámina de Kapton de 3 mm de espesor. De esta forma se garantiza el necesario aislamiento eléctrico entre las dos placas terminales de la pila.

4.4 SISTEMA DE ENFRIAMIENTO PROPUESTO

Para garantizar un correcto funcionamiento del stack, su temperatura debe mantenerse en un rango entre 120 °C y 180 °C durante su operación, según el fabricante de las MEAs. El sistema de control deberá garantizar estas temperaturas para cualquier potencia eléctrica generada por el stack. Por lo tanto, debido a las difíciles condiciones en las que se desarrolla el vuelo previsto, para mantener las condiciones de operación se hace necesario aislar la pila del entorno, de forma que el intercambio de calor se pueda realizar con el aire atmosférico pero de forma controlada.

Para ello, se crea una cámara de refrigeración dentro del fuselaje del UAV. La circulación del aire dentro de la misma se puede realizar de forma *pasiva* aprovechando el desplazamiento del UAV o *activa* mediante el caudal desplazado por unos ventiladores axiales. La selección del tipo de sistema de refrigeración depende de la aplicación a la que se destine el UAV. Para el vuelo a elevada altitud, el uso de ventiladores axiales queda descartado por el incremento de peso que implica y por la dificultad que tendrían los mismos de manejar el flujo de aire necesario en las condiciones impuestas por el vuelo a elevada cota. Sin embargo, se ha contemplado su instalación en aplicaciones que sí se permita y requiera su uso, como los vuelos a baja altura. Otra ventaja que tiene la selección de un sistema de refrigeración *pasivo* es que el consumo parásito es inferior a el requerido por sistemas *activos*.

En la figura 4.5 se muestra un esquema del sistema de refrigeración propuesto para el sistema *pasivo*. El esquema es una representación del fuselaje del UAV (A), con el desplazamiento del UAV hacia la derecha del dibujo. En el interior del cuerpo (A) se instala la cámara de refrigeración (B) aislada (C) donde se ubica el stack. El dibujo muestra dos tomas de aire (D). El número final de tomas de aire dependerá de las restricciones de la aerodinámica. En estas tomas de aire se prevé la instalación de unas válvulas de regulación todo-nada (F) para controlar la entrada de aire o bloquearla. La regulación del caudal se realiza mediante la válvula cónica (G) que permite el paso por el conducto de salida (E). Para convertir el sistema en *activo* simplemente se sustituiría la válvula de regulación cónica por un ventilador axial. En la figura 4.6 se muestran fotos del prototipo de la cámara de refrigeración fabricada.

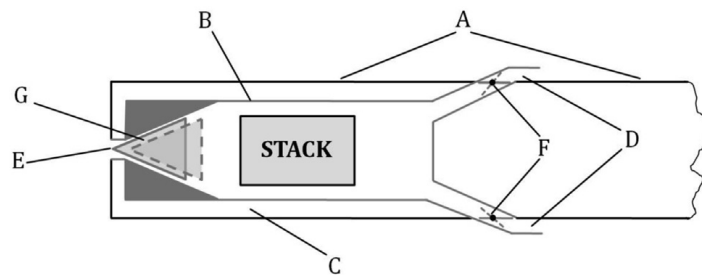
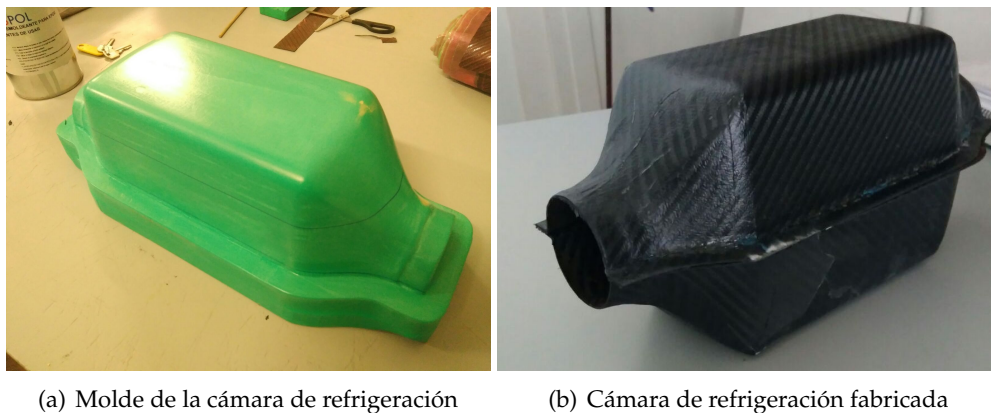


Figura 4.5: Esquema de la cámara de refrigeración



(a) Molde de la cámara de refrigeración

(b) Cámara de refrigeración fabricada

Figura 4.6: Prototipo de cámara de refrigeración

Para realizar un diseño adecuado de este sistema, los cálculos se han realizado empleando un código numérico propio, suponiendo una temperatura óptima de 160°C , funcionando todo el sistema en condiciones estacionarias. Se considera además que los gases entran completamente secos y la producción de agua se genera en fase vapor, la cual se extrae de forma conjunta con los gases de salida. En el modelo se consideran únicamente los fenómenos de radiación y convección de la superficie del stack al aire ambiente refrigerante. Esta hipótesis implica que los fenómenos de conducción de calor dentro de la pila tienen lugar de forma instantánea, por lo que el gradiente de temperatura en el interior se puede despreciar. La validez de la hipótesis ha sido demostrada porque el número de *Biot* es menor que 0,01 [76].

Los fenómenos térmicos reversibles e irreversibles que ocurren en el interior de estos dispositivos, como la generación de calor en las capas catalíticas de los cátodos, son importantes

a la hora de realizar cálculos y simulaciones detalladas. Sin embargo, cuando se considera el sistema del stack completo, el problema se puede reducir a la ecuación:

$$\sum_i (\dot{m}_i \cdot H_{i,in}) + \sum_i (\dot{m}_i \cdot H_{i,out}) = W_e + Q_d \quad (4.7)$$

donde \dot{m} es el caudal másico del gas, y H es la entalpía, referidos a la entrada del gas (*in*) y a la salida (*out*). W_e es la potencia eléctrica producida. En esta ecuación, Q_d es el calor disipado, que en condiciones estacionarias debe ser igual al absorbido por el aire, por lo tanto:

$$Q_d = Q_{aire} = \dot{m}_{aire} \cdot (H_{aire,in} - H_{aire,out}) \quad (4.8)$$

Los fenómenos de intercambio de calor considerados son la radiación y la convección forzada, ya que se demostró que la convección natural no es suficiente para controlar la temperatura [76]. Por lo tanto, el calor absorbido por el fluido refrigerante (aire en este caso) queda como:

$$Q_{HT} = Q_{conv} + Q_{rad} \quad (4.9)$$

La componente de radiación se calcula como:

$$Q_{rad} = \sigma \cdot \epsilon_{FC} \cdot F_{FC} \cdot (T_w^4 - \bar{T}_{aire}^4) \quad (4.10)$$

donde σ es la constante de Stefan–Boltzmann, ϵ_{FC} , F_{FC} y T_w son la emisividad, la superficie de intercambio y la temperatura superficial de la pila de combustible. Por último, \bar{T}_{aire} es la temperatura media del aire entre la entrada y la salida de la cámara de refrigeración.

La evaluación de la componente de convección resulta más complicada de calcular porque depende de h , el coeficiente de transferencia de calor por convección del proceso. Se evalúa según la ecuación:

$$Q_{conv} = h \cdot F_{FC} \cdot \overline{\Delta T}_{log} \quad (4.11)$$

El incremento de temperatura logarítmico medio ($\overline{\Delta T}_{log}$) se evalúa entre las temperaturas de la superficie de la pila (T_w) y la de entrada y salida del aire ($T_{aire,in}$ y $T_{aire,out}$ respectivamente) como:

$$\overline{\Delta T}_{log} = \frac{(T_w - T_{aire,in}) - (T_w - T_{aire,out})}{\ln \left(\frac{T_w - T_{aire,in}}{T_w - T_{aire,out}} \right)} \quad (4.12)$$

4.4.1 DETERMINACIÓN EXPERIMENTAL DEL COEFICIENTE DE TRANSFERENCIA DE CALOR POR CONVECCIÓN DE LA PILA DE COMBUSTIBLE

Para determinar el coeficiente de transferencia de calor por convección, se realizó un análisis en la literatura disponible para problemas similares y se concluyó que no había suficiente información, o que los casos estudiados diferían demasiado del planteado. El cálculo de este parámetro de forma precisa es fundamental para poder estimar el consumo parásito de potencia del sistema de refrigeración. Por ello, se decidió realizar un estudio experimental, el cual está descrito de forma detallada en el artículo II (ver página 103). A continuación se realiza un resumen del mismo.

En el problema que se considera, el intercambio de calor por convección se realiza a través de la superficie de la pila de combustible, la cual está en el interior de una cámara aislada por la

que se fuerza el paso de un caudal de aire de refrigeración controlado. Por tanto, se supone que el coeficiente de convección es función de:

$$h = f(L, \lambda, \rho, V, D_{eq}, \mu, C_p)$$

siendo λ , ρ , μ , C_p y V la conductividad térmica, la densidad, viscosidad, calor específico y velocidad del refrigerante, en este caso aire atmosférico en las condiciones de entrada. L es la longitud del stack en la dirección del flujo y D_{eq} el diámetro hidráulico equivalente del conducto de refrigeración. Este parámetro es el diámetro que debería tener un tubo para tener la misma sección de paso que la que queda entre la pila de combustible y las paredes de la cámara. Se determina según la ecuación:

$$D_{eq} = \frac{4 \cdot A_f}{P_{wet}} = \frac{4 \cdot (A_{cond} - A_{FC})}{P_{cond} + P_{FC}} \quad (4.13)$$

donde A_f es el área de paso del aire y P_{wet} es el perímetro de superficie "mojada" por el fluido. Los subíndices *cond* y *FC* hacen referencia a la cámara y a la pila de combustible.

Aplicando el teorema π de Buckingham, el cálculo de h se reduce a la solución del problema a través de cuatro números adimensionales: el número de Nusselt (Nu), el de Reynolds (Re), el de Prandtl (Pr) y el factor de forma (F_f). Matemáticamente se definen como:

$$Nu = \frac{h \cdot D_{eq}}{\lambda} \quad (4.14)$$

$$Re = \frac{\rho \cdot V \cdot D_{eq}}{\mu} \quad (4.15)$$

$$Pr = \frac{\mu \cdot C_p}{\lambda} \quad (4.16)$$

$$F_f = \frac{D_{eq}}{L} \quad (4.17)$$

Por lo tanto:

$$Nu = f(Re, Pr, F_f) \quad (4.18)$$

MATERIALES UTILIZADOS

Para simplificar las condiciones de operación del experimento no se utilizó la pila de combustible, sino un bloque de aluminio de las mismas dimensiones que la pila. Al bloque se le colocaron las placas terminales reales y los tornillos de cierre, tal y como se muestra en la figura 4.7(a). Para simular el calor generado en el interior, se insertaron dos resistencias eléctricas de cartucho de 250 W cada una, así como una serie de sensores de temperatura en la superficie y en el interior.

De la misma forma que se simula la pila de combustible, se simula el fuselaje del UAV mediante túneles aerodinámicos de similares dimensiones (ver figura 4.7(b)). Para la experimentación se construyeron dos túneles diferentes uno pequeño de 115 mm \times 203 mm con un diámetro hidráulico equivalente de 147 mm, y un túnel más grande, de 203 mm \times 235 mm, que corresponde a un diámetro hidráulico equivalente de 218 mm.

Se consideraron también tres factores de forma diferentes (F_f), de valor 0,177, 0,399 y 0,575) al colocar la "pila simulada" en diferente posición dentro de los túneles. Finalmente, para medir

los parámetros físicos importantes, se colocaron una serie de sensores en la superficie de “la pila” y en el interior del túnel.

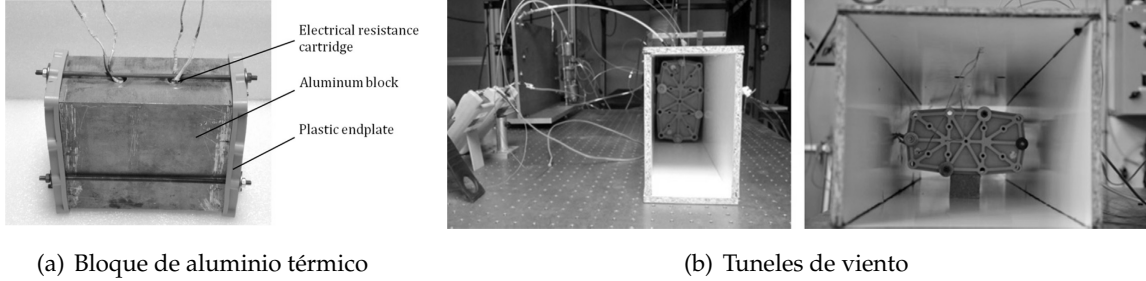


Figura 4.7: Materiales utilizados para el experimento de determinación del coeficiente de convección

RESULTADOS

Se realizaron 43 experimentos con una duración cada uno de entre 2 y 4 h. Durante el experimento se mide el flujo másico de aire y se controla la evolución de las temperaturas del aire de entrada y de salida, así como las temperaturas de la placa terminal y la de la superficial de la pila de combustible. El experimento finaliza cuando se ha alcanzado un régimen estacionario. Los resultados obtenidos son útiles para cualquier aplicación que presente unos rangos de trabajo similares a los calculados en los experimentos, que se detallan en la tabla 4.3.

Parámetro	Mínimo	Máximo
Radiación	26,4 W	120,7 W
Convección	370,3 W	483,5 W
Coefficiente de convección	8,0 W m ⁻² K ⁻¹	44,0 W m ⁻² K ⁻¹

Tabla 4.3: Rango de valores de los parámetros calculados

En la figura 4.8(a) se representa la relación entre los números de Nusselt y de Reynolds para cada uno de los experimentos realizados. Como se ve, el número de Nusselt aumenta al aumentar el número de Reynolds. Asimismo, para un mismo número de Reynolds, el Nusselt es mayor al aumentar el factor de forma. En la figura 4.8(b) se observa que para el factor de forma 0,177 se necesita un caudal de unos 65 m³ h⁻¹ de aire para mantener la temperatura de la pila en 160 °C, como recomienda el fabricante de las MEAs. Sin embargo, para el factor de forma de 0,575 el caudal de aire necesario ascendería a más de 100 m³ h⁻¹.

El valor del número de Nusselt se determina según las expresiones (4.19) y (4.20).

- Para valores de $Re \cdot \left(\frac{D_{eq}}{L}\right) \geq 640$, el número de *Nusselt* se puede calcular como:

$$Nu = 0,6155 \cdot Re^{2/3} \cdot \left(\frac{D_{eq}}{L}\right)^{3/4} Pr^{1/3} \quad (4.19)$$

- mientras que para valores de $Re \cdot \left(\frac{D_{eq}}{L}\right) \leq 560$, el número de *Nusselt* se puede calcular como:

$$Nu = 0,002149 \cdot Re^{3/2} \cdot \left(\frac{D_{eq}}{L}\right)^{4/3} Pr^{1/3} \quad (4.20)$$

Finalmente, el valor del coeficiente de transferencia de calor por convección, h , se obtiene despejando de la ecuación (4.14).

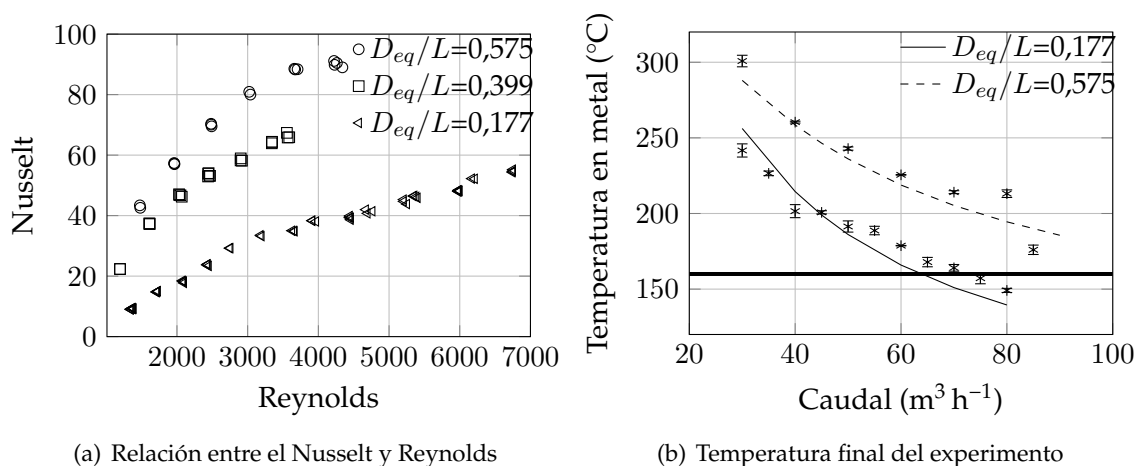


Figura 4.8: Resultados experimentales obtenidos, Nusselt y temperatura en el metal

4.4.2 CONSUMO DEL SISTEMA DE ENFRIAMIENTO

En la figura 4.9(a) se representa el consumo de potencia frente al factor de forma para diferentes alturas, dicho consumo se incrementa con la altura y con el factor de forma del sistema. Se han representado factores de forma desde 0,1 hasta 0,85. Por otro lado, la capacidad de refrigeración depende de la cantidad de aire que es posible circular por el interior de la cámara, y que dependerá del espesor de paso disponible entre la pila y la cámara.

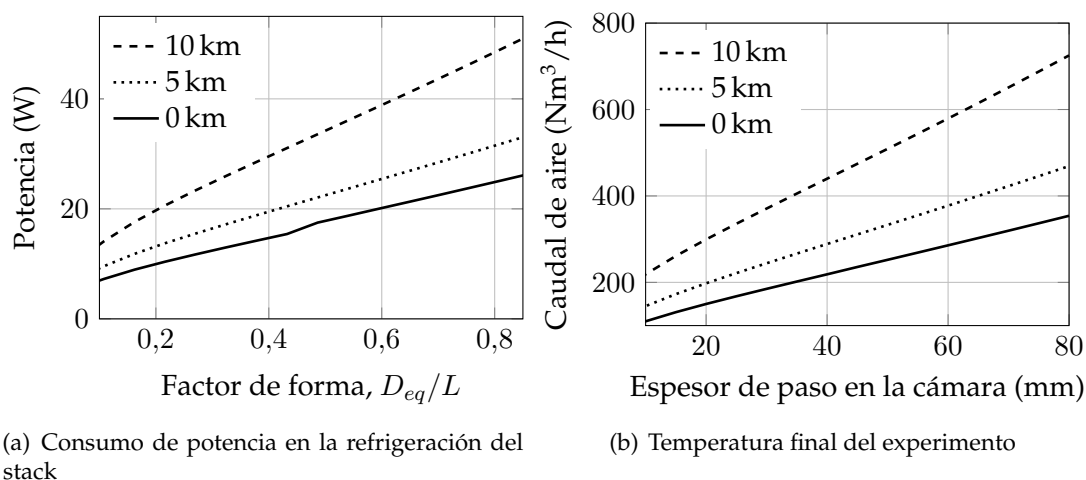


Figura 4.9: Resultados experimentales obtenidos, potencia y caudal de aire

Para el fuselaje existente, el ancho se limita a 250 mm por lo que teniendo en cuenta las dimensiones de la pila, el máximo espesor de paso considerado podría ser de 30 mm. En la figura 4.9(b) se representa el caudal de aire en función del espesor disponible limitado al máximo posible. En el caso extremo del máximo factor de forma posible (0,3), con las condiciones de vuelo a 10.000 m, el consumo de la refrigeración se mantiene por debajo de los 25 W.

El fuselaje considerado tiene forma ovalada con un diámetro mayor de 240 mm y el menor de 170 mm, construido con fibra de vidrio de 2 mm de espesor. La cámara será de sección rectangular de 115 mm × 203 mm, de forma que el espacio vacío entre la cámara y el fuselaje será relleno con material aislante. Considerando que el espesor de paso de aire disponible es de 16 mm y las aberturas de admisión y de extracción (D y E de la figura 4.5) son de 75 mm y 107 mm respectivamente, la velocidad del aire a través de la cámara es la indicada en la tabla 4.4 cuando las aberturas están completamente abiertas.

Velocidad (m s ⁻¹)	Altitud (m)					
	0	2.000	4.000	6.000	8.000	10.000
UAV	20,56	22,68	25,15	28,02	31,41	35,43
Refrigerante	4,06	4,45	4,98	5,70	6,65	7,95

Tabla 4.4: Velocidad del UAV y del aire en el interior para un espesor de circulación de 16 mm

Los consumos para el sistema seleccionado serán de 9 W a nivel del mar, y de 18 W a la altitud objetivo, lo cual, en el peor de los casos, supone únicamente un 2,6 % de la potencia de escalada requerida. El consumo de las válvulas existe sólo durante el movimiento de las mismas.

4.5 DIMENSIONADO Y FABRICACIÓN DEL STACK

La solución al problema de diseño de una pila de combustible tiene como resultado el número de celdas necesarias para obtener una determinada potencia en un punto de operación determinado. Dicho punto de operación busca maximizar la potencia específica, ya que ello conlleva una reducción del peso del stack, como se ha visto en la sección 3. Para determinar las características eléctricas del stack se utiliza la curva de polarización de la MEA (ver figura 3.6).

4.5.1 DIMENSIONADO DEL STACK

La potencia de escalada, determinada en la sección 2, es de 422,5 W en la hélice (ya incluidas las pérdidas aerodinámicas). El rendimiento de la planta de potencia considerada es del 68,4 %, pero, por seguridad, se supone un rendimiento de planta de sólo el 65 % por posibles consumos parásitos, por lo que el stack debe ser capaz de suministrar 650 W. Esta potencia puede entregarse de diferentes formas, tal y como se ha discutido en la sección 3. Para el diseño del stack se consideran dos puntos de operación diferentes, un punto de máxima vida útil del dispositivo, según el fabricante de la MEA, donde la corriente máxima demandada se limita a 0,3 A cm⁻², y un punto de elevada potencia específica con una densidad de corriente de 0,45 A cm⁻², determinado como el punto de diseño óptimo, en el cruce de las fronteras de diseño, descrito en la sección 3. En la tabla 4.5 se muestran el voltaje y la potencia por celdas de los dos puntos de operación para la MEA de 81,28 cm² por unidad de área, según la curva de polarización de la figura 3.6.

Densidad de corriente (J)	Voltaje por celda (V_c)	Potencia por celda (P_c)
$0,3 \text{ A cm}^{-2}$	$0,629 \text{ V}$	$0,189 \text{ W cm}^{-2}$
$0,45 \text{ A cm}^{-2}$	$0,586 \text{ V}$	$0,264 \text{ W cm}^{-2}$

Tabla 4.5: Puntos de operación del diseño de stack inicial

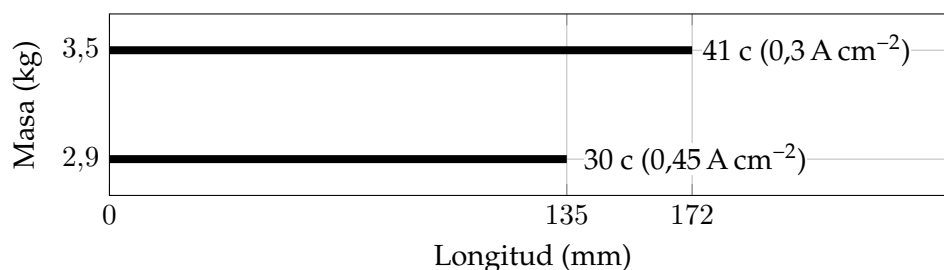


Figura 4.10: Resultados del diseño inicial del stack para la potencia necesaria

En la figura 4.10 se muestra el tamaño y el peso de las pilas resultantes con potencia nominal (650 W) para los dos puntos de operación considerados. El stack de mayor potencia específica es el que cumple el requisito de ser más ligero a igualdad de potencia. Pese a que trabajando con una densidad de corriente de $0,45 \text{ A cm}^{-2}$ una pila de 30 celdas es capaz de suministrar la potencia requerida, se consideró fabricar la pila con 40 celdas, lo que implica una masa de 3,46 kg. Trabajando a $0,35 \text{ A cm}^{-2}$ esta pila es capaz de dar 705 W con un rendimiento teórico del 41,85 %. Con esta decisión se prima el tiempo de vida útil pero, como se verá las pruebas finales y las dimensiones del fuselaje del UAV forzaron a hacer la pila de 30 celdas.

4.5.2 CONSTRUCCIÓN DE LA PILA DE COMBUSTIBLE

La membrana de alta temperatura está fabricada en polibenzimidazol (PBI) dopado con ácido fosfórico, cuyo principal inconveniente es que es un material muy higroscópico, por lo que es necesario manipularla en una atmósfera con muy baja humedad. Por ello, el montaje del stack se realiza en el interior de un habitáculo en el que se inyecta aire seco a presión, proveniente de la instalación de aire comprimido del laboratorio. Con esto, se consigue una humedad relativa ambiental por debajo del 25 % (ver figura 4.11(a)).

El ensamblaje del stack debe realizarse de una vez. El apilado de las celdas se realiza una a una utilizando unos centradores para asegurar la correcta alineación de todas las placas. Cuando se coloca la placa terminal superior, comienza el proceso de cierre para el cuál se utiliza una prensa hidráulica. Sobre la placa terminal se aplica una presión de 20 bar y se van colocando las varillas roscadas a través de los agujeros de las dos placas terminales. Estas varillas se colocan a mano, dando un ligero apriete a los tornillos para que no se suelten, pero el cierre final se realiza mediante una llave dinamométrica que asegure el par adecuado.

Para optimizar la fuerza de presión de los 9 tornillos situados en la zona central de las placas terminales, se mide la resistencia óhmica total mediante espectroscopía de impedancia compleja. Para este stack, el par de cierre óptimo fue de 2 N m. Una vez cerrada la pila, se comprueba la correcta estanqueidad con nitrógeno y luego se le hace circular un flujo de 1 l min^{-1} durante 3 min para eliminar todo el aire que haya podido quedar en su interior. Finalmente, los racores de entrada y salida de los dos gases reactantes se cierran herméticamente hasta el momento en que se decida acondicionar la pila.

En la imagen 4.11(c) se muestra la pila de combustible cerrada y lista para las pruebas de funcionamiento. Previo a la realización de una curva de polarización, y para evitar someter las MEAs a estrés tanto térmico como químico, se realiza una etapa de acondicionamiento a bajas densidades de corriente. Esta etapa permite la correcta activación de los centros de platino de todas las capas catalíticas de las diferentes celdas del stack.

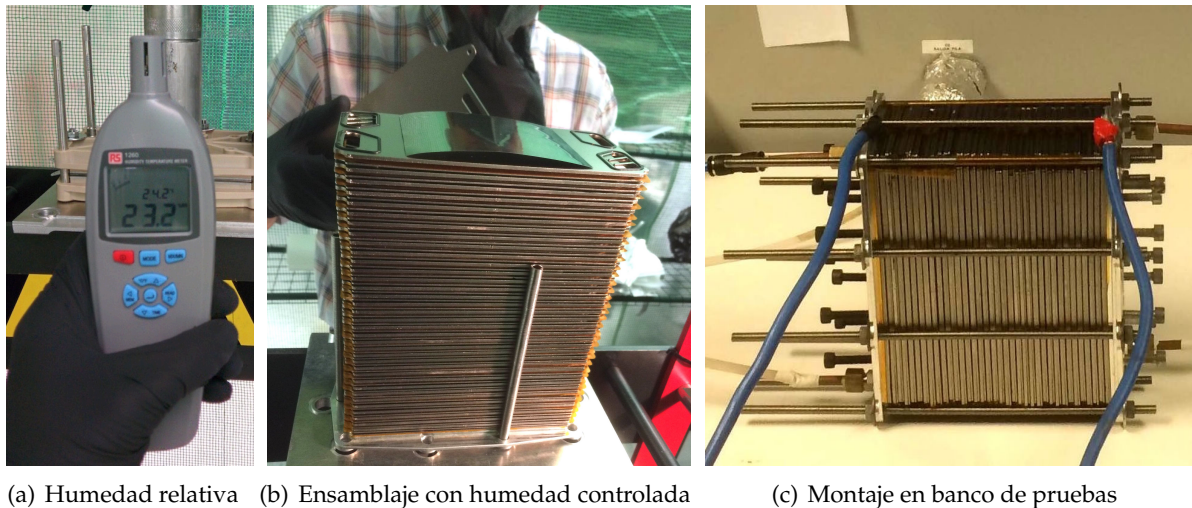


Figura 4.11: Pila de combustible desarrollada en el LIFTEC

La pila resultante tiene 152 mm de longitud y una masa real de 3,65 kg.

4.5.3 ACONDICIONAMIENTO DEL STACK DEL UAV

Todo el proceso de acondicionamiento se realiza en un banco de ensayos dual de laboratorio fabricado por el LIFTEC que cuenta con un sistema de control de los flujos de gases muy preciso y una carga electrónica programable.

El primer paso es comprobar con nitrógeno si existen fugas de gases tanto hacia el exterior de la pila como en su interior (entre cátodos y ánodos). La presión del gas se aumenta de forma paulatina hasta 1 bar (manométrica), valor muy superior al que se utilizará en los diferentes ensayos.

Una vez comprobada la estanqueidad, se calienta el stack hasta que se alcanza una temperatura de 120 °C. En el laboratorio se utiliza un decapador de aire caliente de 5 kW, pero para el calentamiento del stack en el UAV se implementará un sistema de circulación de nitrógeno caliente ya que es más eficiente y reduce el tiempo de calentamiento. Este sistema de calentamiento no irá embarcado en el avión. Alcanzada la temperatura de trabajo se hace circular un pequeño flujo de los dos gases reactantes, para eliminar todo el nitrógeno de la pila y llenar completamente los canales de todas las placas. Posteriormente se aumenta el flujo de hidrógeno y oxígeno hasta alcanzar los caudales correspondientes a los coeficientes estequiométricos recomendados (1,45 para el hidrógeno y 9 para el oxígeno). Conseguidos los valores, se conecta la carga electrónica en modo de control de voltaje, demandando un voltaje de 10 V y se espera hasta que la corriente generada por la pila llegue a los 0,25 A cm⁻² (20,3 A). En ese momento se cambia la configuración de la carga electrónica al modo de control de corriente y se demanda

un valor fijo de 16,2 A que corresponde a $0,2 \text{ A cm}^{-2}$, entonces se deja que el voltaje ascienda lentamente hasta que se haga mayor de 0,4 V por celda (16 V). Alcanzado dicho valor se vuelve a configurar la carga electrónica para demandar voltaje constante y se mantiene así entre 8 h y 10 h, comprobando periódicamente que el funcionamiento sea estable.

4.5.4 CURVA CARACTERÍSTICA DEL STACK DEL UAV

La curva de polarización del stack es la respuesta de la pila en condiciones estacionarias, por lo que todos los puntos se obtienen dejando que el stack alcance el estado estacionario tras un cambio de demanda de corriente. El ensayo, realizado también en el banco de ensayos dual del LIFTEC, comienza demandando a la pila una densidad de corriente de $(0,01 \text{ A cm}^{-2})$. Con esta estrategia se evita la corrosión de las MEAs (sobre todo de las zonas catódicas) debido a los elevados valores de potencial y temperatura. Este aspecto también debe tenerse en consideración a la hora de diseñar el sistema de control de la planta de potencia del avión para alargar la vida útil de la pila, no debiendo funcionar nunca en circuito abierto sin carga.

En la figura 4.12 se representa la curva de polarización (línea continua) y de potencia (línea discontinua) obtenida para la pila con placas de aluminio y 40 celdas. El stack es capaz de alcanzar elevadas densidades de corriente sin presentar grandes pérdidas por transferencia de masa. Este comportamiento es uno de los beneficios de las pilas PEM de alta temperatura debido a que la producción de agua es en fase vapor y por tanto más fácil de eliminar.

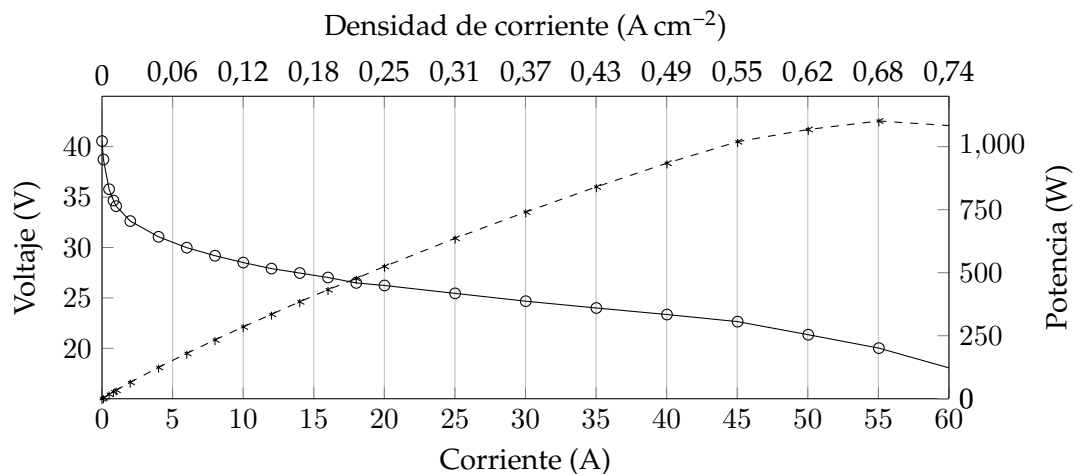


Figura 4.12: Curva de polarización de la pila de combustible de 40 celdas

Según el diseño realizado, el stack de 40 celdas operando en $0,45 \text{ A cm}^{-2}$ genera una potencia de 870 W, o sea un 34 % más de la esperada. En este caso, para generar la potencia de escalada hay que operar en el punto de $0,32 \text{ A cm}^{-2}$ (26 A), con lo que se mejora el rendimiento y aumenta la vida útil del stack.

El consumo de hidrógeno para la potencia de escalada es de $40,56 \text{ g h}^{-1}$, con una estequiometría de hidrógeno de 1,05 y un rendimiento de conversión de hidrógeno medido de alrededor del 42 %. El stack alcanza una potencia máxima de 1.100 W por lo que su potencia específica se establece en $301,4 \text{ W kg}^{-1}$, frente a la estimada inicialmente de 178 W kg^{-1} .

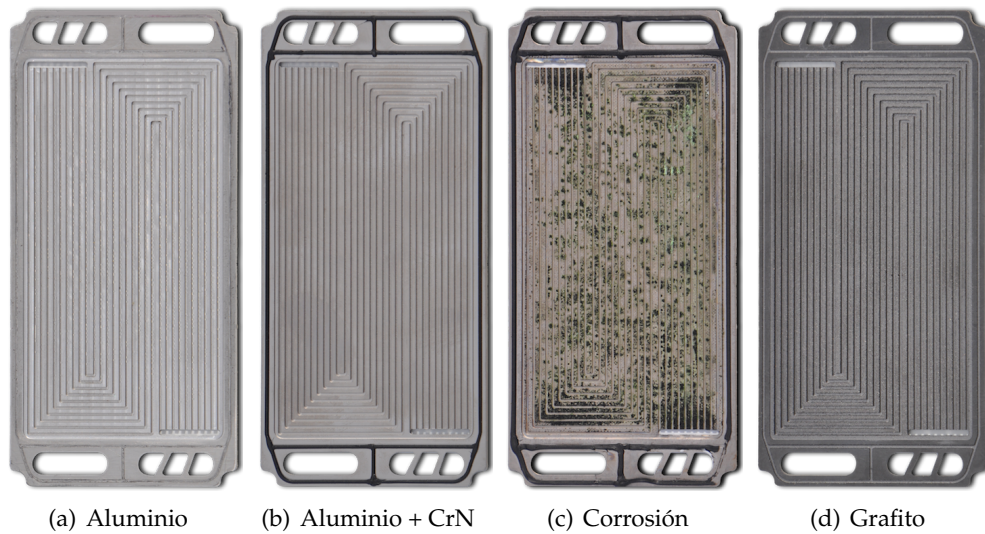


Figura 4.13: Fotografías de las placas empleadas

PRUEBA DE LARGA DURACIÓN

Para comprobar la estabilidad del stack es necesario asegurar un largo periodo de tiempo de funcionamiento, con diferentes etapas de arranque/parada. Al realizar esta prueba, se observó que después de más de 100 horas de funcionamiento, la potencia generada por la pila descendía de forma gradual hasta llegar al fallo. En la inspección visual del estado superficial de las placas recubiertas se comprobó que no existían grietas ni daño estructural alguno por lo que, en ese sentido, puede concluirse que el recubrimiento de níquel químico se comporta de manera satisfactoria. Sin embargo, se observó la existencia de unos depósitos de color verde esmeralda en diferentes zonas de las placas tanto en la zona anódica como catódica, como se aprecia en la figura 4.13(c) en comparación con el estado inicial de las placas (figuras 4.13(a) y 4.13(b))

Al realizar medidas eléctricas en las placas con depósitos se comprobó que la resistencia superficial era casi un orden de magnitud mayor que la de las placas originales. Asimismo, estos depósitos crecen dentro de algunos canales de circulación de gases llegando a obstruirlos. El análisis de los depósitos demostró que era una pasta amorfa de **fosfato de zinc** insoluble en agua. Su formación se debe a que, por la configuración de las membranas empleadas, el ácido fosfórico se escapa de la matriz del polímero al estar en contacto con el agua y reacciona con impurezas de Zn del recubrimiento de Ni químico de las placas de aluminio. Como la temperatura de la pila durante las pruebas realizadas fue siempre mayor de 120 °C, se puede concluir que estas membranas no son tan estables al vapor de agua como indican los fabricantes.

Por todo ello, se decidió mecanizar las placas en un nuevo tipo de grafito (PPS) (figura 4.13(d)), fabricado por la empresa alemana Eisenhuth GmbH & Co. KG, que es estable a temperaturas de hasta 200 °C.

4.6 ACTUALIZACIÓN DEL DISEÑO DEL STACK DEL UAV

La mayor fragilidad del grafito hace que el proceso de mecanizado sea más complicado, por lo que se decidió aumentar el espesor de las placas, pasando a ser de 2,35 mm para todas ellas.

Por ello, la masa de cada celda se incrementa hasta un 45,6 %, porque cada placa de grafito pesa unos 52 g. Esto hace que el stack de 40 celdas pese 4,8 kg.

El aumento de masa es inevitable por lo que se decidió reducir el número de celdas del stack. Teniendo en cuenta que la resistencia eléctrica del grafito es superior a la del aluminio recubierto, se espera que el comportamiento de la pila de combustible sea un 1,5 % inferior, atendiendo a la experiencia del grupo de investigación. Considerando el punto de operación de $0,45 \text{ A cm}^{-2}$ discutido anteriormente, será necesario apilar 30 celdas para que la pila entregue la potencia necesaria. En la figura 4.14 se representa la masa y la longitud del stack de grafito, comparándolo con un stack similar de aluminio.

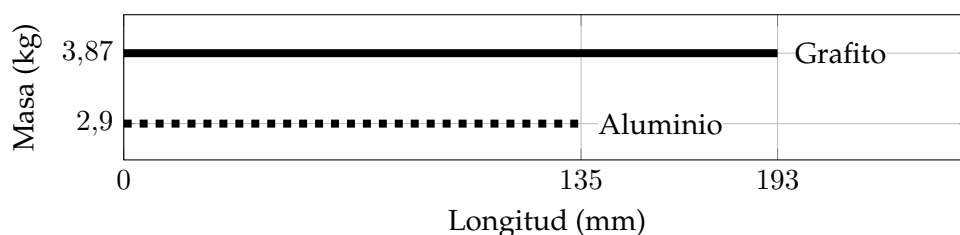


Figura 4.14: Diseño del stack para 30 celdas en aluminio y en grafito

A fecha de la presentación de la presente tesis se ha realizado el ensamblado del stack de grafito, pero no se le ha podido realizar el acondicionamiento y, por tanto, tampoco la caracterización debido a problemas técnicos con el sellado de gases. No obstante, en base a las estimaciones previas realizadas en un stack de cinco celdas, se espera que la pila genere la potencia de escalada con una densidad de corriente de $0,43 \text{ A cm}^{-2}$. La potencia máxima estimada es de 825 W, resultando en una potencia específica de $213,2 \text{ W kg}^{-1}$.

SECCIÓN 5

LA PLANTA DE POTENCIA

5.1 INTRODUCCIÓN

En la propulsión de cualquier vehículo, aunque particularizando para los UAVs, existen cuatro partes fundamentales trabajando conjuntamente, a saber: (1) la fuente de energía (combustibles), (2) el sistema de almacenamiento de energía (depósitos, baterías), (3) el convertidor a energía mecánica (motor de combustión, motor eléctrico, pila de combustible + motor eléctrico) y (4) el convertidor de sustentación (hélices, turbina) [77].

De todos los posibles inconvenientes que pueden presentar los UAVs eléctricos, el más importante, y que mayor inversión en investigación recibe, es la **autonomía**. Las baterías eléctricas más utilizadas como sistema de almacenamiento electroquímico son las de polímero-litio (*LiPo*). En la literatura se encuentran conceptos innovadores para aumentar la autonomía de los UAVs basados en baterías. Por ejemplo, Chang et al. [78], proponen el lanzamiento de las baterías de LiPo descargadas durante el vuelo, consiguiendo mejorar la autonomía por encima del 17% para algunos casos. Lo más interesante de sus análisis es la obtención de puntos de inflexión en la autonomía del diseño, de forma que no por más baterías embarcadas se obtiene una mayor autonomía. Lo que no realizan es la discusión sobre lo que sucede con las baterías desechadas.

Los UAVs propulsados por pilas de combustible entran dentro de la categoría de UAVs eléctricos. Estos sistemas presentan, en función de la tecnología de almacenamiento utilizada, valores de energía específica de hasta un orden de magnitud por encima del mostrado por las baterías de LiPo, pero con una potencia específica inferior en dos órdenes de magnitud. La solución a estos inconvenientes parece ser clara: la **hibridación**, para lograr que las limitaciones de uno sean las ventajas del otro. Los primeros diseños de sistemas híbridos se basan en motores de combustión interna y suponen una importante mejora en las tasas de consumo de éstos [79]. En los estudios realizados con UAVs se han logrado ahorros de hasta un 6,5% en masa de combustible, con respecto al uso de motor de combustión interna como única fuente de propulsión [80].

Estos sistemas híbridos pueden diseñarse, en función de cómo trabajen las fuentes de energía hibridadas, con arquitecturas en serie, en paralelo, o como una mezcla de ambas. La arquitectura en serie transmite la potencia al convertidor de sustentación (hélice) mediante un motor eléctrico. En la configuración en paralelo la transmisión de potencia al convertidor se puede realizar mediante el motor eléctrico, el motor de combustión, o con ambos al mismo tiempo (figura 5.1).

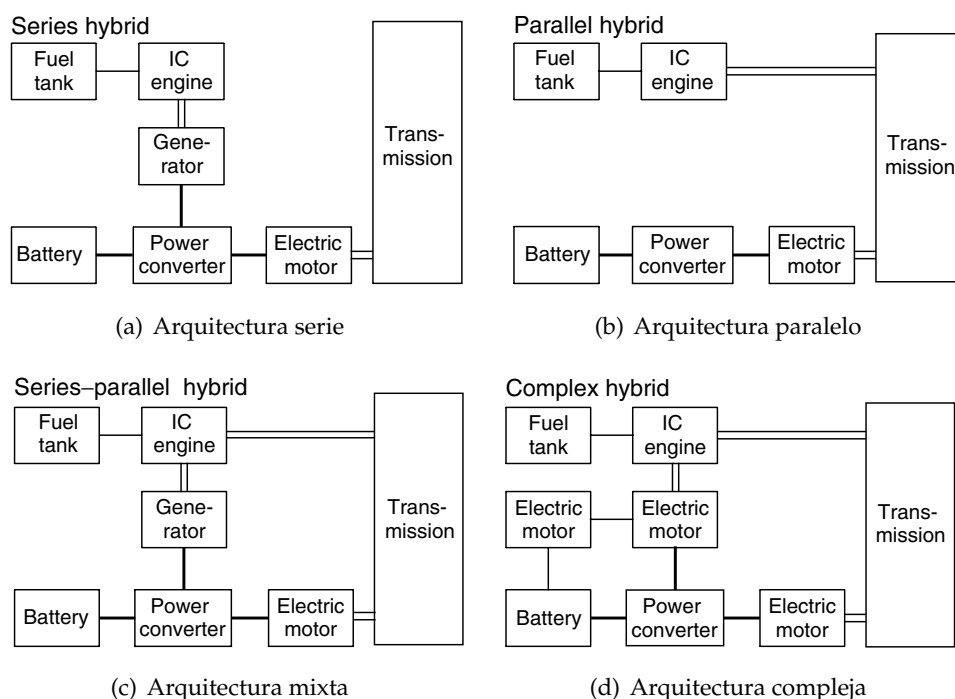


Figura 5.1: Arquitecturas de hibridación ICE—baterías [79]

El uso de tecnologías 100 % eléctricas en la hibridación, como es el caso de las pilas de combustible y las baterías trabajando en conjunto (*FCh*), es motivo de controversia entre ingenieros mecánicos y eléctricos en cuanto a la arquitectura a emplear. Ambas fuentes entregan la energía a un mismo motor y por tanto resultan en una arquitectura serie según la definición. Sin embargo, eléctricamente están conectadas en paralelo.

En lo que sí están de acuerdo es en que los sistemas *FCh* muestran mejoras en las características de energía y potencia con respecto a los sistemas por separado. Además, se dispone de un sistema de abastecimiento redundante, con lo que se aporta mayor seguridad en la operación del avión [21].

5.1.1 TIPOS DE PLANTA DE POTENCIA

El desarrollo de la electrónica de potencia permite clasificar los sistemas híbridos eléctricos en dos grandes bloques: **activos** y **pasivos** haciendo referencia a si la algorítmica de control dirige, o no, la electrónica de potencia del sistema híbrido. De una forma sencilla, los sistemas **activos** utilizan estrategias de control y gestión de los flujos de energía por medio de convertidores electrónicos de potencia. Por el contrario, los sistemas **pasivos** se basan en el acoplamiento de los voltajes entre las fuentes de energía, bien por conexión directa o bien mediante la interposición de diodos de potencia para regular el sentido de los flujos. No obstante, algunos autores como Chen et al. [81] consideran que la interposición de convertidores electrónicos de potencia *no controlados* entre alguna de las fuentes se puede considerar como un sistema pasivo. La función de este convertidor es reducir o amplificar algún nivel de voltaje para posteriormente compatibilizar con la otra fuente. En la presente tesis se consideran como pasivos únicamente los diseños que no requieren transformaciones “activas” en los voltaje.

Los sistemas híbridos activos permiten gestionar la energía y diseñar algoritmos de control para su recuperación en frenadas, así como la optimización del consumo de combustibles de forma muy pormenorizada. Por eso, estos sistemas son los seleccionados en los desarrollos de vehículos híbridos terrestres [82, 83] donde la *masa del sistema* no es un factor limitante. Estos convertidores están provistos de pesadas inductancias que actúan como filtros y ayudan a mantener el flujo de energía continuo ante las rápidas conexiones y desconexiones de los transistores de potencia.

En la literatura científica es difícil encontrar información relativa a las masas de estos sistemas [84–93]. Sin embargo analizando dispositivos comerciales se puede estimar que los convertidores DC/DC presentan una potencia específica media de aproximadamente 600 W kg^{-1} . Si bien estos equipos comerciales no han sido concebidos para ser ligeros, se estima que aumentando las frecuencias de conmutación y seleccionando correctamente los materiales se pueden alcanzar valores entre los 1.100 W kg^{-1} y 1.900 W kg^{-1} , aunque se puede perder eficiencia en la conversión. En los sistemas pasivos, carece de sentido hablar de potencia específica de la electrónica ya que únicamente está formada por unos diodos con una masa de unos pocos gramos. Por esta razón, los ratios de potencia específica en los sistemas pasivos son varios órdenes de magnitud mayores que los obtenidos en los mejores convertidores de potencia.

Los beneficios directos de una estrategia pasiva son un bajo coste, simplicidad, ligereza y fiabilidad, cualidades que son muy deseadas en aplicaciones de UAVs [94]. Sin embargo, también presentan dos desventajas que pueden ser determinantes a la hora de optar por una estrategia pasiva. La *primera* hace referencia al diseño de la planta, de forma que ésta queda limitada a la compatibilidad de voltajes de la pila de combustible y las baterías. La *segunda* es que la potencia máxima del sistema queda restringida por la profundidad de descarga de las baterías, al no ser posible sumar las potencias específicas de cada uno de los elementos, debido a que la descarga se realiza en paralelo y según el nivel de voltaje [95]. Ambos conceptos quedan representados en la figura 5.2, obtenida mediante datos experimentales.

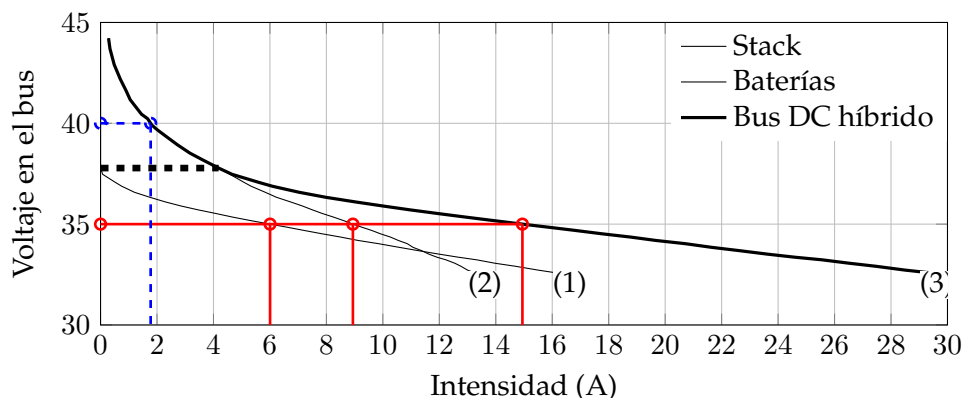


Figura 5.2: Curvas de comportamiento en corriente de la PdP híbrida

En la figura se han representado las curvas características de la planta de potencia diseñada y analizada en el siguiente apartado, pero forzando la estrategia para exhibir comportamientos negativos (o desventajas). Para obtener las curvas de la figura 5.2 se utilizaron, para el ensayo, unas baterías de plomo-ácido convencionales, no las de litio que se integran en la planta de potencia final, así como una pila comercial H1000XP fabricada por *Horizon Fuel Cells*. Esta pila tiene una curva característica similar a la de la pila diseñada pero con mayor voltaje al tener 50 celdas [96].

En el eje horizontal se representa la corriente demandada al bus DC por la carga electrónica programable, y en el eje vertical el voltaje del bus DC. El uso de la representación de los valores de voltaje al nivel del bus tiene como función simplificar las comparaciones entre las diferentes fuentes sin transformaciones intermedias debidas a la electrónica pasiva. Las tres curvas representadas son: (1) la curva característica de las baterías, (2) la curva de polarización de la pila de combustible, y (3) la curva de comportamiento de la planta de potencia híbrida pasiva. La intensidad de la pila representada es el valor neto entregado a la carga, descontados los consumos auxiliares, de forma que, para un valor de voltaje de bus determinado, la corriente absorbida por la carga es la suma de la corriente de cada fuente, pero la potencia real de la pila es ligeramente superior.

La línea de trazos gruesa marca el **voltaje de transición** entre un sistema de pila de combustible y el sistema híbrido. Para voltajes superiores a este valor la pila de combustible suministra toda la potencia al bus. Para valores inferiores, la potencia se corresponde con la suma de las potencias de las dos fuentes, descontados los consumos auxiliares de la pila. El valor de voltaje de transición es uno de los criterios de diseño de la PdP, y se corresponde con el voltaje en circuito abierto del banco de baterías. En este tipo de sistema híbrido, las modificaciones se suelen hacer, normalmente, variando el número de celdas en el banco de baterías, ya que es más sencillo añadir o quitar baterías que celdas a la pila de combustible. Así, añadiendo baterías en serie, la curva (1) se desplaza hacia arriba aumentando el valor del voltaje de transición, y retirándolas se desplaza hacia abajo.

No obstante, el valor del voltaje de transición durante la operación de la PdP es dinámico, y dependiente del estado de carga de las baterías. Algunos autores como Bernard et al. [95] y Verstraete et al. [97] plantean el uso del estado de carga como regulación del comportamiento de la potencia. De esta forma, utilizan las baterías como un simple “buffer” de energía cuya funcionalidad es únicamente la de asegurar un buen comportamiento dinámico de la PdP. Por tanto, las características de la planta híbrida son prácticamente las mismas que la que presenta la pila de combustible, si bien se incrementa su potencia específica, pero no su energía específica.

El problema enunciado sobre la potencia máxima se observa para la composición de la potencia entregada en el voltaje seleccionado de 35 V. Así, la potencia entregada por la planta es una composición (suma de corrientes) de las distintas fuentes en un porcentaje determinado no seleccionable, que dependerá de la carga de las baterías, de forma que cuanto más cargadas se encuentren, mayor será la potencia suministrada por éstas, y viceversa.

5.2 DESCRIPCIÓN DE LA PLANTA DE POTENCIA UTILIZADA

Para controlar la potencia entregada a la hélice del motor se propone una planta de potencia híbrida pasiva. Como solución se considera el uso simultáneo de una pila de combustible y un banco de baterías que se vaciará totalmente durante la misión. Como se verá más adelante, esto impone unas restricciones en el diseño del banco de baterías, que actuará como un “booster” de potencia, entregando energía únicamente durante la etapa de escalada de la misión.

En la figura 5.3 se presenta de forma esquemática la PdP propuesta para el UAV, la cual está formada por dos fuentes de potencia: la pila de combustible y un banco de baterías. Como se verá, además de esta PdP se estudiaron también las prestaciones de la idea original (formada únicamente por la pila de combustible), así como de otra configuración híbrida formada por la pila y

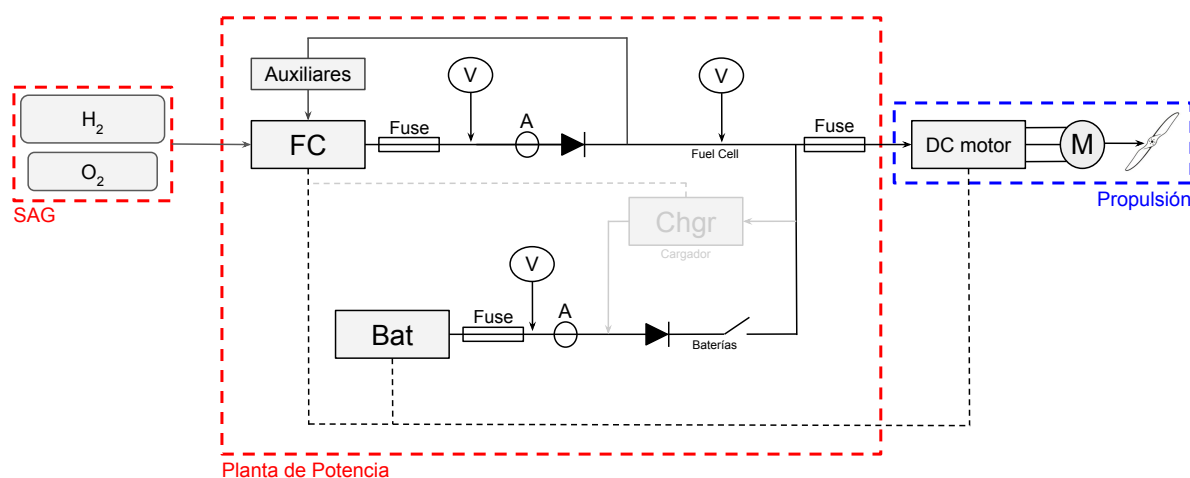


Figura 5.3: Esquema de la planta de potencia del UAV

un banco de supercondensadores. Sin embargo, hay dos motivos que justifican la selección de la configuración que incluye el banco de baterías. En primer lugar, esta PdP híbrida garantiza que, en caso de ocurrir un fallo drástico de funcionamiento de la pila en alguna de las fases del vuelo, el banco de baterías sea capaz de suministrar la potencia necesaria para permitir la recuperación del UAV sin que el mismo sufra daños estructurales. Esto último debe entenderse como un descenso controlado del avión, ya que el tamaño del banco de baterías nunca podrá aportar la potencia necesaria para el vuelo de ascenso durante el tiempo total requerido, sin que se sobrepase el límite de peso permisible. En segundo lugar, la energía disponible en las baterías en esta configuración permite ampliar el tiempo de vuelo del avión, por lo que actúa como un sistema del tipo “extended-range”.

La potencia que debe suministrarse a la hélice para que el UAV ascienda hasta los 10.000 m (alta troposfera) es de 422,5 W, determinado mediante la solución del problema aerodinámico [98]. Por tanto, si se considera que la eficiencia del sistema de propulsión del bus DC a la hélice, formado por el motor eléctrico junto con su electrónica (85,5%), la transmisión (100%) y hélice (80%), es del 68,4%. La potencia mínima que tiene que suministrarse en el bus DC es de 617,7 W.

La potencia se inyecta en el bus desde la pila de combustible y desde las baterías, en proporciones diferentes que dependen del nivel de voltaje en el bus, como se verá más adelante. En el caso de que toda la potencia fuera suministrada por la pila de combustible, esta debería ser de 650 W, considerando unas pérdidas adicionales del 5% en los sistemas auxiliares de la pila y por la alimentación de la electrónica de control. En el supuesto de tener que suministrar la potencia desde las baterías, el rendimiento considerado sería superior, ya que los sistemas auxiliares asociados son únicamente la electrónica de potencia y control (98%). Las prestaciones de las baterías también se ven afectadas por el rendimiento en la electroquímica de la descarga. Cuanto más rápida sea esta descarga, menor es el rendimiento de la batería, es decir, menor cantidad de energía se puede extraer de ella. Para las baterías de polímero de litio comerciales, los rendimientos de descarga varían del 98% al 80% en función de la constante de las corrientes de descarga que varían entre 2 y 30 veces la capacidad de la batería. Estas mismas baterías pueden aportar picos de corriente de hasta 100 veces el valor de su capacidad en amperios. En la siguiente tabla se describen los niveles de potencia teóricos en cada uno de los escalones de la PdP para las diferentes etapas de la misión.

	Escalada	Crucero 0 km	Crucero 10 km
Aerodinámica	422,5 W	165,8 W	285,6 W
Bus DC	617,7 W	242,4 W	417,5 W
Stack	650,0 W	255,1 W	439,4 W
Batería	630,3 W	247,3 W	426,0 W

Tabla 5.1: Potencias requeridas en diferentes puntos de la PdP

5.3 DIMENSIONADO DEL BANCO DE BATERÍAS

El banco de baterías deberá ser tan grande como lo permita el UAV, una vez considerado el peso de todos los elementos. La masa total del UAV es de 16 kg, y se está considerando lo siguiente:

- Peso estimado del fuselaje de la plataforma aérea: 3.500,00 g (21,9 %)
- Peso real de la pila de combustible (grafito): 3.872,12 g (24,2 %)
- Peso real de la electrónica de control: 192,44 g (1,2 %)
- Peso real del almacenamiento de gases (SAG): 6.353,27 g (39,7 %)
- Peso estimado de la motorización y transmisión: 570 g (3,6 %)
- Peso estimado de la carga útil: 150 g (0,9 %)

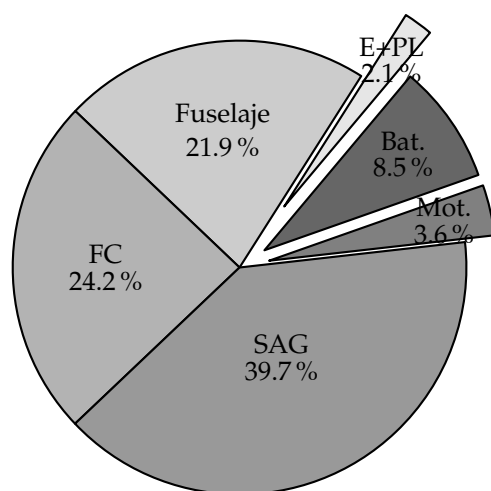


Figura 5.4: Reparto de masas en el UAV

Sumando, la masa total considerada es de 14.637,39 g, por lo que las baterías pueden llegar a ocupar una masa de 1.362,61 g (8,5%). En la figura 5.4 se muestra el reparto de masas de los diferentes componentes del UAV como porcentaje de la masa total. Las masas de la electrónica de control y la carga útil se han agrupado en un único bloque (E+PL).

El dimensionado del banco de baterías consiste en determinar el número de celdas en serie (*strings*) y el número de elementos en paralelo. El número de series se dimensiona por compatibilidad de voltajes con la pila de combustible, mientras que los paralelos se seleccionan hasta completar el peso total disponible. Para este problema se ha considerado que el banco de baterías esté formado por celdas de litio-polímero (LiPo) de 8,1 A h las cuales, según la información técnica, pueden alcanzar una energía específica de unos 190 Wh kg^{-1} aproximadamente. La masa total de estas celdas es de 158 g, que puede reducirse un 15 % (hasta los 134 g) si se elimina la carcasa protectora, obligatoria en las aplicaciones RC para las que ha sido diseñada.

Para esta aplicación se consideraron dos bancos de baterías: uno formado por 9 celdas de LiPo en serie, y otro con 10 celdas en serie. Las diferencias entre un tipo de banco de baterías u otro se encuentran en el momento de arranque y en la profundidad del vaciado de la carga. En el

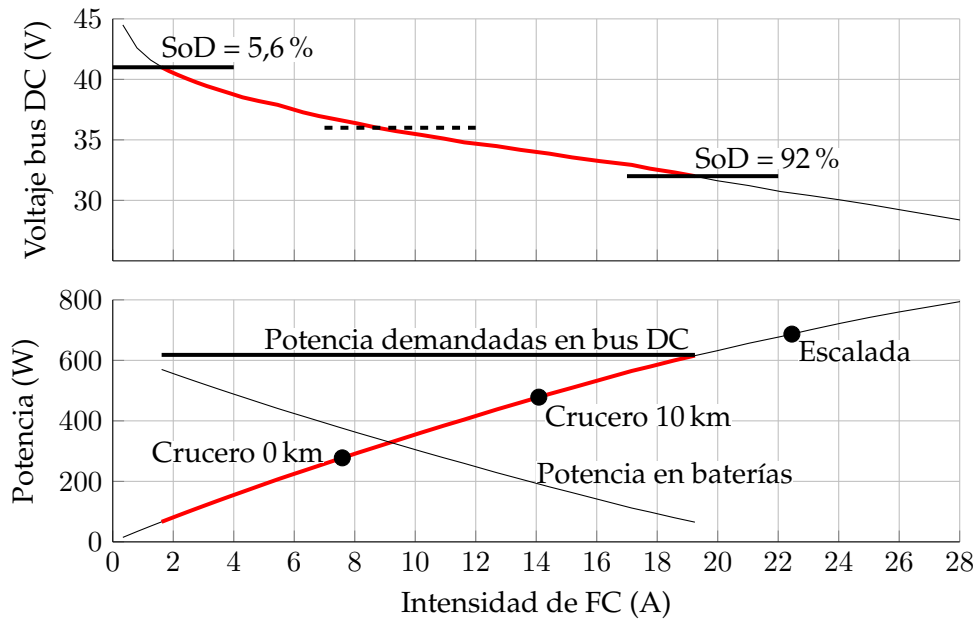


Figura 5.5: Operación teórica de la planta híbrida formada por la pila y un banco de baterías 10S1P

caso del banco de 9 celdas en serie, la masa total considerada es de 1.209 g, con una capacidad de 8,1 A h y una energía teórica de 269,73 Wh. Considerando un rendimiento de descarga electroquímica medio del 95 % y la eficiencia en el diodo de un 98 %, la energía por unidad de masa sería de $207,8 \text{ Wh kg}^{-1}$ de la que únicamente se puede extraer el 62 % por compatibilidad de voltajes entre stack y batería, por lo que la densidad energética efectiva es de unos $128,8 \text{ Wh kg}^{-1}$. Por otra parte, el banco de baterías de 10 celdas tendría una masa real de 1.343 g, una energía contenida de 299,1 Wh pero una energía específica efectiva de 191 Wh kg^{-1} considerando la misma cadena de transmisión de potencia, pero con una profundidad de descarga del 92 %. Por lo que para una aplicación de “*Long Endurance*” se prioriza la maximización de la energía utilizable. Por todo ello, el banco de baterías seleccionado es el de 10 celdas en serie (10S) y un único *string* de celdas en paralelo (1P), y se identifica como **10S1P**.

En la figura 5.5 se representan los resultados que simulan el comportamiento de la pila de combustible con el banco de baterías propuesto. Los valores se han restringido a los reales de la PdP, por lo que la corriente máxima considerada es de 28 A. Asimismo, se incluye el rango de voltajes entre los que pueden trabajar de forma conjunta la pila de combustible y las baterías, desde la entrada hasta el voltaje de corte impuesto por éstas. La gráfica superior es la curva de polarización del stack sobre la que se han marcado los voltajes máximo y mínimo del banco de baterías con líneas gruesas horizontales, y el voltaje nominal con una línea de trazos. En un trazo más grueso en color rojo, solapado con la curva de polarización, se representan los infinitos puntos en los que el sistema híbrido puede trabajar. En este caso, la zona de operación del sistema híbrido cubre prácticamente el rango de voltaje del banco de baterías. La gráfica inferior es la curva de potencia del stack sobre la que se ha superpuesto (también con un trazo más grueso rojo) los puntos de operación del sistema híbrido. Sobre la curva de potencia se indican los diferentes puntos de potencia requerida para los vuelos de crucero y escalada. Como se observa, el valor de la potencia demandada al stack para la escalada es mayor que la potencia demandada en el bus DC porque se están considerando los rendimientos y consumos de los sistemas auxiliares.

En la curva de potencia se visualiza uno de los inconvenientes de la regulación pasiva. En situaciones de baja potencia, como el vuelo de crucero a nivel del mar, la entrega de potencia no se puede regular de forma que el sistema presenta un punto de operación en modo híbrido. Este inconveniente se soluciona utilizando un control sobre la conexión de las baterías, conectándolas únicamente cuando se desea realizar un “boost” de potencia.

5.4 DESCRIPCIÓN DE LOS CIRCUITOS Y PLACAS ELECTRÓNICAS

Para la evaluación de la planta de potencia se montaron los circuitos electrónicos en placas de prototipado rápido que permiten evaluar de forma rápida su comportamiento. Las placas de circuito impreso para integrar en el UAV se desarrollarán posteriormente considerando las optimizaciones comprobadas en el prototipo. En la figura 5.6 se muestra el prototipo de la placa de potencia, donde se integra la sensorización del sistema eléctrico. La misma está formada por sensores de corriente de efecto Hall del tipo LTS 25NP (1), los diodos de potencia de las baterías y la pila de combustible (2), varios divisores de tensión (3) para las medidas de voltaje, así como las conexiones con la placa de control (4) y para la alimentación de la electrónica de medida (5). Los diodos de potencia empleados son los FFH50US60S que, no siendo los más adecuados para la aplicación, eran los más accesibles. La placa se alimenta a un voltaje de 5 VDC.

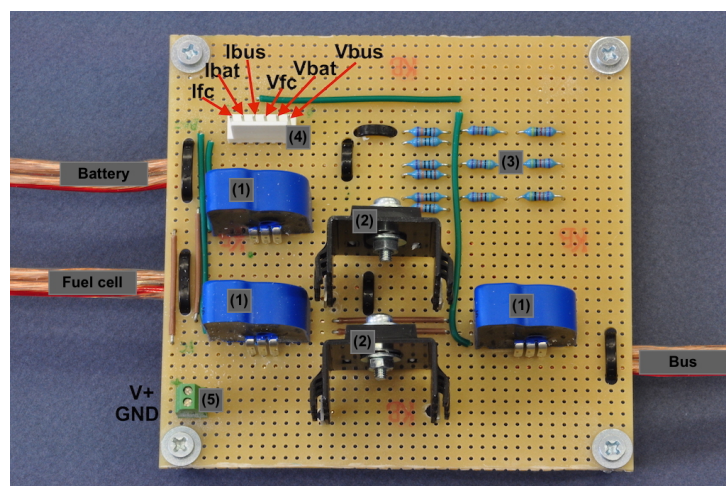


Figura 5.6: Placa principal de potencia

Las fotos de la figura 5.7 son los circuitos electrónicos en placas prototipo para el control de las válvulas del suministro de gases (figura 5.7(a)) y el circuito para el control de la temperatura del stack (figura 5.7(b)). En realidad, el sistema de control de flujo de gases consta de dos placas idénticas, una para cada gas. Las válvulas de suministro de gases utilizan 12 VDC para la maniobra, por lo que se ha confeccionado un el circuito con este mismo voltaje.

Para controlar la temperatura se requiere de un circuito para los ventiladores (1) y otro para la medida de la temperatura (2), como se muestra en la figura 5.7(b). Una vez integrado en el UAV, este sistema requiere de una salida proporcional para controlar las válvulas de la toma de aire exterior, y para la regulación de la apertura del conducto de salida mediante el movimiento de penetración del cono interior deslizante en la toma de descarga del aire de refrigeración. Para medir la temperatura se utiliza un termistor integrado en las placas del stack modelo B57540G1104F, que permite medir temperaturas hasta 250 °C. Para la medición de la resistencia

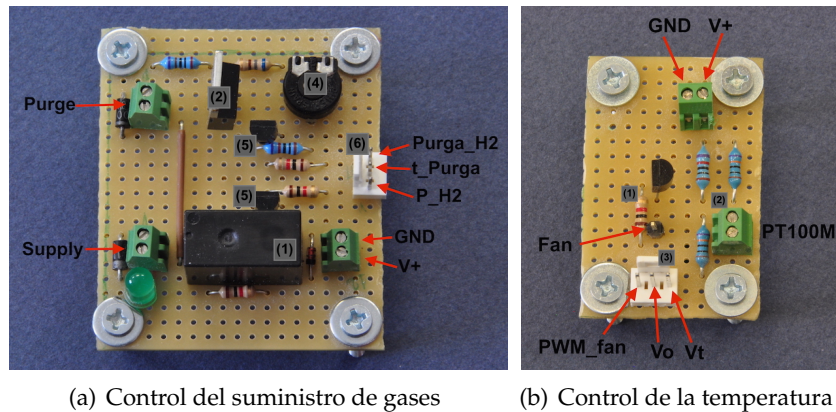


Figura 5.7: Placas prototipo de gases y temperatura

se utiliza un puente de Wheatstone alimentado a 3,3 V que facilita la medición desde la placa de control directamente. El control de los ventiladores se realiza mediante una señal PWM directa del controlador a la entrada de la regulación disponible en el ventilador.

La electrónica de control, basada en Arduino DUE utiliza señales digitales de 3,3 V (figura 5.8(a)), por lo que toda la maniobra se realiza teniendo en cuenta la seguridad de los componentes. Para la válvula de suministro se utiliza un relé de bajo consumo (1), y para la conmutación de las purgas un transistor MOSFET IRF543 (2). Ambos elementos son gobernados mediante un transistor BJT 2N3904BU (5). Se ha incluido en la misma placa un circuito adicional (4) que permite manipular el tiempo de apertura de purga cuando la electrónica de control está en modo manual, lo que hace posible determinar la influencia de la purga en la eficiencia de planta.

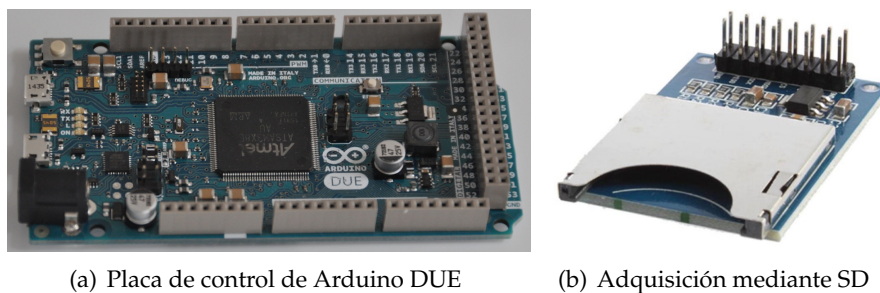


Figura 5.8: Placas de control y toma de datos

Para el control de la PdP se utiliza la misma placa comercial de Arduino DUE, la cual tiene un procesador ATmel a 84 MHz modelo AT91SAM3X8E. La placa dispone de 54 entradas/salidas digitales, de las cuales 12 pueden ser configuradas como PWM, y otras 12 entradas analógicas con una resolución de 12 bytes. La adquisición de datos durante los ensayos se realiza mediante una tarjeta SD acoplada al puerto serie (figura 5.8(b)).

Para la alimentación de los circuitos de control se utilizan fuentes conmutadas por su elevada eficiencia. La alimentación de esta placa se basa en el mismo principio de regulación de la potencia de la placa principal (ver figura 5.6). Todas las fuentes de alimentación de la PdP están conectadas a la placa de alimentación (figura 5.9), en la que se incluye una alimentación

auxiliar en caso de fallo del resto de suministros y para el encendido del stack en ausencia de baterías de potencia. Todas las fuentes están acopladas por medio de diodos, de forma que únicamente suministra energía la fuente con menor carga demandada, es decir, la que tenga un mayor voltaje disponible.

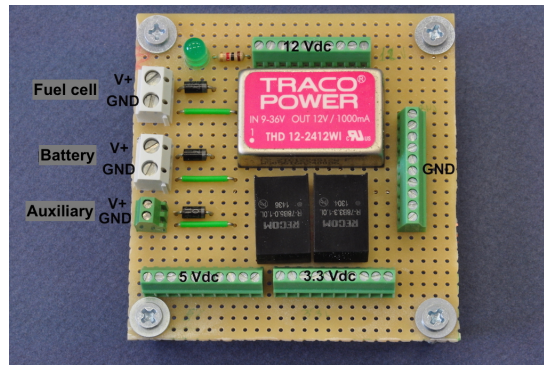


Figura 5.9: Placa prototipo de alimentación de componentes

5.5 PRUEBAS EN EL BANCO DE ENSAYOS

Para caracterizar la planta de potencia y determinar su comportamiento, se ha realizado una serie de ensayos y mediciones. En el punto siguiente se describe el comportamiento en régimen estacionario de la planta de potencia con el banco de baterías. En el punto 5.5.2 la respuesta dinámica de la PdP híbrida comparándola con la respuesta dinámica de una planta formada únicamente por pila de combustible y otra utilizando supercondensadores en vez de baterías. En el último punto de este apartado, el punto 5.5.3, se describe el comportamiento de la PdP en una simulación de vuelo de 1 h de duración, donde se utilizan unas baterías de menor capacidad para observar la descarga de las mismas.

5.5.1 ENSAYO DEL COMPORTAMIENTO ESTACIONARIO

Para determinar el comportamiento de la PdP se han realizado medidas en diferentes puntos de demanda de corriente en el bus DC, registrando la corriente de cada fuente una vez alcanzado el estado estacionario. En primer lugar, se comprobó que las pérdidas de voltaje en los diodos dependen de la corriente, variando desde 0,6 V hasta 1,2 V en los puntos de máxima corriente demandada. Inicialmente, el comportamiento de la PdP sigue la curva de polarización de la pila mientras el diodo de las baterías no está en conducción. Cuando la demanda alcanza los 5 A, el voltaje del stack se iguala al del banco de baterías y el diodo de éste último entra en conducción (ver figura 5.10). En este punto, las baterías comienzan a entregar corriente y sostienen el voltaje del bus DC. A partir de este punto, la curva de comportamiento de la PdP se separa de la curva de polarización del stack, manteniendo un voltaje más constante a pesar del aumento de la corriente entregada. La pila de combustible, por su parte, mantiene el comportamiento determinado por la curva de polarización desde los 5 A hasta los 12 A, aproximadamente. A partir de esa corriente aumentan las pérdidas en el diodo y las prestaciones del stack en la PdP híbrida son ligeramente peores que las predichas por la curva de polarización. Este comportamiento se ha comprobado en todos los ensayos realizados.

En la figura 5.10 se representan los valores de potencia para cada punto de operación de la PdP híbrida. Para corrientes menores de 5 A, la potencia es íntegramente suministrada por la pila de combustible, sin embargo la curva de potencia en el bus DC híbrido es ligeramente inferior a la entregada por la pila debido a las pérdidas en el diodo ya discutidas. Con las pruebas realizadas, la PdP híbrida formada por la pila de combustible y el banco de baterías tiene una capacidad de entrega de potencia de casi 1.000 W, con un reparto de potencia de aproximadamente un 40 % entregado por el stack, y un 60 % por las baterías. Esta capacidad obviamente viene determinada por la energía almacenada dentro de las baterías. Cuanto menor sea la energía contenida en las baterías, mayor será el porcentaje de potencia entregada por la pila de combustible, debido a que el voltaje de trabajo del bus DC será inferior. En el momento en que las baterías dejan de suministrar potencia, la pila de combustible sólo podrá trabajar como máximo en su punto de máxima potencia, por lo que la entrega de la PdP híbrida se limita a los 800 W nominales del stack.

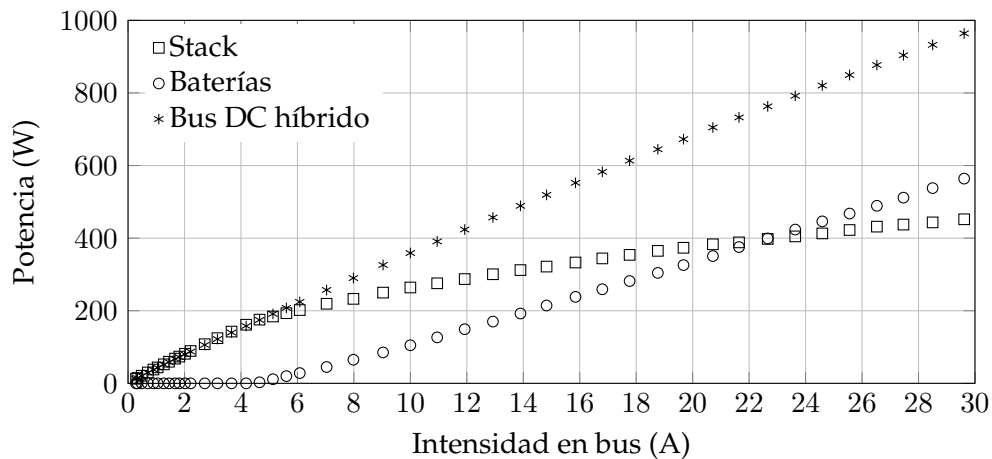


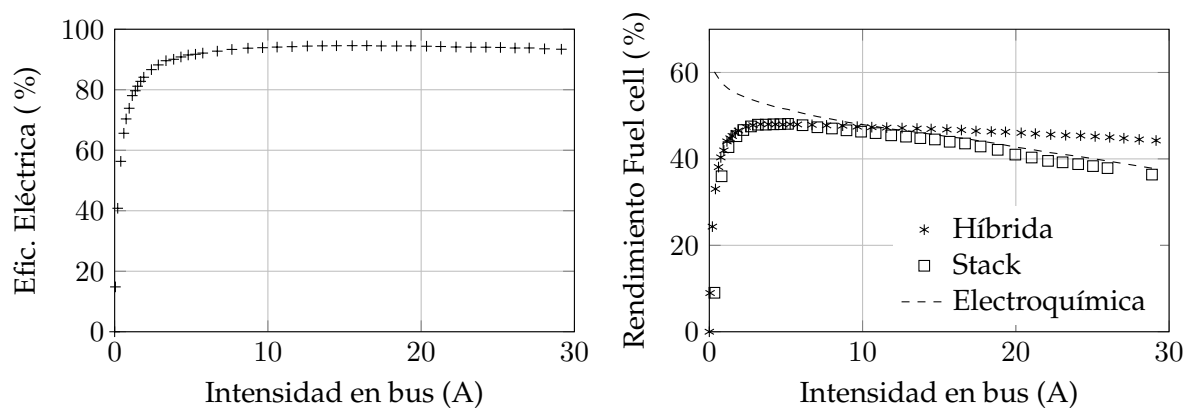
Figura 5.10: Curvas de potencias frente a corriente de la PdP híbrida

Las pérdidas de transmisión de potencia se deben a los conductores y diodos de seguridad instalados. Para cuantificar éstas, se presentan las figuras 5.11(a) y 5.11(b), donde se muestran la eficiencia de la electrónica, y el rendimiento del stack en la configuración híbrida, respectivamente. Los valores de la figura 5.11(a) han sido calculados utilizando la ecuación del rendimiento de la planta híbrida, expresado en porcentaje, como:

$$\eta = \frac{P_{bus}}{P_{FC} + P_{Bat}} \quad (5.1)$$

donde P hace referencia la potencia, y los subíndices bus , FC y Bat , a la potencia consumida en el bus DC, y las entregadas por la pila de combustible y las baterías respectivamente.

En la figura 5.11(b) se comparan las curvas de rendimiento electroquímico (líneas de trazos), obtenida en el banco de ensayos, con la eficiencia del stack considerando sus sistemas auxiliares para dos caso diferentes: la PdP híbrida (asteriscos), y trabajando como única fuente de potencia en la PdP (cuadrados). La potencia del stack (P_{FC}) considerada es la total producida por éste, parte de la cual se consume en los sistemas auxiliares, que son los elementos necesarios para controlar el flujo de aire del sistema de refrigeración, así como las válvulas y la electrónica de control. A bajas corrientes de carga, el consumo de estos sistemas parásitos es muy elevado con respecto a la demanda, lo que hace que el rendimiento efectivo del stack sea muy bajo. Por lo



(a) Eficiencia real en la etapa de transmisión de potencia (b) Eficiencia real del stack con sus sistemas auxiliares

Figura 5.11: Eficiencias de la PdP híbrida

tanto, se ha considerado en el sistema de control que, para estos valores de corriente, toda la energía debe provenir del banco de baterías. Este comportamiento difiere del que se obtiene al realizar curvas de polarización en bancos de ensayo, donde para los puntos de menor demanda de corriente la eficiencia de estos dispositivos electroquímicos es mayor (línea de trazos).

El punto de máxima eficiencia en la conversión del hidrógeno se encuentra aproximadamente en los 3,2 A, que se corresponde con una potencia de 143 W. El consumo parásito se mueve en una horquilla desde los 12 W a baja carga hasta los 32 W a máxima potencia del stack. Para el stack trabajando en modo híbrido, se ha estimado que la potencia parásita máxima es de unos 20 W porque el sistema de control de temperatura apenas consume. Durante la operación normal, por encima de los 3,2 A, la mínima eficiencia de la planta es del 93,4 % medida para una corriente de 29,15 A en el bus, con una potencia híbrida de 948,8 W demandada por la carga electrónica dinámica. En dicho punto, la pila de combustible en modo híbrido entrega el 47,6 % de la potencia total, con un rendimiento real de conversión del hidrógeno del 44,3 %. Para una PdP no híbrida, sólo con pila de combustible, la máxima potencia generada por la pila de combustible es de 809 W con una eficiencia de conversión del 36,4 %.

En el punto de funcionamiento correspondiente a la potencia de escalada (617,7 W en el bus DC), la pila de combustible entrega un 55 % de la potencia del bus, y las baterías un 45 %. El rendimiento eléctrico efectivo de la PdP es del 94,5 % y la eficiencia de la conversión de hidrógeno en el stack es del 46,4 %. Por el contrario, si la potencia fuera suministrada únicamente por la pila de combustible, esta debería entregar 678,3 W porque el rendimiento real es del 91,4 %, ligeramente inferior al estimado en los cálculos preliminares, disminuyendo la eficiencia de la pila hasta el 39,6 %.

5.5.2 ENSAYO DEL COMPORTAMIENTO DINÁMICO DE DIFERENTES PdP

El análisis del comportamiento dinámico de los diferentes elementos se realiza para alargar la durabilidad de la pila de combustible. La dinámica de ésta suele ser mucho más lenta que la de las baterías electroquímicas, y aún más lenta que la de las baterías de LiPo, por lo que cambios bruscos en la demanda de corriente potencian fenómenos de degradación acortando de forma drástica su vida útil. En este estudio se han analizado tres configuraciones: la pila de combustible como único elemento que entrega potencia (*FCs*); la pila de combustible en una

PdP híbrida con el banco de baterías (*FCh*) y la pila de combustible hibridada con supercondensadores (*FCsc*).

En la figura 5.12 se representa la curva temporal de la potencia demandada en el bus DC para estudiar el comportamiento dinámico de las tres configuraciones, por lo que la comparación de los resultados obtenidos entre ellas es directa. En los experimentos, se obtienen los valores resultantes de corriente y voltaje de los elementos de cada PdP para los diferentes valores de potencia demandada a través de una carga electrónica dinámica programable BK Precision IT8514F funcionando en modo de potencia constante. Para incluir el tiempo de reacción de los sistemas de potencia y control del UAV real se programan los escalones con rampas de 2 s en las subidas, y de 1 s en los escalones de bajada.

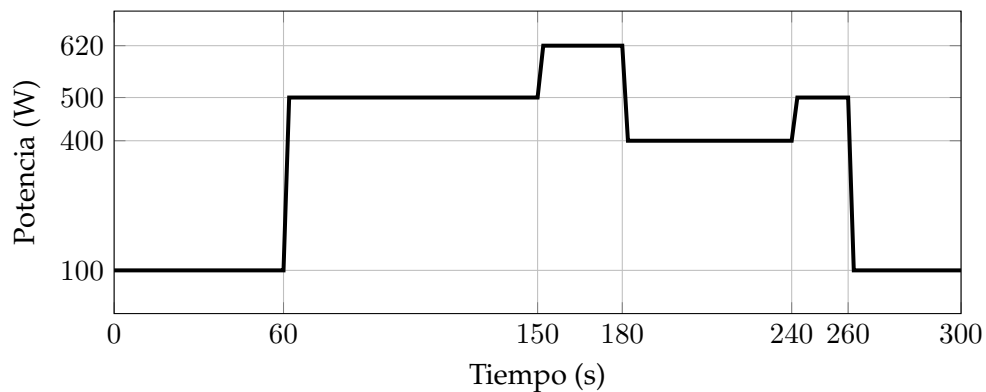


Figura 5.12: Curva de potencia demandada en el bus durante los tres experimentos

En la figura 5.13 se representa el voltaje de cada una de las PdP en el mismo rango de tiempo. Además, por su importancia también se incluye el voltaje del propio banco de baterías (*Bat*), cuyo valor inicial era de 37,2 V, es decir, un estado de carga de aproximadamente el 95% de su capacidad, lo cual no afecta a la respuesta dinámica. Como se puede apreciar, el valor del voltaje inicial de la pila de combustible de los tres sistemas propuestos es ligeramente diferente. Se comprobó que esta variación se debía a pequeñas diferencias de la temperatura inicial de la pila de combustible (entre 1,5 °C y 2 °C). Este resultado no es nuevo, por lo que se puede concluir que el control de la temperatura del stack es uno de los problemas a resolver para optimizar el funcionamiento de las PdP híbridas pasivas. También se observó que esta diferencia era aceptable ya que durante el desarrollo de los experimentos la temperatura se homogeneizó rápidamente.

Aplicando un pico de demanda de potencia en el bus DC, se observa una caída de voltaje acusada hasta valores por debajo de los 34 V tanto en la configuración más simple (*FCs*) como en la híbrida con supercondensadores (*FCsc*). Este comportamiento, en el entorno de los 60 s, se debe a la lenta dinámica de la pila de combustible. Posteriormente, existe una zona hasta aproximadamente 150 s, con potencia demandada constante (ver figura 5.12), donde primero el voltaje de ambas PdPs se recupera algo (hasta alcanzar los 90 s), para seguidamente caer con casi la misma pendiente (ver figura 5.13), debido a los cambios de temperatura y humedad interior. Para un tiempo de alrededor de 150 s se produce un nuevo incremento de la potencia demandada, lo que conlleva a una caída brusca en el voltaje medido en el bus DC para las configuraciones *FCs* y *FCsc*.

Atendiendo a lo que le sucede a la corriente, en la figura 5.14 se observa que en el caso de la planta simple (*FCs*) al aumentar la potencia demandada, la corriente muestra un pico elevado

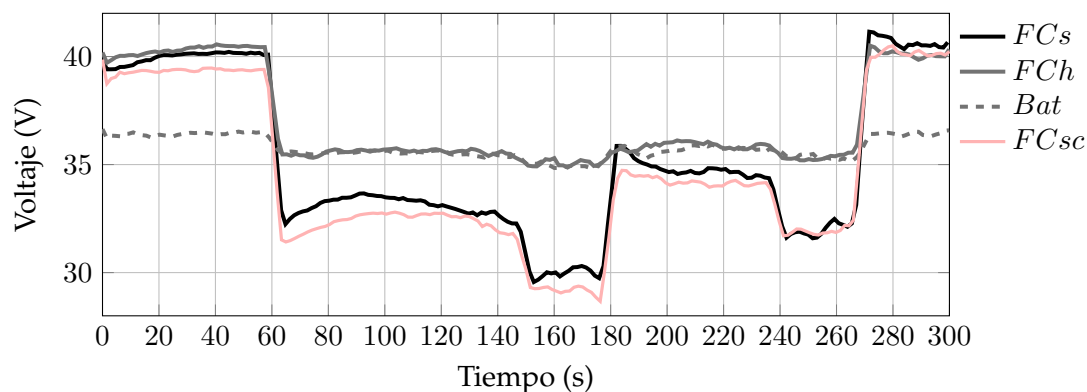


Figura 5.13: Curvas de respuesta en voltaje

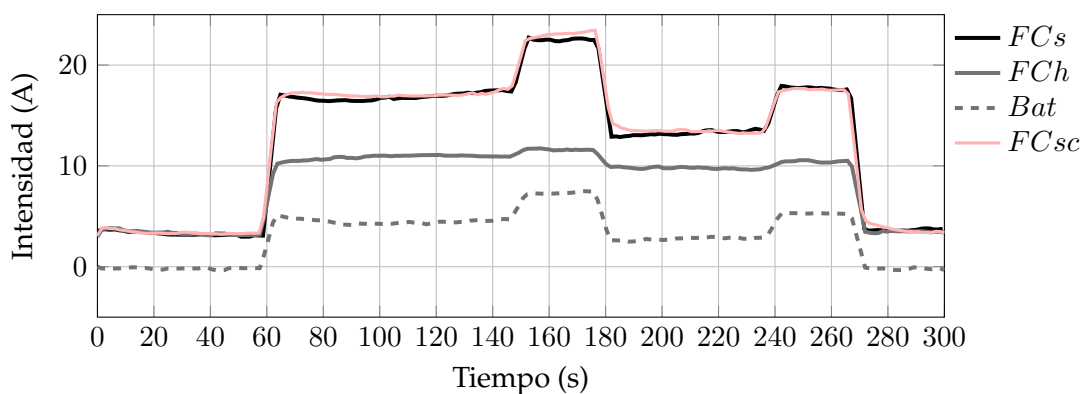


Figura 5.14: Curvas de respuesta en corriente

que luego decrece. Este es el fenómeno conocido como “starvation” y que se corresponde con un déficit de la concentración de los gases reactivos en algunos puntos de los electrodos. Al no existir suficiente gas para producir la corriente demandada, se facilita la corrosión del soporte carbonoso de las capas catalíticas [99]. Debido a su mayor potencial, este efecto es más peligroso en las capas catalíticas catódicas.

Para la configuración híbrida con supercondensadores (FC_{sc}), se observa cómo el pico de corriente se suaviza algo al compararse con el valor de la PdP formada únicamente por la pila de combustible (FC_s). Esto se debe a que el bloque de supercondensadores está absorbiendo dichos picos. Sin embargo, el comportamiento no es como el de una planta híbrida porque no hay prácticamente ninguna ayuda en la potencia entregada por la pila. Como se puede observar en la figura 5.15, las curvas de potencia de la PdP simple (FC_s) y con supercondensadores (FC_{sc}) prácticamente se solapan, lo que quiere decir que, en ambos casos, la pila de combustible es la única fuente de potencia del sistema. No obstante, los beneficios de los supercondensadores en una PdP híbrida son claros porque pueden absorber los picos de corriente, mitigando en parte la corrosión de las capas catalíticas de las diferentes celdas del stack. También se aprecia en la figura 5.15 una suave pendiente creciente en la potencia entregada por las PdPs FC_s y la FC_{sc} durante los primeros dos escalones de potencia. Esto se debe a un aumento del consumo parásito de la refrigeración, cosa que no sucede en el resto de escalones, debido a la inercia térmica del stack.

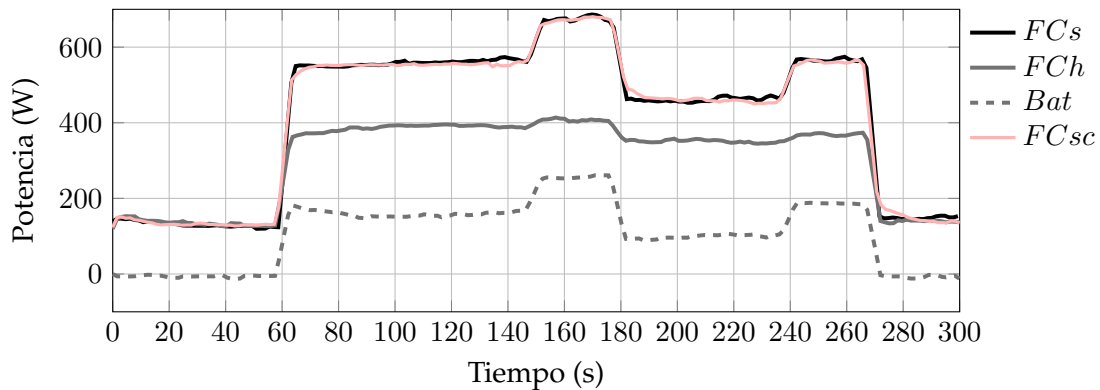


Figura 5.15: Curvas de potencia entregada por los elementos de la Pdp

ANÁLISIS DE LAS CARACTERÍSTICAS DE LA PDP HÍBRIDA CON BATERÍAS

El análisis de la Pdp híbrida de la pila de combustible con el banco de baterías (*FCh*) debe realizarse de manera más detallada. En la figura 5.15 se observa como la potencia demandada por la carga electrónica (la suministrada al bus DC según la figura 5.12) se corresponde con la suma de la potencia de la pila (*FCh*) más la del banco de baterías (*Bat*). Como se puede ver en la figura 5.13, donde el voltaje de las baterías se representa con la línea de trazos, cuando la demanda de potencia reduce el voltaje del stack hasta que el diodo de baterías se polariza, éstas comienzan a inyectar corriente al bus DC (figura 5.14), suprimiendo también los picos de corriente, de forma similar al papel de los supercondensadores en el caso de la planta *FCsc*. Además, las baterías limitan el valor del voltaje del stack al mismo que el de ellas, aumentando la eficiencia de la pila. A su vez, la presencia del banco de baterías permite que la lenta dinámica del stack se recupere, como se observa en la disminución de la corriente suministrada por las baterías y el correspondiente aumento de la corriente entregada por la pila de combustible.

En el segundo pico de demanda, son las baterías las que absorben el incremento de potencia adicional, debido a que tienen una curva característica V-I con menor pendiente, es decir, con menores pérdidas óhmicas. Para estos puntos de operación, la potencia entregada por la pila de combustible se “satura” y no es posible entregar una corriente mayor, a menos que el voltaje en el bus DC se reduzca, es decir, que las baterías se descarguen. Las curvas de potencia de la figura 5.15 muestran un comportamiento similar al de la corriente en la figura 5.14. Debe indicarse que la potencia del sistema es algo menor que la suma de la potencia suministrada por los dos elementos individuales debido a las pérdidas en los diodos. Sin embargo, éstas son a su vez inferiores a las pérdidas inherentes a los equipos de conmutación necesarios para regular la entrega de potencia en sistemas híbridos activos formados por convertidores DC/DC.

5.5.3 ENSAYO DE LARGA DURACIÓN DE LA PDP HÍBRIDA

En condiciones reales, durante el vuelo del UAV, la Pdp debe operar durante más de 1 h. Para validar el comportamiento de la misma se realiza un ensayo de larga duración durante el cual se observan los tres posibles estados de la Pdp: (*e1*) vuelo crucero (a nivel del mar) a potencia constante sólo con la pila de combustible, (*e2*) vuelo de escalada en modo híbrido y (*e3*) vuelo de escalada sólo con la pila de combustible. Al igual que en los ensayos dinámicos, en estas pruebas se ha utilizado la carga electrónica programable para simular la etapa de propulsión (motor eléctrico y su electrónica, la transmisión y la hélice), por lo que las potencias programa-

das son las del bus DC de la tabla 5.1. Para controlar la simulación de vuelo se utiliza el puerto de comunicación de la carga electrónica junto con la información de aceleración del controlador de la planta, sobre el que se almacenan las curvas de potencia. Las perturbaciones observadas se realizan aleatoriamente de forma manual. Para el ensayo se han utilizado unas baterías de capacidad inferior a las que se instalarán en el UAV para comprobar el vaciado de las mismas en un menor tiempo. La capacidad nominal de estas es de 5 A h.

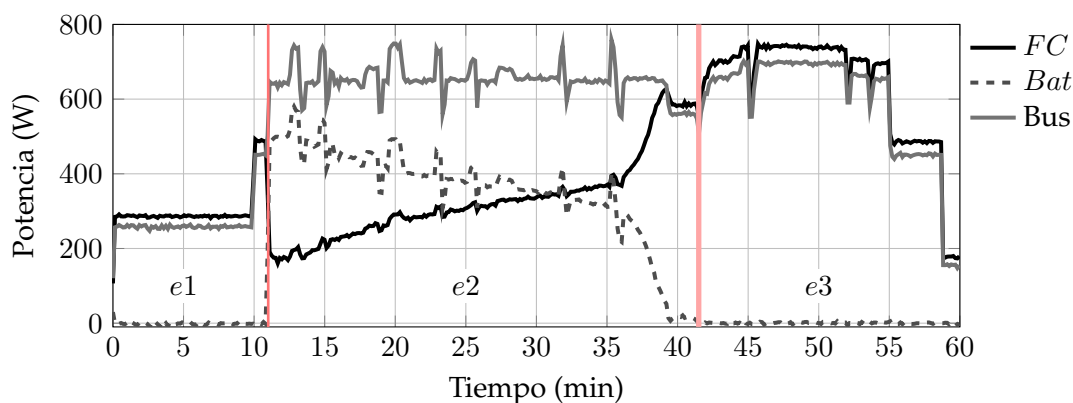
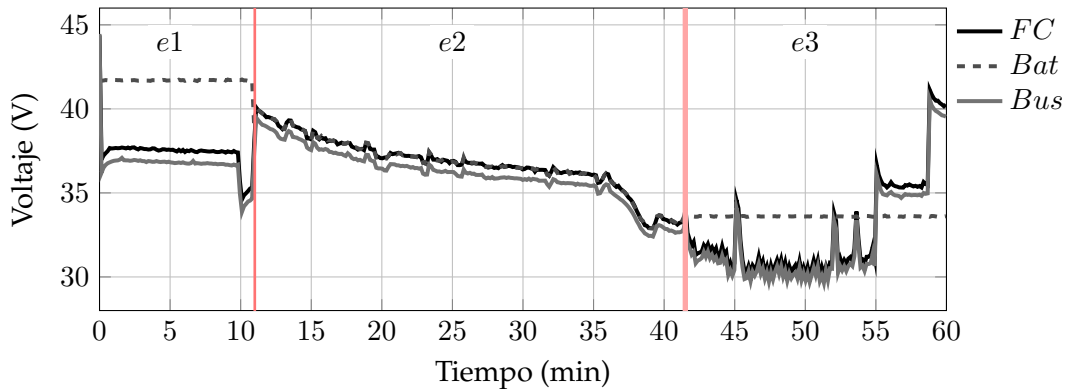


Figura 5.16: Curvas de potencia generada durante el ensayo

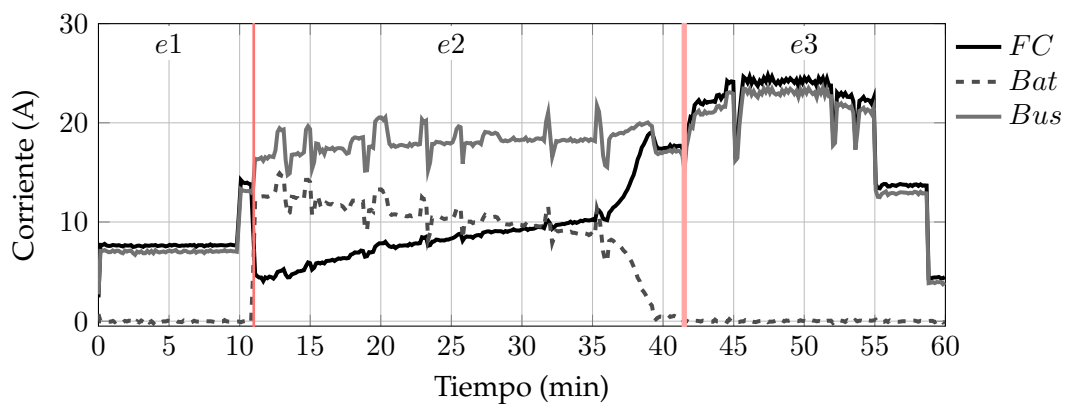
En la figura 5.16 se pueden observar los tres estado de la PdP durante una misión de ascenso ($e1$, $e2$ y $e3$) ya descritos, indicados sobre la figura. En las figuras 5.17(a) y 5.17(b) se representan las curvas de voltaje y corriente respectivamente. Con la primera de las etapas ($e1$) comienza el experimento, y dura hasta aproximadamente hasta el minuto 11. Durante este tiempo, toda la potencia suministrada a la hélice viene de la pila de combustible. Se pueden distinguir claramente dos escalones de potencia. El primero y más largo se corresponde con la potencia de vuelo de crucero a nivel del mar (250 W en el bus DC), y otro escalón de duración más corta, donde la potencia generada por la pila es de unos 500 W, que coincide con el valor medio de la potencia entre la de crucero constante a nivel del mar y la final que se alcanza después de la aceleración. El objetivo de este paso es preparar al UAV para enfrentar la escalada sin que la dirección sufra grandes esfuerzos mecánicos. Asimismo, en este corto tiempo se logrará aumentar la temperatura de la pila para mantener el sistema caliente durante el tiempo de funcionamiento de la planta en modo híbrido. La duración de este pequeño escalón se marca cuando se alcanza la temperatura del stack deseado, que en el experimento fue ligeramente superior a 1 minuto.

La segunda etapa del vuelo del UAV ($e2$) se realiza con la PdP en modo híbrido pasivo. En el instante en que la orden de aceleración se lanza, también se ordena la conmutación de las baterías. Esta segunda etapa comienza en el minuto 11 y termina aproximadamente en el minuto 41,5 del ensayo. Durante la etapa $e2$, el objetivo del control de potencia es el de realizar la descarga de las baterías de forma eficiente. Para ello, se controla la potencia de ascenso alrededor de 620 W en el bus DC.

Para probar la robustez del sistema, se generan perturbaciones aleatorias de $\pm 15\%$ sobre el valor de la potencia demandada. Estas perturbaciones simulan lo que puede suceder en un vuelo real que trata de mantener la velocidad de ascenso lo más estable posible. Como se describirá posteriormente, en la última etapa de funcionamiento ($e3$), las perturbaciones consideradas serán únicamente negativas ya que la pila de combustible trabajará al límite de potencia. Todas las perturbaciones de la etapa $e2$ son absorbidas por las baterías, ya que la dinámica de su



(a) Curvas de voltaje



(b) Curvas de corriente

Figura 5.17: Curvas características de la PdP del UAV

electroquímica es más rápida que la del stack, como se observa en las figuras 5.17(a) y 5.17(b) respectivamente.

La principal característica de la etapa $e2$ es el acoplamiento de los voltajes de las fuentes, los cuales siguen la misma curva salvo por pequeñas diferencias debidas a las pérdidas en los diodos y conductores (figura 5.17(a)). La corriente del bus es ligeramente inferior a la suma de las corrientes de la pila y las baterías, debido a que parte de la corriente de la pila se destina a alimentar los sistemas auxiliares. En la figura 5.17(b) se observa, sobre el minuto 32 de la etapa $e2$, una inversión en el nivel de las corrientes de la batería y el stack. Este cambio de valor implica un cambio de la fuente que gobierna el voltaje del bus, y por tanto en la entrega de potencia, pasando de las baterías a la pila de combustible (ver figura 5.16). El final de la etapa $e2$ se determina por la descarga de las baterías hasta el nivel mínimo programado. Este valor no es el límite absoluto de descarga ya que se pretende retener parte de la energía como seguridad, para mantener los sistemas auxiliares activos en caso de fallo de la pila de combustible. En las baterías de LiPo, el nivel máximo de descarga alcanzable está en los 3 V por celda, que para el banco 10S1P sería de 30 V, pero para mantener una mínima reserva de energía se limita la descarga hasta los 33 V.

El mínimo voltaje se alcanza en el minuto 39 del ensayo, instante en el que se ejecuta el *procedimiento de desconexión*, para validar el estado de carga. Cuando las baterías se encuentran cerca-

nas al valor establecido de descarga, el valor de voltaje se reduce muy rápidamente (minutos 36 a 38 de la figura 5.17(a)). Para evitar posibles errores de medición o sobrecargas repentinas, el sistema de control iniciará el procedimiento sólo cuando los últimos 100.000 muestreos realizados sean de un valor inferior al mínimo voltaje fijado, lo que equivale aproximadamente a un periodo de 10,2 segundos. El procedimiento se inicia con la reducción de la potencia demandada para reducir la corriente de las baterías hasta los 0,5 A, para comprobar que el voltaje sigue decreciendo. Es en este momento en el que se considera que las baterías han llegado al valor mínimo establecido y se procede con la segunda etapa: la *desconexión segura*. En esta etapa se reduce la potencia demandada hasta que la corriente de las baterías se anula, y es cuando se procede a la apertura segura del interruptor.

La última etapa del ensayo ($e3$) se inicia cuando las baterías se han desconectado y toda la potencia de vuelo es sostenida por la pila de combustible. A pesar de que el voltaje de las baterías se ha estabilizado por encima del valor de mínimo, el sistema de control las considera en reserva y únicamente las conectará en caso de fallo del stack, bien por falta de gases reactivos, o por un fallo de operación. La medición del contenido de hidrógeno se realiza de forma indirecta contabilizando la corriente entregada por la batería, ya que la medición de la presión en la botella o con un caudalímetro de línea implica un aumento innecesario de la masa del SAG. Sin embargo, sí se incluye un detector de hidrógeno para advertir de posibles fugas, lo que activaría el *procedimiento de reducción de potencia, planeo y regreso a base*.

Durante la etapa $e3$, el control de potencia es diferente. En este caso se realiza monitorizando los parámetros críticos de funcionamiento de la pila (el voltaje mínimo de celdas y la temperatura de trabajo) para maximizar la potencia entregada. Para ello, se aumenta la demanda de potencia hasta que, o bien la temperatura, o bien el voltaje alcancen los niveles de operación máximo y mínimo establecidos respectivamente. Aumentando la potencia de escalada se aumenta la velocidad ascensional y por tanto se reduce el consumo de hidrógeno total [98]. Además, el aumento de la potencia de la pila de combustible trae como consecuencia el aumento de la producción de agua en ésta. Durante la operación en modo híbrido o a baja carga, la problemática queda enmascarada por la estabilidad del voltaje generado por el banco de baterías. Sin embargo, cuando el stack es el único responsable de entregar la potencia necesaria, la mayor producción de agua se manifiesta como un rizado sobre la curva de voltaje (ver figura 5.17(a)). Este fenómeno puede ser crítico en pilas de baja temperatura, donde el agua producida se genera en fase líquida, de forma que puede llegar a obstruir los canales de distribución de gases. En las pilas de alta temperatura el problema es menor porque el agua se produce en fase vapor.

Realizando una ampliación del tramo de la curva de voltaje entre los 46 y los 48 minutos, se puede apreciar mejor el efecto que las purgas de gases tienen en la operación, como se muestra en la figura 5.18. En el intervalo de tiempo de la figura (1,22 min) se realizan 5 purgas. La forma de la curva en “diente de sierra” es la típica cuando, producto de una demanda elevada de corriente a la pila, la producción de agua es muy alta llegando a producir el encharcamiento en determinadas zonas. Por tanto, la difusión de los gases reactivos hasta las capas catalíticas se ve limitada, aspecto que se constata en el descenso del valor del voltaje de la pila en el período entre dos purgas consecutivas.

En el caso del hidrógeno, la purga se mantiene fija cada 20 s, variando el ancho del pulso de apertura de la válvula en función de la intensidad generada, desde los 80 ms a bajas cargas, hasta unos 250 ms a máxima potencia. Para el oxígeno el intervalo entre purgas se reduce a 10 s ya que es en el cátodo donde se genera y acumula la mayor cantidad de agua. La eficiencia de las purgas se determina en función de la diferencia de voltaje entre el valor máximo y el

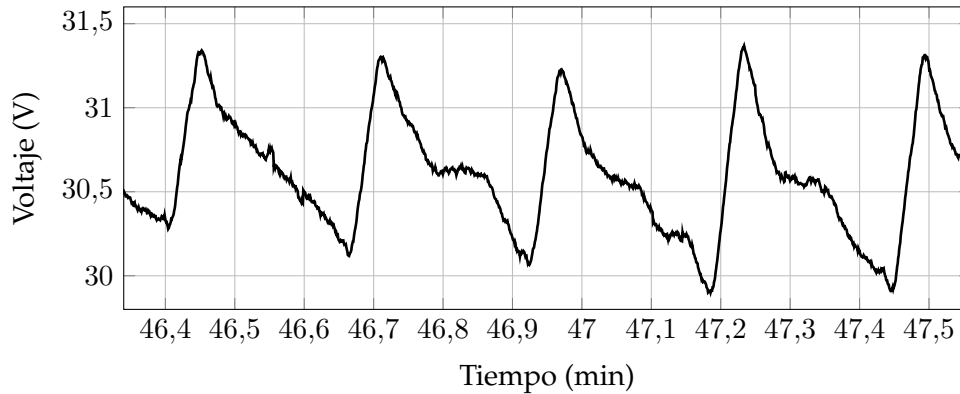


Figura 5.18: Detalle del voltaje de la pila de combustible durante la etapa e3

mínimo entre purgas. En el ensayo se ha considerado que la purga es eficiente siempre que la diferencia de voltaje no supere el 5%. Hay que destacar también la diferencia que se observa entre las curvas de caída de voltaje de la primera purga y las siguientes. En la primera, la caída de voltaje es continua, mientras que el resto presenta un periodo de tiempo en el que el valor del voltaje es constante. Esto verifica que las purgas están siendo efectivas porque se va favoreciendo la difusión de los gases hacia las capas catalíticas y aumenta la tasa de reacción. Finalmente, se comprobó que una vez terminado el período de purgas se volvía a recuperar el funcionamiento estable de la pila.

5.6 ANÁLISIS DE CONSUMOS Y EFICIENCIAS EN LA SIMULACIÓN DE VUELO

Utilizando la curva de potencia consumida por la carga electrónica programable y las ecuaciones desarrolladas para la mecánica de vuelo a potencia constante (ver Sección 2), es posible estimar la altura alcanzada por el UAV durante la fase de vuelo simulada. Para ello debe considerarse un rendimiento en la transmisión de potencia inferior al utilizado en las estimaciones, para cuantificar en mayor o menor grado el vuelo en una atmósfera no ideal. En la representación de la variación de altura con el tiempo de la figura 5.19, se observa que la cota alcanzada para un rendimiento de transmisión del 62% es de casi 4.000 m, con un consumo de hidrógeno durante el ensayo de unos 30,3 g. Según el poder calorífico inferior del hidrógeno, dicha masa equivale a 1.009,9 Wh.

Integrando las curvas de potencia obtenidas se calcula que la energía producida por la pila de combustible es de 418,8 Wh, por lo que el rendimiento medio de conversión del hidrógeno medido sobre el ensayo es del 41,47%, mientras que el rendimiento medio teórico de la pila de combustible según los voltajes es del 48%. Considerando la pérdida de un 5% de hidrógeno en purgas, el valor teórico neto de eficiencia sería del 45,7%, todavía superior al valor real medido. Esta diferencia se debe a que no todas las celdas trabajan de forma idéntica en bajos potenciales como los demandados en la última etapa del ensayo, donde las pérdidas por transferencia de masa comienzan a ser relevantes.

La energía entregada por las baterías fue de 183,5 Wh, o lo que es lo mismo, una capacidad de descarga medida de 4,82 Ah, por lo que la profundidad de descarga alcanzada durante el ensayo llegó al 96,4% de la capacidad nominal. Este valor es superior al considerado durante

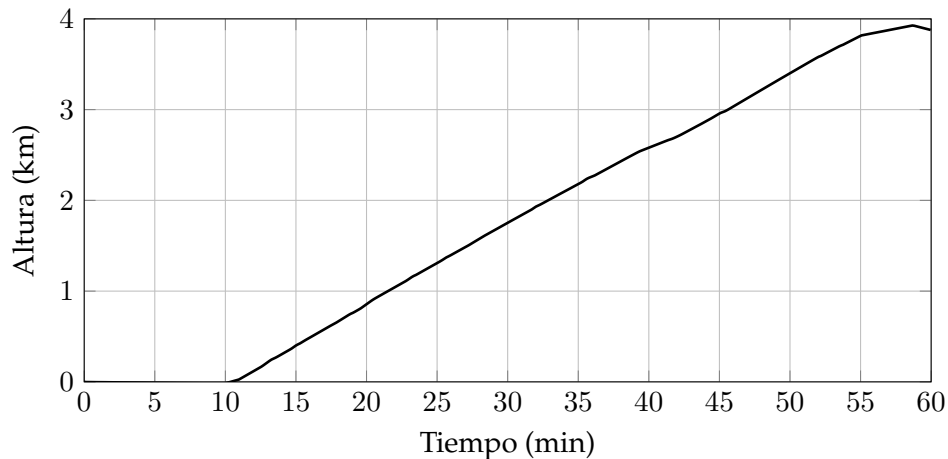


Figura 5.19: Ascenso simulado del UAV

la fase de diseño, debido a que la profundidad de descarga de las baterías de LiPo, medida desde el voltaje, no es muy precisa. La energía demandada por la carga electrónica (equivalente a la demandada por la hélice del UAV) alcanzó los 571,8 Wh, por lo que las pérdidas en los sistemas auxiliares y la electrónica de potencia se estiman en unos 30,5 Wh. De esta forma, la eficiencia en la etapa de transmisión de potencia alcanza el 95 % de eficiencia para el sistema híbrido “pasivo”. Por tanto, la eficiencia de la PdP contabilizada desde la energía contenida en el hidrógeno hasta la inyectada en el bus DC es del 53,6 %. De forma similar, si la potencia hubiese sido demandada únicamente a un pila de combustible como la utilizada, el rendimiento medio hubiese sido sólo del 37,3 %, requiriendo unos 46 gramos de hidrógeno más para la misma misión, es decir, más de media botella adicional.

SECCIÓN 6

CONCLUSIONES Y TRABAJO FUTURO

6.1 CONCLUSIONES

El trabajo presentado como compendio de publicaciones propone un procedimiento de diseño y el estudio de la viabilidad técnica de una planta de potencia híbrida pasiva que será implementada en un UAV ligero para ascender hasta la elevada troposfera (10.000 m). La planta de potencia (PdP) está basada en una pila de combustible tipo PEM de alta temperatura (HT-PEMFC) y unas baterías de litio-polímero (LiPo) que permiten mejorar su comportamiento dinámico. El diseño contempla embarcar en la aeronave tanto el hidrógeno como el oxígeno necesarios para aislar el funcionamiento de la pila de las difíciles condiciones de vuelo por lo elevado de la altura que impiden el uso de motores de combustión interna.

A continuación se resumen las principales aportaciones y conclusiones de los trabajos publicados en los artículos incluidos en el compendio.

Artículo I: *Use of fuel cell stacks to achieve high altitudes in light unmanned aerial vehicles*

Este artículo se ha dedicado a determinar la potencia de la pila de combustible que requiere el UAV para alcanzar un techo de vuelo de 10 km. Las principales conclusiones de este estudio son:

1. Con el estudio teórico realizado se concluye que es perfectamente factible sustituir el motor de combustión interna empleado originalmente en el UAV por un motor eléctrico alimentado con una pila de combustible para lograr una altura objetivo de 10 km. Para esta altitud de vuelo, donde la presión parcial de oxígeno es muy baja, se ha determinado que la mejor opción es utilizar una pila de combustible de cátodo cerrado. Por lo tanto, el hidrógeno y el oxígeno tienen que embarcarse en el UAV.
2. Resolviendo el modelado físico y las ecuaciones del problema aerodinámico simplificado, se ha determinado que la potencia necesaria en la hélice para realizar el vuelo de ascenso hasta la altitud de 10 km es de 422,5 W. También se concluye que, con el diseño actual del UAV, la masa total, incluyendo la carga útil, no puede exceder los 16 kg.
3. Para minimizar el peso a embarcar, se ha propuesto un diseño de una pila de combustible PEM muy ligera, capaz de dar una potencia máxima de 700 W con un peso de solo 3,65 kg. Teniendo en cuenta la eficiencia de todos los elementos del tren motriz, esta pila puede proporcionar de forma estable los 422,5 W a la hélice necesarios para asegurar el éxito de la misión.

4. Con los análisis realizados ha sido posible seleccionar un sistema de almacenamiento de gases reactantes formado por dos botellas comerciales de Tipo IV con una masa total menor de 7 kg capaz de almacenar la cantidad de hidrógeno que garantiza la energía necesaria durante el vuelo.
5. Los resultados obtenidos indican que, dadas las características aerodinámicas del UAV, con la pila de combustible propuesta y con el sistema de almacenamiento de gases seleccionado, el avión es capaz de elevarse por encima de 10.000 m con una tasa de ascenso máxima de $0,8 \text{ m s}^{-1}$ al ascender a potencia constante.

Artículo II *Experimental determination of the heat transfer coefficient for the optimal design of the cooling system of a PEM fuel cell placed inside the fuselage of an UAV*

El objetivo de este artículo es el de diseñar el sistema de enfriamiento apropiado para que la temperatura de operación de la pila se mantenga en el rango recomendado por el fabricante de las MEAs, resolviendo el problema de la transferencia de calor desde la pila de combustible. Las principales aportaciones de este estudio son:

6. Se han obtenido dos nuevos modelos que permiten el cálculo preciso del número de Nusselt en función de los tres grupos adimensionales relevantes: Re , Pr y el factor de forma (D_{eq}/L). Se ha comprobado que al utilizar otros modelos disponibles en la literatura los errores en la estimación del coeficiente de transferencia de calor llegan al 50 %.
7. Con las medidas experimentales realizadas en los dos túneles de viento y la solución numérica del problema de transferencia de calor se ha obtenido que el coeficiente de transferencia de calor por convección varía de 8 a $44 \text{ W m}^{-2} \text{ K}^{-1}$.
8. Mediante el análisis dimensional, se han podido extrapolar adecuadamente los resultados obtenidos a nivel del mar a la altitud objetivo de 10 km.
9. Se ha desarrollado un código numérico específico, con el que se optimiza el área de flujo del aire refrigerante, obteniéndose que los factores de forma más adecuados están en el rango de 0,35 a 0,55. Este rango de valores de factores de forma garantiza un sistema de enfriamiento con bajo consumo de energía, y además es compatible con la disponibilidad de espacio en el fuselaje de la aeronave. En este sentido, los resultados indican que podrían ser eficientes tanto estrategias de enfriamiento pasivas como activas empleando ventiladores axiales ligeros que consuman poca potencia.
10. El procedimiento desarrollado y los modelos obtenidos (teniendo en cuenta su rango de validez) pueden ser aplicables a cualquier situación en la que una pila de combustible situada en un recinto se enfríe mediante un flujo de aire que pasa a su alrededor. Esta es una situación típica para pilas PEMFC de alta o baja temperatura utilizadas tanto en transporte, como en sistemas combinados de calor y energía.

Artículo III *Design and manufacture of a high-temperature PEMFC and its cooling system to power a lightweight UAV for a high altitude mission*

En este artículo se ha diseñado e implementado la construcción la pila de combustible que se requiere para suministrar la potencia del UAV, y se ha diseñado el sistema de enfriamiento *pasivo* que se implementará en el avión. Las principales conclusiones del estudio se resumen en:

11. Se ha realizado el diseño óptimo de una pila de combustible ligera de alta temperatura que se utilizará para suministrar la potencia necesaria para que el UAV realice con éxito la misión de volar hasta una altitud de 10.000 m. Mediante el uso de placas monopolares fabricadas en láminas de aluminio 5083 muy delgadas recubiertas con Ni químico, el peso de la pila se ha reducido a sólo 3,65 kg. Por lo tanto, la potencia específica máxima de la pila es de aproximadamente $301,4 \text{ W kg}^{-1}$, y la energía específica resultante del tren motriz basado en células de combustible HT-PEMFC es de $267,4 \text{ W h kg}^{-1}$, similar a las modernas baterías recargables de litio-polímero.
12. Se ha diseñado un sistema de enfriamiento pasivo para mantener la temperatura de la pila en el valor recomendado ($160 \text{ }^\circ\text{C}$) durante todo el vuelo con un consumo de energía mínimo. El sistema de enfriamiento diseñado está formado por un habitáculo aislado térmicamente donde se coloca la pila, que está conectado al fuselaje por dos conductos de entrada con válvulas móviles y un conducto de salida con un cono deslizante situado en la zona de cola. El área de apertura de las válvulas y el porcentaje de obturación del conducto de salida por el cono deslizante que regulan la cantidad de aire que fluye alrededor de la pila se controla a través de la medición de la temperatura de pared de la pila.
13. Atendiendo a los valores óptimos obtenidos para el área de la sección de paso del aire de enfriamiento, se ha fijado un ancho de espacio anular de la cámara de enfriamiento de 16 mm y se ha determinado que el consumo de energía por este concepto es muy bajo, oscilando desde 9 W a nivel del mar hasta 18 W en el techo de servicio (10 km). Este valor representa un consumo parásito de la potencia generada por la pila HT-PEMFC inferior al 2,75 %.

Además de los tres artículos ya publicados, para concluir el estudio se propone, en un próximo, la optimización del funcionamiento del sistema de control pasivo de la planta de potencia del UAV. Para ello, se han construido los diferentes circuitos electrónicos del sistema de control pasivo de la PdP en placas de prototipado rápido. El control de los actuadores y la potencia de la planta se realiza de forma eficiente con un micro-controlador comercial Arduino DUE, donde se integran todos los sensores de la planta de potencia. Las conclusiones de este reciente estudio, aún por publicar, son las siguientes:

14. Se ha validado y verificado que la presencia de un banco de baterías de litio-polímero (LiPo) en la PdP híbrida formado por 10 celdas en serie, aunque más pesado, permite una descarga más profunda, por lo que se optimiza la entrega de energía al bus DC. En las pruebas realizadas en régimen estacionario para evaluar la capacidad de producción máxima de la PdP híbrida, se ha comprobado que la potencia entregada al bus DC fue de casi 1 kW. Se ha demostrado que el balance de la potencia entregada por cada fuente depende de la carga de las baterías. Cuando están completamente cargadas, casi el 60 % de la potencia lo entregan ellas, mientras que el 40 % restante corresponde a la pila de combustible. Los rendimientos de transmisión de potencia medidos están por encima del 93 %. En el punto de máxima entrega, el rendimiento real de la pila en modo híbrido es del 44,3 %. Por el contrario, para una PdP no híbrida, sólo con pila de combustible, la máxima potencia generada por la pila de combustible es de 809 W con una eficiencia del 36,4 %.
15. Para estudiar el comportamiento dinámico de la planta híbrida se han considerado tres configuraciones posibles: una sencilla, donde toda la potencia la aporta la pila de combustible, y dos híbridas con la pila y supercondensadores o baterías LiPo. Se ha

demostrado que el sistema de control pasivo mediante diodos polarizables en la PdP híbrida con las baterías y la pila de combustible permite controlar eficientemente la gestión de las dos fuentes de suministro de energía por el nivel de voltaje. Así, cuando la demanda de potencia reduce el voltaje del stack hasta que el diodo de baterías se polariza, éstas comienzan a inyectar corriente al bus DC, suprimiendo también los picos de demanda, de forma similar al papel de los supercondensadores en el caso de otra planta híbrida estudiada. Además, las baterías limitan el valor del voltaje del stack al mismo que el de ellas, aumentando la eficiencia de la pila.

16. Se ha realizado un ensayo de larga duración (1 hora) donde la planta de potencia híbrida ha suministrado la energía necesaria para las tres fases de vuelo consideradas: vuelo de crucero a nivel del mar, vuelo de ascenso a potencia constante, y vuelo de crucero a la altura objetivo. Se ha comprobado que en las dos fases de vuelo de crucero, la forma más eficiente de gestión de la energía generada por la planta híbrida es que sea la pila quien la entregue al bus DC. Por el contrario, para el vuelo de ascenso es mejor que se gestione la de las dos fuentes. La descarga de las baterías hasta el nivel mínimo ocurre durante el vuelo de ascenso. En la prueba realizada, esta situación se verificó casi justo antes de que terminase esta fase (sobre el minuto 40)
17. Se ha verificado la robustez del sistema de control, que es capaz de entregar de forma eficiente la energía demandada en el bus durante el vuelo de ascenso incluso cuando se producen perturbaciones aleatorias de un 15 %. Estas perturbaciones simulan lo que puede suceder en un vuelo real que trata de mantener una velocidad de ascenso estable para diferentes condiciones climáticas.
18. Se ha observado que durante la fase de vuelo de ascenso, en la que la planta de potencia funciona en modo híbrido, la eficiencia de las purgas queda enmascarada por la estabilidad de voltaje, algo muy crítico en la operación de una pila de baja temperatura, pero no tan importante para las de alta temperatura. El efecto de las purgas se observa una vez las baterías se han agotado, mostrando la clásica forma en dientes de sierra durante las últimas etapas del ensayo.
19. El trabajo de experimentación desarrollado en el banco de ensayos ha demostrado que la planta de potencia híbrida pasiva desarrollada gestiona de forma eficiente la potencia entregada a la hélice del avión, simplificando la electrónica de control y reduciendo de forma significativa el peso de este sistema con respecto a los sistemas de control activos.

6.2 TRABAJO FUTURO

Como en cualquier investigación científica, debido a la limitación de tiempo para realizar el trabajo de tesis doctoral, y pese al importante esfuerzo realizado, han quedado algunos temas por concluir. Entre los más importantes están:

- Durante la caracterización del tiempo de funcionamiento de la pila fabricada con placas mecanizadas en láminas de aluminio recubiertas con níquel químico, se comprobó que tras algo más de 100 h de operación la potencia generada bajaba de forma gradual hasta llegar al fallo. Este comportamiento, no reportado en la literatura especializada, se debió a la formación de depósitos amorfos de fosfato de zinc sobre las placas y dentro de algunos canales de la geometría de flujo. Este compuesto procede casi con total seguridad

de la reacción de ácido fosfórico escapado de la membrana con impurezas de zinc del recubrimiento de níquel de las placas monopolares. Por ello, se decidió fabricar otro stack con placas mecanizadas en grafito que aún no ha sido evaluado por los problemas que se han presentado durante el cierre y sellado del mismo. Se espera solucionar los mismos y realizar la caracterización durante los próximos meses. De esta forma se podrá utilizar esta pila, específicamente diseñada para esta aplicación, en la planta de potencia que se instalará en un prototipo de UAV para realizar las pruebas de vuelo real.

- En el campo de la experimentación, el vuelo del prototipo es un punto pendiente de la investigación realizada en esta tesis. Lamentablemente, esta fase del proyecto tuvo que ser pospuesta de forma forzosa por el repentino fallecimiento de uno de los pilares del proyecto, D. José Miralles, propietario y fabricante de la tecnología del UAV, además de un amigo y colega de la Universidad CEU Cardenal Herrera. En estos momentos se ha contactado con varias empresas fabricantes de UAVs para conseguir uno adecuado con el que realizar las pruebas de vuelo real. La planta de potencia híbrida también debe ser optimizada en un futuro. En esta investigación, el diseño de este sistema se ha limitado al acoplamiento de un banco de baterías 10S1P a una pila de combustible. Para el futuro, se sugiere el diseño integrado de la electrónica de control y la sensorización en un único circuito impreso, utilizando el mismo microcontrolador, pero acoplándolo a una placa de diseño propio. También debe considerarse la optimización de algunos dispositivos auxiliares como las fuentes de alimentación de la electrónica, debido a la variedad de voltajes utilizados.
- El proyecto de investigación abordado supone una investigación transversal que aborda diferentes tecnologías, resulta en una temática multidisciplinar en el que quedan algunos campos por desarrollar en investigaciones futuras. Un último aspecto a realizar en el futuro será la integración de todos los componentes, una vez demostrada su estabilidad, en una planta de potencia compacta que pueda instalarse fácilmente en cualquier vehículo no tripulado con características y requisitos similares, bien sean aéreos, submarinos o terrestres.

II

ARTÍCULOS PUBLICADOS

ARTÍCULO I

USE OF FUEL CELL STACKS TO ACHIEVE HIGH ALTITUDES IN LIGHT UNMANNED AERIAL VEHICLES

Autores por orden:

Jordi Renau^(a), Antonio Lozano^(b), Jorge Barroso^(b), José Miralles^(a), Jesús Martín^(b), Fernando Sánchez^(a) y Félix Barreras^(b)

Afiliación por autor:

^(a)Universidad CEU Cardenal Herrera

^(b)LIFTEC-CSIC – Universidad de Zaragoza

<http://dx.doi.org/10.1016/j.ijhydene.2015.02.071>

RESUMEN EN ESPAÑOL

En el presente artículo se analiza la viabilidad técnica del uso de una planta de potencia (PdP) basada en una pila de combustible tipo PEM de alta temperatura (HT-PEMFC) en un avión no tripulado (UAV) ligero. Originalmente, la potencia se suministra a la hélice del avión mediante un motor de combustión interna (MCI) con admisión atmosférica que sería reemplazado por la nueva PdP. Lo que se evalúa es la posibilidad de llegar a un techo de vuelo cercano a los 10.000 m (elevada troposfera) tras esta modificación.

La figura I.4 del artículo resume la motivación de la investigación. Como se aprecia, la PdP basada en el MCI presenta una pérdida de eficiencia con el aumento de la altura debido a la disminución de la tasa de compresión porque la presión atmosférica disminuye de forma acusada con la altura. Este problema, tradicionalmente resuelto en la aviación comercial incorporando un compresor, no puede solucionarse de este modo en un UAV ligero debido a que el peso total del sistema excede la carga útil que se puede transportar. Por otro lado, una PdP basada en pilas de combustible (*FCs*) con el hidrógeno y el oxígeno embarcados, permite mantener constante la potencia suministrada a la hélice independientemente de la altura. Por tanto, con esta tecnología se podría alcanzar la cota deseada siempre que se disponga de la energía necesaria a bordo.

En el artículo se resuelve el problema simplificado de la mecánica de vuelo mediante ecuaciones que permiten obtener los requisitos de potencia y energía para la misión de ascenso (ver tabla I.2). Estas ecuaciones muestran cómo los valores de la masa, la potencia y la energía están

acoplados entre sí. Las figuras I.2 y I.6 muestran las relaciones que presenta la masa con la potencia y con la energía respectivamente.

La solución del problema, considerando que la masa del UAV es de 16 kg, desvela que la potencia que se necesita suministrar a la hélice del avión para alcanzar la cota 10.000 m es de 422,5 W. Esta solución óptima se obtiene cuando el vuelo de ascenso se realiza a potencia constante, maximizando la tasa de ascenso (*RC* máximo). La energía requerida para dicho ascenso es de unos 1.000 Wh.

Para la PdP propuesta (figura I.8(a)) se estima un rendimiento en la transmisión de la potencia del 65 %, por lo que la potencia que debe generar la pila de combustible es de 650 W. Para el diseño de la pila de combustible se utiliza la curva de polarización de la MEA comercial de alta temperatura *Celtec P1100*, fabricada por BASF Fuel Cells, obtenida experimentalmente en el banco de ensayos dual del LIFTEC-CSIC en Zaragoza (figura I.7).

El stack propuesto requiere de 40 celdas, siendo capaz de producir unos 658 W con una densidad de corriente de $0,45 \text{ A cm}^{-2}$ (36,58 A) y un voltaje por celda de 0,45 V (18 V). El peso de la pila de combustible se estima en unos 3,82 kg.

Para hacer el estudio, se realiza un análisis de las masas de cada uno de los sistemas que integran la plataforma aérea. La masa real del fuselaje es de 3 kg, sin embargo, por seguridad se considera que el fuselaje del UAV con pila de combustible tendrá que ser modificado para alojar el volumen de la botella de gas, por lo que se considera una masa adicional de medio kilogramo. Por tanto, la masa de la plataforma aérea se considera compuesta por el fuselaje de 3,5 kg, la pila de combustible de 3,82 kg, el sistema de motorización y la electrónica, estimado en 1,6 kg y el sistema de almacenamiento de gases (SAG) que deberá tener una masa máxima de 7 kg para respetar la masa máxima de 16 kg.

El SAG se dimensiona utilizando elementos comerciales disponibles, que incluyen las botellas, las conexiones y la valvulería necesaria. La masa total del SAG se estima en 4,5 kg, y está formado por botellas de gas comprimido tipo IV de 4 y 21 para el hidrógeno y oxígeno respectivamente, donde los gases se almacenan a una presión de 500 bar.

El estudio concluye que el prototipo propuesto es técnicamente viable siempre que se pueda embarcar en el UAV la energía requerida. Así, la máxima altura teórica alcanzable con el hidrógeno almacenado a bordo es de unos 9.500 m para un ascenso a *RC* constante (figura I.10), mientras que se superan los 10.000 m cuando se asciende a potencia constante, como se puede ver en la figura I.11.

Available online at www.sciencedirect.com

ScienceDirect

journal homepage: www.elsevier.com/locate/ijhydene

Use of fuel cell stacks to achieve high altitudes in light unmanned aerial vehicles



Jordi Renau^a, Antonio Lozano^{b,*}, Jorge Barroso^b, José Miralles^a,
Jesús Martín^b, Fernando Sánchez^a, Félix Barreras^b

^a UCH CEU, Universidad CEU Cardenal Herrera, C/ San Bartolomé, 55, 461150 Alfara del Patriarca, Valencia, Spain

^b LIFTEC, CSIC – Universidad de Zaragoza, María de Luna 10, 50018 Zaragoza, Spain

ARTICLE INFO

Article history:

Received 18 December 2014

Received in revised form

6 February 2015

Accepted 19 February 2015

Available online 21 March 2015

Keywords:

PEM fuel cell

Hydrogen

High-temperature

UAV

Aerodynamics

ABSTRACT

A study is presented to determine if substituting an internal combustion engine (ICE) by an electric motor powered by a fuel cell stack can be a viable option to increase the service ceiling of an available light unmanned aerial vehicle (UAV), extending it to 10,000 m. As a first condition, the stack has to be capable of supplying the minimum power required for horizontal leveled flight at this altitude, which is a function of the UAV total mass. A second step examines if the UAV can transport the energy required to reach the desired service ceiling without exceeding the maximum mass that can be loaded, considering that both hydrogen and oxygen have to be carried on-board. A particularly light PEM fuel cell stack is proposed as a suitable power source. A realistic system is described to store the required amount of reactant gases maintaining the mass below the allowable limits. Results indicate that with its aerodynamic characteristics, the UAV should be capable of ascending up to 10,000 m with the described fuel cell and gas storage system. Some multivariable maps that include service ceiling, total payload and required power are provided to perform this type of analysis.

Copyright © 2015, Hydrogen Energy Publications, LLC. Published by Elsevier Ltd. All rights reserved.

Introduction

Development of aerial vehicles powered by fuel cells responds to the request of finding new ways to supply energy with high efficiency and low pollutant emissions. The possibility of using fuel cell stacks in power units of crewed aircrafts is still a future objective, but manufacturing unmanned aerial vehicles (UAVs) with these power sources can be achieved with current technology. Depending on flight ceiling and duration, size and weight, UAVs can be divided in micro, tactic, strategic and UAVs for special tasks [1]. Potential applications of these

devices are multiple, both in civil or military missions. The fact that they can be light, without human pilots and that most of their controls are electrically driven, makes them an ideal test bed for powerplants based on fuel cells. In the last years, some papers have reported successful flight tests of light UAVs with electricity supplied by fuel cells [2–4]. However, the number of tests is still small and most of them were restricted to short duration flights at low altitude.

High altitude flights of small UAVs pose some specific challenges related to the particular atmospheric conditions. Atmospheric pressure at a cruising altitude of 10 km is only

* Corresponding author.

E-mail address: alozano@litec.csic.es (A. Lozano).

<http://dx.doi.org/10.1016/j.ijhydene.2015.02.071>

0360-3199/Copyright © 2015, Hydrogen Energy Publications, LLC. Published by Elsevier Ltd. All rights reserved.

ABSTRACT

A study is presented to determine if substituting an internal combustion engine (ICE) by an electric motor powered by a fuel cell stack can be a viable option to increase the service ceiling of an available light unmanned aerial vehicle (UAV), extending it to 10,000 m. As a first condition, the stack has to be capable of supplying the minimum power required for horizontal leveled flight at this altitude, which is a function of the UAV total mass. A second step examines if the UAV can transport the energy required to reach the desired service ceiling without exceeding the maximum mass that can be loaded, considering that both hydrogen and oxygen have to be carried on-board. A particularly light PEM fuel cell stack is proposed as a suitable power source. A realistic system is described to store the required amount of reactant gases maintaining the mass below the allowable limits. Results indicate that with its aerodynamic characteristics, the UAV should be capable of ascending up to 10,000 m with the described fuel cell and gas storage system. Some multivariable maps that include service ceiling, total payload and required power are provided to perform this type of analysis.

I.1 INTRODUCTION

Development of aerial vehicles powered by fuel cells responds to the request of finding new ways to supply energy with high efficiency and low pollutant emissions. The possibility of using fuel cell stacks in power units of crewed aircrafts is still a future objective, but manufacturing unmanned aerial vehicles (UAVs) with these power sources can be achieved with current technology. Depending on flight ceiling and duration, size and weight, UAVs can be divided in micro, tactic, strategic and UAVs for special tasks [17]. Potential applications of these devices are multiple, both in civil or military missions. The fact that they can be light, without human pilots and that most of their controls are electrically driven, makes them an ideal test bed for powerplants based on fuel cells. In the last years, some papers have reported successful flight tests of light UAVs with electricity supplied by fuel cells [24–26]. However, the number of tests is still small and most of them were restricted to short duration flights at low altitude.

High altitude flights of small UAVs pose some specific challenges related to the particular atmospheric conditions. Atmospheric pressure at a cruising altitude of 10 km is only 0.26 bar, and oxygen partial pressure is 0.05 bar. This imposes severe limitations to the operation of atmospheric reciprocating internal combustion engines (ICE). Low pressures decrease air density, diminishing the intake air charge to the engine. A low intake charge reduces, in turn, the engine volumetric efficiency, and less power is delivered [38–40]. The constant loss of power as a function of altitude becomes much more critical in small ICEs than in large ones, where the decreasing pressure effect can be balanced with an air compressor. Unfortunately, small UAVs usually powered by ICEs with small cylinder capacity cannot incorporate compressors or other alternative systems to increase the intake pressure. Such systems require a significant fraction of the generated power, and contribute to increase the total aircraft payload, which cannot be afforded in small UAVs. The combination of electric motors with fuel cells can be an advantageous alternative to mini-ICEs. Efficiency of electric motors is far better than that of an ICE, for any rpm range. Besides, fuel cells can be designed to operate at high altitudes, taking into account the special requirements for this application. As in all types of aircraft and flight conditions, weight is an essential issue. Fuel cells are required to be as light as possible, but the need to carry on-board bottles to store the reactant gases or alternative systems to generate them in situ has also to be taken into account. If the UAV has to reach high altitudes, not only hydrogen

but also oxygen has to be transported. This is so because oxygen concentration in the stratosphere is too low to adopt open cathode configurations. Besides, atmospheric temperature has also to be considered in the design of the cooling system.

The objective of this research is to provide adequate tools to determine if for some specific aerodynamic characteristics, a light UAV will be capable of reaching an altitude of 10,000 m powered by a fuel cell and carrying onboard the required amount of reactant gases.

I.2 DETERMINATION OF THE MINIMUM REQUIRED POWER

In daily operation, an aircraft engine can provide a certain maximum power for a determinate time (depending on fuel reserves). According to it, the pilot has to program the flight, adjusting velocity, height, or climbing and descending strategies so that neither maximum power nor flying time are exceeded. In the present case, a fuel cell stack is to be adapted to a specific UAV, so, first, the minimum required power has to be determined. To calculate it, basic aerodynamic equations will be used, in the understanding that this work does not pretend to study in depth the theory of aircraft. Initially, a real UAV with the characteristics described in Table I.1 will be considered.

Parameters	Value
Total airframe mass	3.0 kg
Service ceiling	10,000 m
Wing surface area (S)	0.8 m ²
Wingspan (b)	4 m
Wing profile	S4233 (mod.)
Lift coefficient (CLmax)	1.1
Parasitic drag coefficient (CD0)	0.02
Oswald efficiency (e)	0.65
Maximum lift/drag ratio	20
Wing loading	< 20 kg m ⁻²
Weight factor (n)	> 4

Table I.1: Summary of the main characteristic of the UAV

The subsequent analysis will determine if this aircraft is capable of reaching high altitudes with a fuel cell stack of a specific power.

A UAV can fly with six degrees of freedom that have to be controlled: displacement along the three axes and rotations around them. Primary control elements are ailerons in the front wings, elevators on the horizontal tail and rudder in the vertical tail. To simplify the calculations, it will be assumed that the UAV only moves along its longitudinal and normal axes. The propeller, moved by the engine, generates the thrust required to displace the aircraft. In the sketch in figure I.1(a), thrust is represented as τ_e , and is, in general, a non-centered force, deviated an angle κ with respect to the longitudinal axis.

Thrust can be represented as a force T applied on the coordinate system origin, which is generally chosen to be coincident with the aircraft center of gravity. Its contribution to the total momentum M has also to be considered. The rest of the total momentum is due to forces induced by the tail, and the deviation between the trajectory angle (γ) and the pitch or elevation angle (θ). M also depends on the aircraft design. Aerodynamic forces acting during the flight

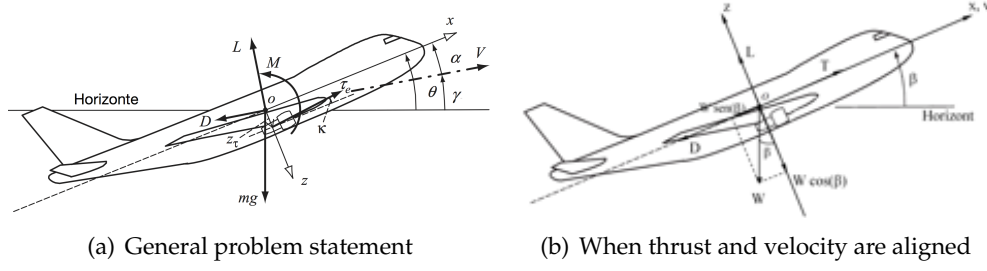


Figure I.1: Different forces applied on the ascending flight of an aircraft

are lift, L , and drag, D . Both are generated by the interaction of the moving airplane with the atmospheric air. Their magnitudes are

$$L = \frac{1}{2} \rho \cdot v^2 \cdot S \cdot C_L \quad (\text{I.1})$$

$$D = \frac{1}{2} \rho \cdot v^2 \cdot S \cdot C_D \quad (\text{I.2})$$

where S is the wing surface and ρ is the air density. According to the standard atmosphere (ISA), ρ decreases with altitude h as

$$\rho = \rho_{SL} \left(1 + \frac{a \cdot h}{T_{SL}} \right)^{-\frac{g}{a \cdot R}} \quad (\text{I.3})$$

This expression is applicable up to 10,000 m. In it, ρ_{SL} and T_{SL} are the density and temperature values at sea level (1.225 kg m^{-3} and 288.15 K respectively), g is the gravity acceleration at sea level assumed to be constant and equal to 9.80665 m s^{-2} , R is the air gas constant ($287 \text{ m}^2 \text{ s}^{-2} \text{ K}^{-1}$) and a is the temperature gradient in the troposphere taken to be -0.0065 K m^{-1} . C_L and C_D are the drag and lift coefficients, which depend on the aerodynamic characteristics of the aircraft. They are related by

$$C_D = C_{D0} + \frac{C_L^2}{\pi \cdot e \cdot AR} \quad (\text{I.4})$$

where C_{D0} is the parasitic drag coefficient, AR is the wing aspect ratio which is the ratio between wingspan squared and wing surface, and e is the Oswald efficiency.

In the case of UAVs moved by a propeller, T normally coincides with the longitudinal stability axis [100]. Hence, it will be assumed that thrust, T , and velocity, v , have the same direction and sign, in such a way that $\theta = \gamma = \beta$, as sketched in figure I.1(b). This implies that UAV displacement is only allowed along x and z axes. This assumption greatly simplifies the set of equations to estimate the required power for the flight because there is an analytical solution for the three different segments that will be considered: ascending, cruising and descending flight. From a balance of the different forces (thrust, drag and lift) and with the geometric characteristics of the UAV, the resulting equations are summarized in Table I.2.

In this table, RC denotes the rate of climb, given by the vertical velocity,

$$RC = v \cdot \sin(\beta) \quad (\text{I.5})$$

	Ascending segment (constant RC)	Cruising segment
Force x-axis	$T - W \cdot \sin(\beta) - D = m \cdot a_x$	$T = D = \frac{1}{2} \rho \cdot v^2 \cdot S \cdot C_D$
Force z-axis	$L - W \cdot \cos(\beta) = 0$	$L = W$
Acceleration x-axis	$a_x = \frac{\cos^2(\beta)}{\sin(\beta) \cdot (2 \cdot \cos^2(\beta) - \sin^2(\beta))} \cdot \frac{c \cdot RC^2}{A - h}$	-
Flight ceiling	$h = a - b \left[\frac{2}{C_L \cdot v_{max}^2} \left(\frac{W}{S} \right) \right]^{\frac{1}{c}}$	-
Required power	$P = \frac{RC}{\sin(\beta)} \left[W \cdot \cos(\beta) \cdot \left(\frac{C_{D0}}{C_L} + \frac{C_L \cdot S}{\pi \cdot e \cdot b^2} \right) + W \cdot \sin(\beta) + m \cdot a_x \right]$	$P = \sqrt{\frac{2}{\rho \cdot C_L} \frac{W^3}{S} \left(\frac{C_{D0}}{C_L} + \frac{C_L \cdot S}{\pi \cdot e \cdot b^2} \right)}$

Table I.2: Summary of the main equations obtained from the aerodynamic analysis

The minimum required power for the UAV to fly at a certain altitude will be that for steady horizontal flight, where thrust is equal to drag, and lift is equal to the aircraft weight (W). The minimum velocity to achieve this condition is the stall velocity, expressed as

$$v_{stall} = \sqrt{\frac{2 \cdot W}{\rho \cdot C_{Lmax} \cdot S}} \quad (I.6)$$

Then, the minimum power will be

$$P_{min} = T_{min} \cdot v_{stall} = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot v_{stall}^3 \cdot S \cdot C_D = \sqrt{\frac{2 \cdot W}{\rho_{SL} \left(1 + \frac{a \cdot h}{T_{SL}} \right)^{\frac{-g}{a \cdot R} - 1} \cdot C_{Lmax} \cdot S}} \cdot W \frac{C_D}{C_L} \quad (I.7)$$

where air density has been substituted by eq. (I.3).

This is a limiting power, in the sense that if the power source is not capable of supplying it, the UAV will not have enough lift to fly at the desired service ceiling. It is then a necessary condition, but it is not sufficient. This is because for a given total UAV mass, the available energy might be lower than that required to complete the ascent to the final altitude. Increasing the energy will rise the total mass, which in turn will modify the needed power. Service ceiling, total payload and required power are coupled. To establish compatible values for these parameters, an iterative procedure has to be followed. However, finding a satisfactory solution is not always possible.

It has to be noted that the above equations correspond to thrusting power. If it is going to be supplied by an ICE, there will be a power loss as a function of height given by

$$P = \delta \cdot P_{SL} \quad (I.8)$$

where, as in eq. (I.3), subscript SL indicates sea level and δ is a power adjustment value. According to the ISO 3046-1 standard [41], δ is given by

$$\delta = k - 0.7(1 - k) \left(\frac{1}{\eta_m} - 1 \right) \quad (I.9)$$

where η_m is the engine mechanical efficiency (typically ranging between 0.7 and 0.9) and k is the ratio of indicated power. For an Otto (gasoline) atmospheric engine, it can be expressed as

$$k = \left(\frac{p_h}{p_{SL}} \right)^{0.86} \left(\frac{T_{SL}}{T_h} \right)^{0.55} \quad (\text{I.10})$$

where p is absolute pressure and T is the absolute temperature at the sea level (subscript SL) and at the given height (subscript h), respectively. Effects of air humidity have been neglected in this equation because their effect is minor compared to that due to the variation in pressure and temperature [101, 102].

Opposite to ICE, the power supplied by a fuel cell will be constant with altitude. However, the actual power available in the propeller will be decreased due to a series of efficiency factors as given by

$$P_{prop} = P_{FC} \cdot (\eta_{DC/DC} \cdot \eta_{motor} \cdot \eta_{trans} \cdot \eta_{prop}) \quad (\text{I.11})$$

where the efficiency of the DC/DC converter, $\eta_{DC/DC}$, is estimated to be 90%, that of the electric motor, η_{motor} , is estimated in 95%, and the transmission, η_{trans} , is considered to be 100% efficient. Finally, an efficiency, η_{prop} , of 80% is assigned to the propeller. This last value has been derived from tests performed using a dynamometer, and comparing the power yielded by the propeller with the supplied one.

With all these values, the total efficiency for the powertrain is 68.4%, although to have a safety margin, a lower figure of 65% will be used in further calculations. Establishing a maximum altitude of 10,000 m and applying eq. (I.7), a relationship between minimum fuel cell power and UAV mass can be obtained, as shown in figure I.2.

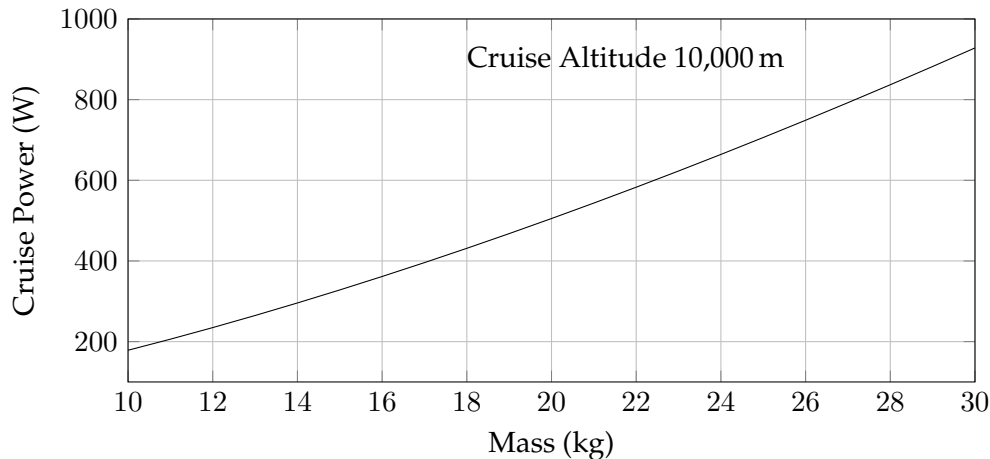


Figure I.2: Minimum required power for steady horizontal flight at 10,000 m as a function of the total UAV mass

As the required power is a function of the UAV mass, this value has to be estimated in order to decide if a specific fuel cell is capable of driving the aircraft to a desired altitude. There are some elements whose mass can be considered fixed for a given UAV. They include airframe (fuselage, wings and tail), electric motor, control electronics, fuel cell and gas manifolds. However, the mass of the reactant gas storage system (considering gas and bottles) depends on the flight strategy and the maximum height to be reached.

For the original prototype, the total mass of its structure adding fuselage, wings and tail is 3 kg. Having in mind that some modifications could be needed to adapt the fuel cell system, a safety

value of 0.5 kg will be added, resulting in a total mass of 3.5 kg. The mass of the electric motor and control electronics can be estimated in 1.6 kg. Finally, a mass of 4 kg will be assigned to the fuel cell, as will be discussed later. The mass of the gas storage system depends on the flight range. However, its highest value is limited by the maximum payload that can be transported by the aircraft. For the current prototype, this limit should not exceed 20 kg m^{-2} . As the wing surface area is 0.8 m^2 , the total UAV mass can reach up to 16 kg, of which 9 kg corresponds to the fixed elements.

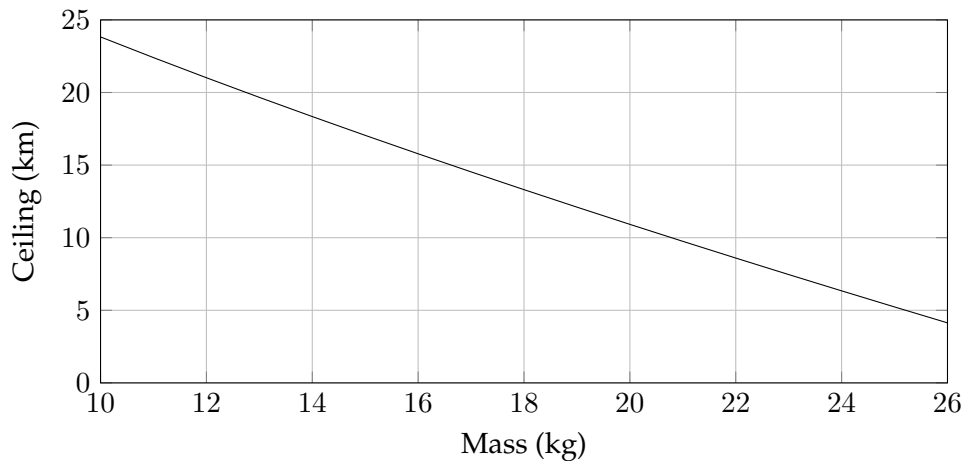


Figure I.3: Flight ceiling as a function of UAV total mass for a thrusting power of 422.5 W

To have an initial estimate, a fuel cell of 650 W will be considered, which, using eq. (I.11), will supply a power of 422.5 W to the propeller. For this power and applying again eq. (I.7), a maximum altitude can be calculated for a given UAV total mass (see figure I.3). If 10,000 m are to be reached, the maximum total mass is around 21 kg, and the calculated mass (16 kg) is below this limit.

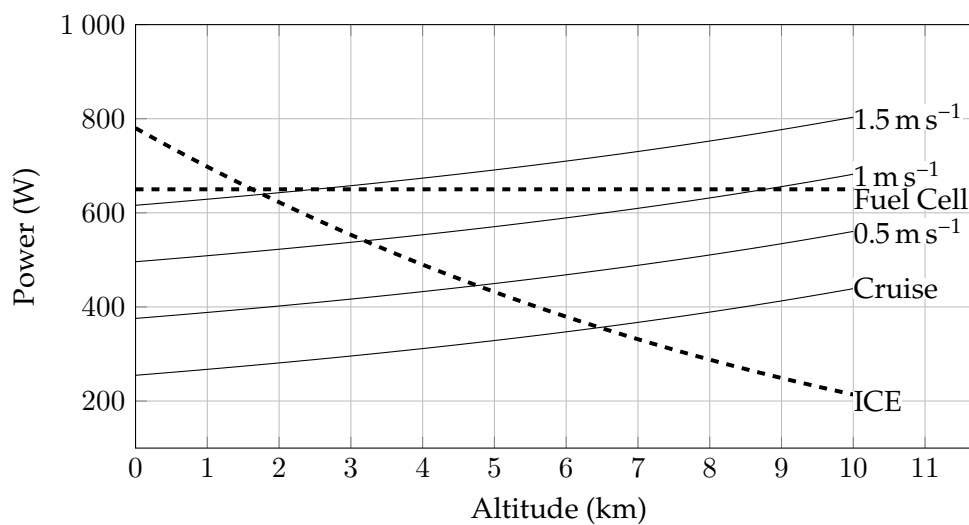


Figure I.4: Required power as a function of altitude for different constant RC . The dotted lines display the net power available in the propeller supplied by an ICE (decreasing line) and by a fuel cell (horizontal line)

Required thrusting power as a function of service ceiling for a 16 kg aircraft in a constant RC ascent is presented in figure I.4. The decreasing dotted line crossing the plot shows the net power available in the propeller if it is supplied by an ICE, calculated with equations ((I.8)-(I.10)). Compared to the ICE, the power supplied by a fuel cell would be constant with altitude, and this is why it appears in figure I.4 as a straight horizontal dotted line. Considering only power supply efficiency, it is clear that a fuel cell will be a much better choice than an ICE with atmospheric intake pressure. Further requirements related to the available energy will now be discussed.

I.3 SERVICE CEILING AND AVAILABLE ENERGY

Up to now, to determine the minimum required power, flight duration has not been considered. Taking into account the energy required for the ascending flight adds a new constraint that can be used to gage the gas storage system and to obtain the final UAV mass. To climb up to 10,000 m different flight strategies can be followed, each one requiring a different thrusting power. A possibility is to ascend at a constant rate of climb RC (cf. eq. (I.5)). It is clear that with this option, the climb angle has to decrease with altitude, as v increases due to the change in density. For this reason, the required power has also to be increased as the aircraft goes up. Consequently, the power that has to be supplied increases with service ceiling.

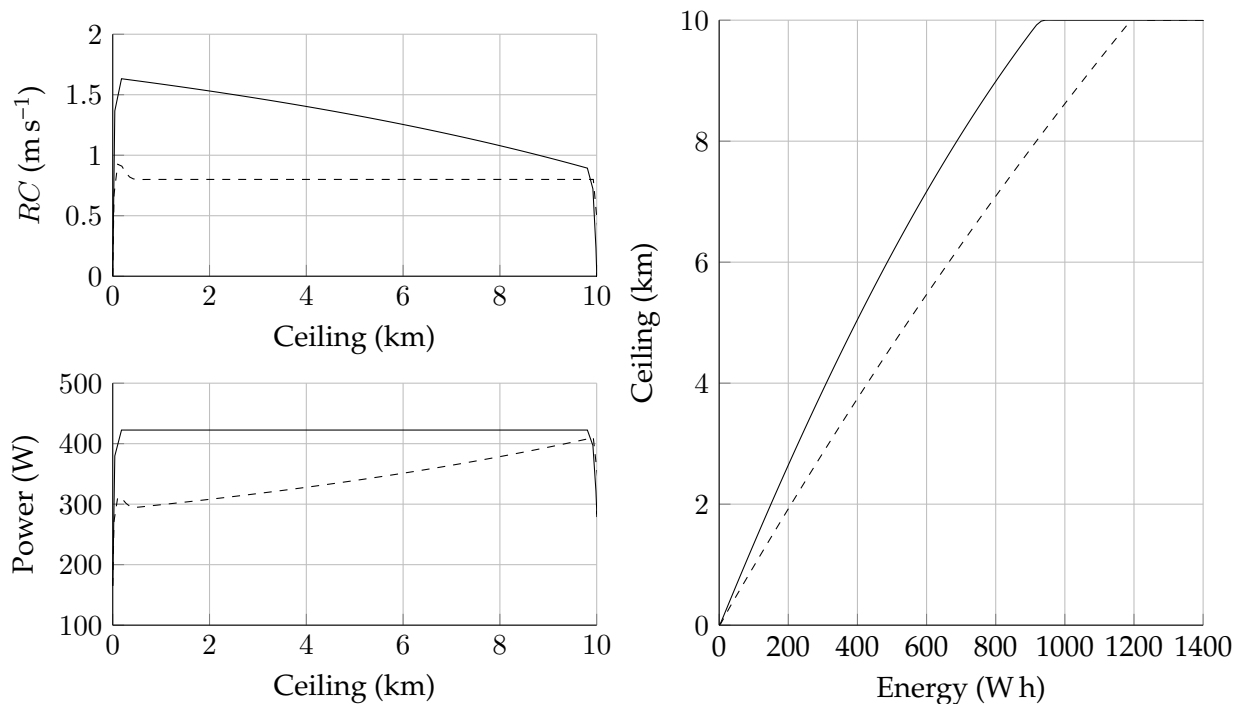


Figure I.5: Ascending flight for constant rate of climb RC (dotted lines) and for constant power (maximized RC)

Alternatively, the ascension can be accomplished for a constant propeller power, where RC is maximized at each altitude. With this strategy, RC decreases with height, because part of the power has to be used to increase the velocity to compensate for the lift loss due to the change in the air density. However, climbing time is minimized, and the total required energy

is also lower. Figure I.5 shows the variation of RC and power as a function of altitude for the two climb modes described. For constant RC (dotted lines), the maximum value that can be achieved for a propeller power of 422.5 W is 0.9 m s^{-1} .

Still, energy requirements for constant power ascension are quite demanding. This can be shown plotting iso-energy curves relating UAV mass and altitude (figure I.6). All the curves except the dotted line have been calculated assuming the maximum possible RC for a given available energy. The dotted line is the same one as that in figure I.3, and corresponds to the maximum height at which the UAV can have a horizontal leveled flight for a fixed power of 422.5 W.

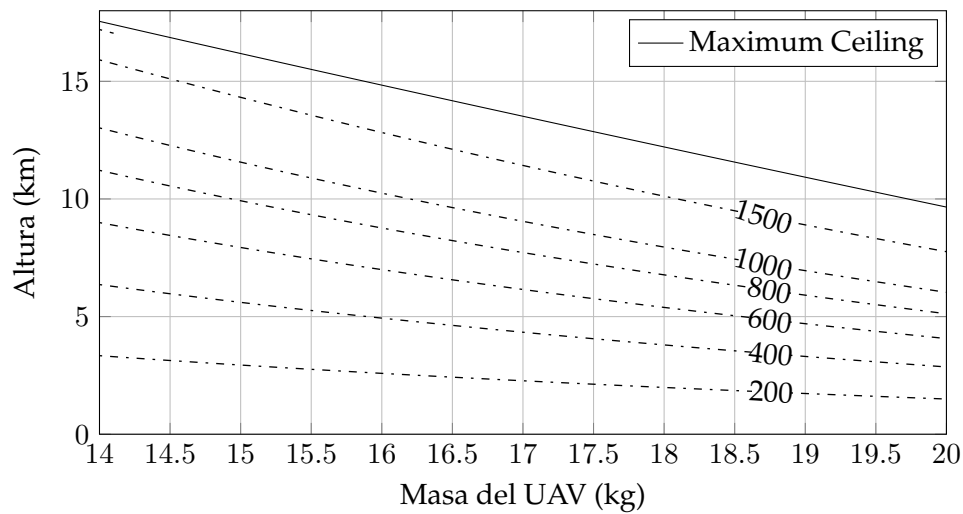


Figure I.6: Maximum height as a function of mass for different available energy

It has to be noted that lines in figure I.6 correspond to the energy consumed in the propeller. To relate them to energy to be stored in the gas bottles, efficiency of all the powertrain elements (65 %) has to be taken into account. From figure I.6 it can be established that for a 16 kg UAV about 930 Wh are required to reach the 10,000 m target. Considering the mass of the different elements described in the previous Section, the powertrain demands an energy density around 110 Wh kg^{-1} .

I.4 FUEL CELL STACK

Although the procedures presented in this work are general, to obtain numerical results some specific details of the fuel cell stack are required. For this reason, a brief summary of the main characteristics of the stack to be installed in the UAV prototype will be included here. It is a PEM fuel cell stack, capable of supplying a maximum power over 700 W, based on commercial high temperature MEAs BASF CeltecTM-P 1100 with an active area of 81.28 cm^2 . A polarization curve experimentally obtained in our lab for a single cell with this MEA is presented in figure I.7.

For stationary conditions and following the recommendations of the manufacturer, a current density $J = 0.45 \text{ A cm}^{-2}$ has been considered, which yields a total current of 36.58 A. According to the polarization curve, a voltage of 0.45 V per cell is obtained for this current. Then, stacking 40 cells, the resulting fuel cell power is 658 W.

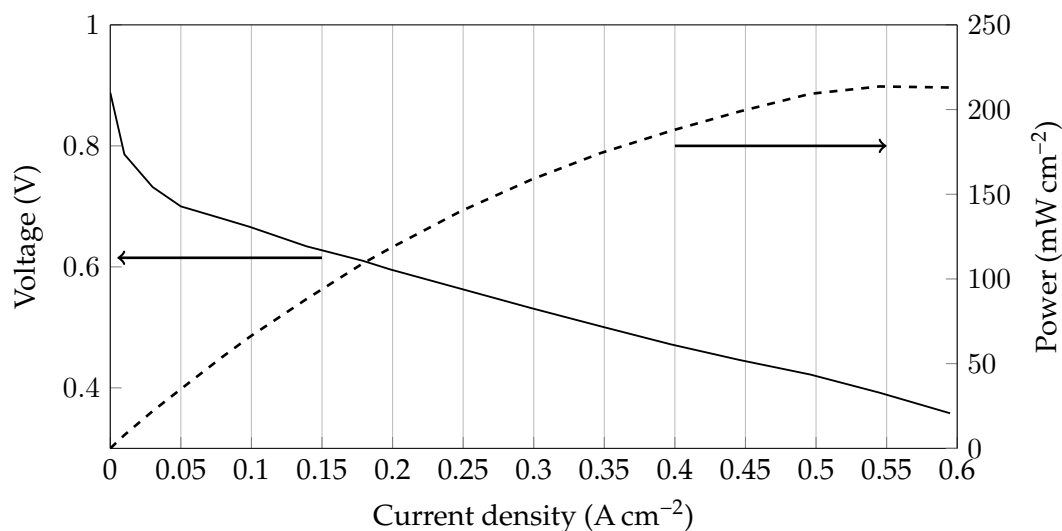


Figure I.7: Experimental polarization curve for a single cell with a Celtec™-P 1100 MEA

As already demonstrated, reducing the mass is essential to increase the service ceiling for a given power. To lighten the stack, it will be constructed with monopolar aluminum plates, coated with chromium nitride by physical vapor deposition [61, 103]. With these elements, the total stack mass is 3.86 kg. This mass could be further reduced using lighter materials e.g. some magnesium alloy for monopolar plates.

Knowing the stack configuration and the supplied power, gas consumption can be determined. This is required to evaluate the capacity of the gas storage system. Actual consumption calculation has to include the efficiency of the powertrain, already estimated in 65 %, plus the efficiency of the electrochemical conversion, that is assumed to be 40 %. The different elements that will be included in the powertrain, as well as the energy loss in all of them are depicted in figure I.8.

With specific consumptions of $0.0376 \text{ g A}^{-1} \text{ h}^{-1}$ for hydrogen and $0.2985 \text{ g A}^{-1} \text{ h}^{-1}$ for oxygen in each cell, and respective stoichiometric factors of 1.0 and 1.2, the amount of gases needed for a flight can be obtained once its duration and the expression of the fuel cell power as a function of time are known.

I.5 GAS STORAGE SYSTEM

As stated, if the UAV has to fly to high altitudes, both hydrogen and oxygen have to be transported onboard. Establishing a maximum stack power of 650 W and a constant power ascension strategy, flight duration to climb up to 10,000 m is 2.2 h (2.8 h ascending at a constant RC of 0.88 m s^{-1}). Hence, 106 g of H_2 (1,176 Nl) and 960 g of O_2 (721 Nl) will be needed.

Considering the compressibility of each one of the reactant gases, the energy required for the ascending flight can be represented as a gas volume for a certain pressure. This is shown in figure I.9 for gases stored at a pressure of 500 bar.

As displayed in table I.3, there are different types of commercial gas cylinders suitable to store these amounts of gas. ISO/TS 15869:2009 Standard [54] classifies pressurized hydrogen cylinders depending on their manufacturing materials. Type I bottles are all metal and their density

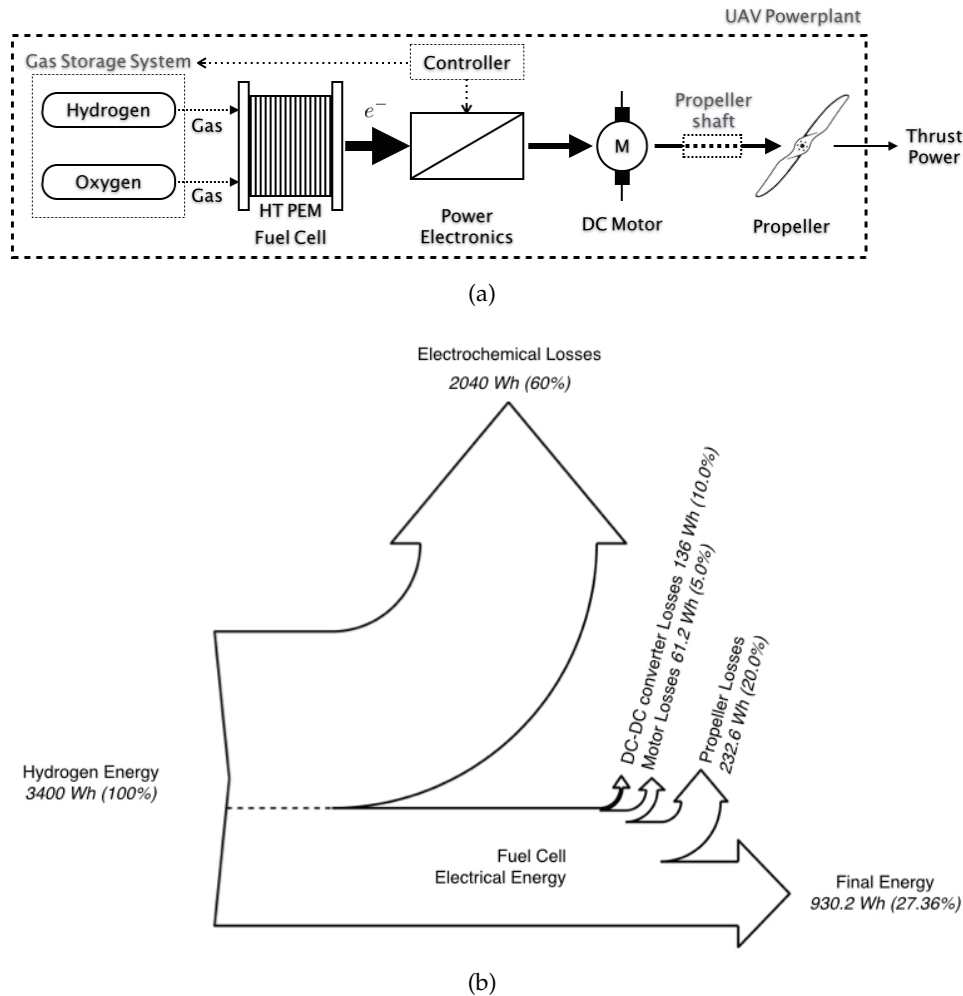
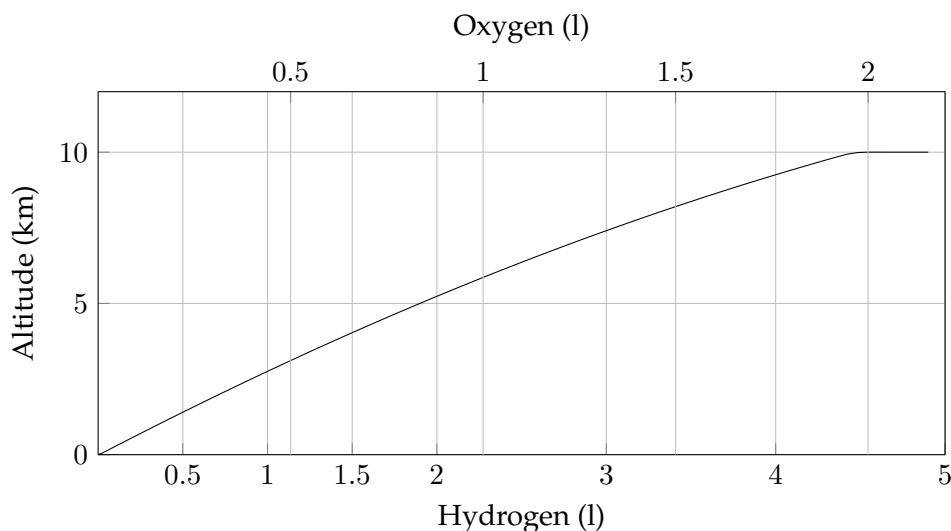


Figure I.8: Block diagram of the powertrain (a), and energy losses in the different elements (b)

is too high (from 1.0 kg l^{-1} to 1.5 kg l^{-1}). Types II and III cylinders have metallic liners and wrapped composite in the hoop (circumferential) directions (Type II) or over the entire sidewall and dome ends using the filament winding machine (Type III) [104]. Their density ranges from 1.3 kg l^{-1} to 0.65 kg l^{-1} for Type II, and from 0.45 kg l^{-1} to 0.3 kg l^{-1} for Type III. Although Type II cylinders are very common, they are also discarded because they give an excessively low energy density. Density of Type IV bottles (plastic liner wrapped with composites over the entire sidewall and dome ends by filament winding [104]) is in the same range as that for Type III but they can be filled at higher pressures. In both cases, the total mass is below the initial limit of 7 kg. To calculate it, the mass of the bottles filled with gas has been increased in a 20% to account for valves and pressure regulators weight. The energy per unit volume has been calculated considering the hydrogen and oxygen cylinders together. Other storage methods, as metallic hydrides have not been considered, because their specific energy is quite low [52].

All the variables involved in this analysis can be related in a single multivariable plot as the one depicted in figure I.10, for a fixed volume of hydrogen and a constant RC climbing strategy. The horizontal axis indicates the maximum distance that can be achieved with the available energy. The vertical axis gives the maximum achievable height. The downwards oblique lines

Figure I.9: Required O_2 and H_2 volumes stored at 500 bar as a function of height for an UAV of 16 kg

Type	Pressure (bar)	V_{H_2} (l)	V_{O_2} (l)	M_{H_2} (kg)	M_{O_2} (kg)	M_{total} (kg)	Wh kg ⁻¹	Wh l ⁻¹
II	300	6	3	7.91	4.92	15.40	67.18	113.44
III	300	6	3	2.81	2.37	6.21	166.44	113.44
IV	500	4	2	1.91	1.84	4.50	255.50	166.90
IV	700	3	2	1.46	2.01	4.16	239.60	196.73

Table I.3: Gas storage cylinders considered in the analysis

stand for different total weight. The nearly diagonal upwards lines correspond to values for constant RC and the nearly vertical lines indicate the minimum aerodynamic power required for the flight for a given constant RC . As an example, let's fix the total weight in 16 kg and a stack power of 650 W that translates into an available power of 422.5 W in the propeller (the two red dotted lines). With this input, the maximum ceiling is slightly below 9,500 m (horizontal red arrowed line) at a RC of 0.9 m s^{-1} (diagonal red arrow) and a total flight distance of 270 km (vertical red arrow). The range (flight distance) can be increased at the expense of reducing the ceiling and the RC . Increasing either ceiling or RC requires more available energy, i.e. more hydrogen and oxygen. Figure I.10 has been generated for a fixed amount of hydrogen (a total volume of 41 l at 500 bar), but without a priori limiting the available power. When discussing figure I.4 it has been shown that ascending at constant RC requires more energy than doing it at fixed power. This is why the target 10,000 m ceiling is not reached (the UAV can only climb up to 9,500 m).

On the contrary, if the ascending flight is performed at constant power, the required ceiling target can be properly achieved. Effectively, if a constant power ascend is fixed, thus varying RC during the flight, the multivariable plot in figure I.11 can be generated. In this case, 10,000 m can be reached for 422.5 W, identical total mass of 16 kg and the same volume of hydrogen with a maximum RC of 0.88 m s^{-1} .

Analyzing these data, it is concluded that the UAV should be able to reach the desired altitude. If this would have not been the case, possible actions to improve the situation might include increasing the stack power (adding more cells), increasing the amount of gases carried on-board

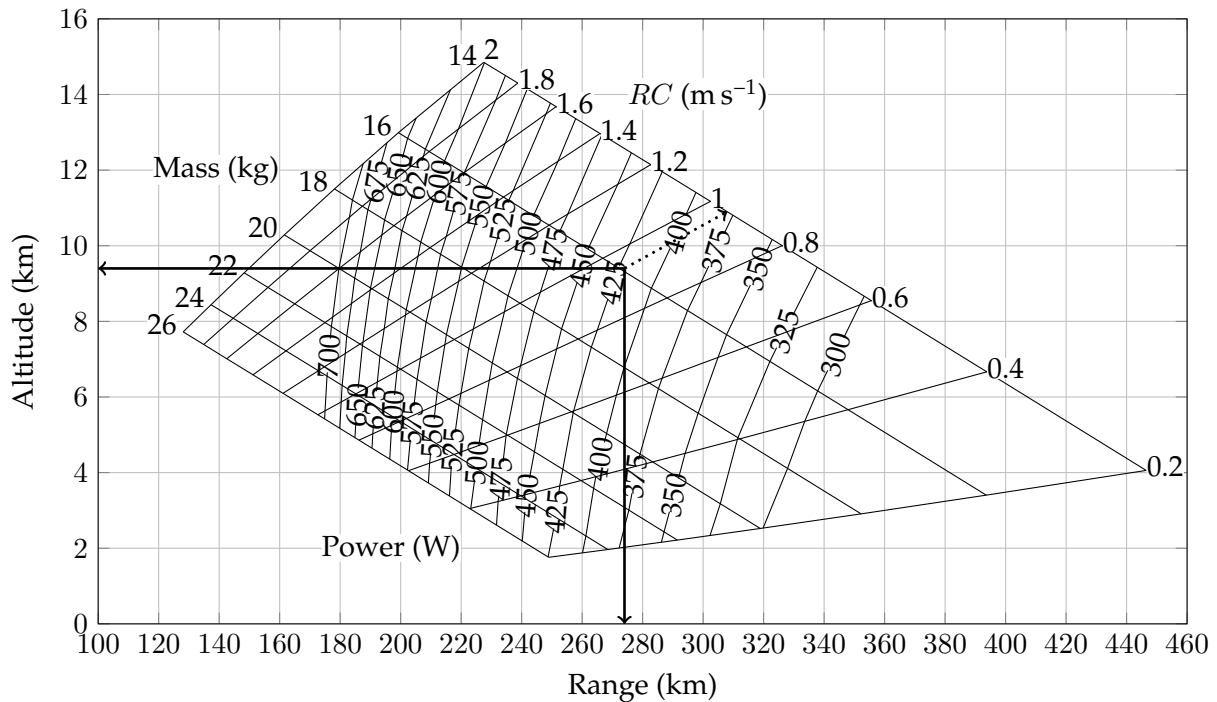


Figure I.10: Multi-parameter plot relating service ceiling, range, engine power and RC (constant) for a total hydrogen volume of 41 at 500 bar

to have more available energy, or modifying the UAV design so that it could fly with less power. This last option can be achieved, for example, varying the wing profile to improve the values of the drag and lift coefficients, C_L and C_D , or more immediately, increasing the wing surface area S . Yet, an increase in S entails increasing the UAV weight and, again, a dead end could be reached. A good approximation is given by [51].

$$M_F = 0.569 \cdot S^{1.59} \cdot AR^{0.71} \quad (\text{I.12})$$

where M_F is the aircraft frame mass.

I.6 CONCLUSIONS

A study has been performed to theoretically determine if substituting an internal combustion engine by an electric motor powered by a fuel cell stack can be a viable option to increase the service ceiling of an available light UAV. A target ceiling has been established in 10,000 m. Concentration of oxygen at this altitude is too low to adopt open cathode configurations. Hence, both hydrogen and oxygen have been assumed to be carried onboard. From basic aerodynamic equations, first a minimum power for horizontal leveled flight at this altitude as a function of the UAV mass has been determined. With its current design, the UAV total mass including payload cannot exceed 16 kg. To keep it as low as possible, a very light PEM fuel cell stack, capable of giving a maximum power over 700 W with a weight of only 3.82 kg, has been considered. Considering the efficiency of all the elements in the powertrain, this stack can provide a stable power of 422.5 W to the propeller. With this power, gas reactant consumption has been estimated, and an analysis has been performed to determine if the UAV can transport the energy

I.7. ACKNOWLEDGMENTS

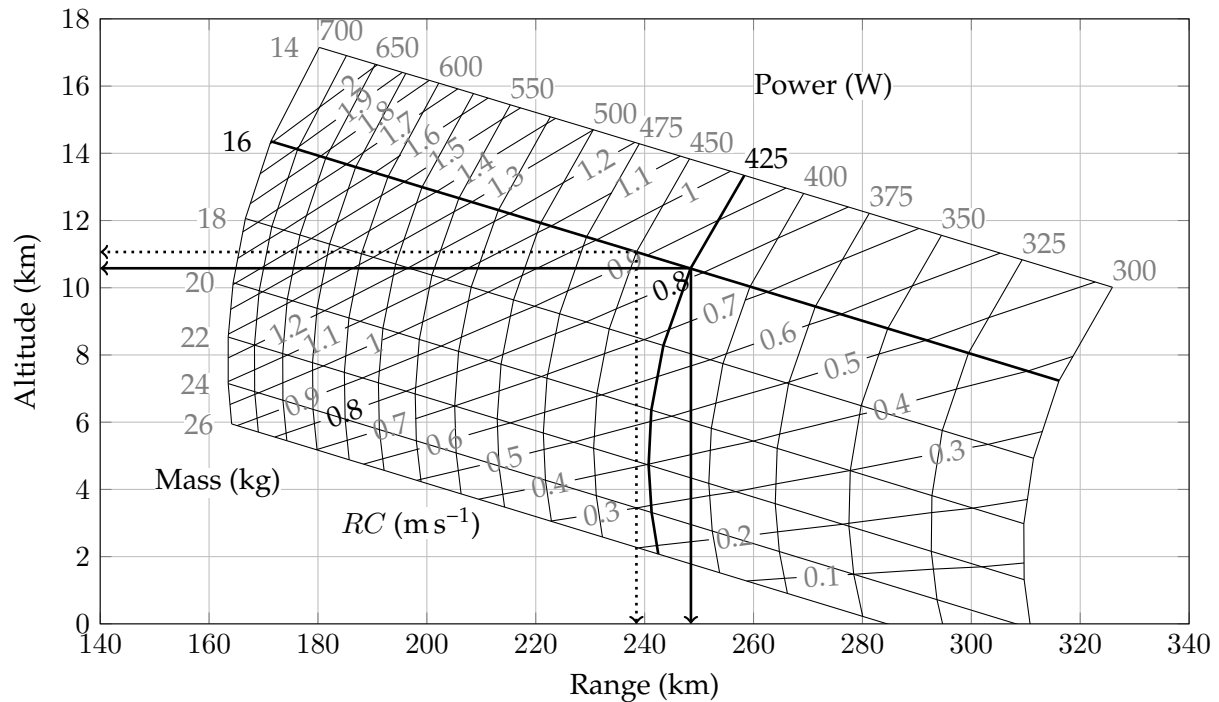


Figure I.11: Multi-parameter plot relating service ceiling, range and engine power (constant) for a total hydrogen volume of 4 l at 500 bar

required to reach the desired altitude. To increase the available energy, the amount of gases has to be higher, but this implies increasing the aircraft mass and, consequently, the required power. These variables are coupled, and a solution is not always possible. A realistic system has been devised to store the reactant gases with a limited mass below 7 kg. Results indicate that with its aerodynamic characteristics, the UAV should be capable of ascending up to 9,500 m at constant RC , and above 10,000 m at constant power with a maximum RC of 0.88 m s^{-1} , with the described fuel cell and gas storage system.

I.7 ACKNOWLEDGMENTS

This work has been partially funded by the Secretariat of State for Research of the Spanish Ministry of Economy and Competitiveness under project ENE2012-38642-C02-01/CON.

ARTÍCULO II

EXPERIMENTAL DETERMINATION OF THE HEAT TRANSFER COEFFICIENT FOR THE OPTIMAL DESIGN OF THE COOLING SYSTEM OF A PEM FUEL CELL PLACED INSIDE THE FUSELAGE OF AN UAV

Autores:

Jorge Barroso^(b), Jordi Renau^(a), Antonio Lozano^(b), José Miralles^(a), Jesús Martín^(b), Fernando Sánchez^(a) y Félix Barreras^(b)

Afiliaciones:

^(a)Universidad CEU Cardenal Herrera

^(b)LIFTEC-CSIC – Universidad de Zaragoza

<http://dx.doi.org/10.1016/j.applthermaleng.2015.06.003>

RESUMEN EN ESPAÑOL

El rendimiento de las pilas de combustible poliméricas depende tanto del suministro de gases como de la correcta extracción del calor. En instalaciones estacionarias, donde el peso no es un condicionante importante, el calor se gestiona de forma muy eficiente utilizando fluidos caloportadores y placas bipolares con circulación de líquidos refrigerantes. Sin embargo, en el caso de aviones no-tripulados (UAVs) ligeros el peso de los componentes es esencial, hasta el punto de hacer inviable una aeronave.

En las pilas de combustible de alta temperatura, la refrigeración es más eficiente porque el gradiente térmico con los alrededores es mayor ya que la temperatura de trabajo es de unos 150 °C. En este artículo se realiza un estudio teórico-experimental para determinar el coeficiente de transferencia de calor por convección forzada para el problema correspondiente al enfriamiento de una pila por una corriente de aire cuando está se coloca dentro del fuselaje del UAV.

Durante la revisión bibliográfica se detecta que no existen modelos precisos en la literatura especializada para determinar el coeficiente de transferencia de calor por convección forzada

para este problema. La diferencia no es sólo por la forma del cuerpo a refrigerar, sino por el factor de forma del propio conducto (fuselaje) en el que se coloca la pila.

Para obtener y validar los modelos de cálculo del coeficiente de transmisión de calor se construyeron dos túneles de viento de dimensiones similares al fuselaje del UAV donde irá alojada la pila de combustible (figura II.5). La sección transversal del primero de los túneles coincide con las dimensiones iniciales del fuselaje del UAV, mientras que la sección del segundo es algo más grande para poder variar el factor de forma. Para simplificar los experimentos, en lugar de la pila de combustible se utilizó un bloque de aluminio de las mismas dimensiones que la pila diseñada, al que se le colocaron dos resistencias eléctricas con una potencia total de 500 W. Para mantener las condiciones de la refrigeración lo más realistas posibles se incluyeron las placas terminales de plástico en los extremos del bloque, unidas mediante varillas roscadas como en el prototipo real. Todos los experimentos se realizaron hasta lograr el estado estacionario en el intercambio de calor.

En los modelos únicamente se consideró el intercambio de calor por radiación y convección ya que la conducción en el interior de la pila de combustible es muy alta, lo que se demuestra porque el número del Biot (Bi) del problema es menor que 0,01. Esto permite despreciar los gradientes internos de temperatura.

Para la obtención de los modelos se realizaron 43 ensayos que duraron entre 2 y 4 horas. Las ecuaciones (II.19) y (II.20) permiten determinar el número de Nusselt (Nu), para diferentes tipos de flujo en función de los parámetros adimensionales de Reynolds (Re), Prandtl (Pr) y el factor de forma del conducto, definido como la ratio entre el diámetro equivalente del conducto y la longitud de la pila de combustible expuesta al flujo. El error entre el valor calculado y las medidas experimentales realizadas a nivel del mar fue siempre menor del 4,33 %, como se puede ver en la gráfica de la figura II.9. Esto demuestra la validez de los modelos utilizados para el cálculo del coeficiente de transferencia de calor por convección forzada del problema. Se determina que el valor de este coeficiente varía de 8 a $44 \text{ W m}^{-2} \text{ K}^{-1}$

Con los resultados de las pruebas realizadas se han obtenido dos nuevos modelos que permiten el cálculo preciso del número de Nusselt en función de los tres grupos adimensionales relevantes: Re , Pr y el factor de forma (D_{eq}/L). Se ha comprobado que al utilizar otros modelos disponibles en la literatura en la estimación del coeficiente de transferencia de calor se obtienen errores de hasta un 50 %.

Mediante el análisis dimensional, se han podido extrapolar adecuadamente los resultados obtenidos a nivel del mar a la altitud objetivo de 10 km.

Se ha desarrollado un código numérico específico, con el que se optimiza el área de flujo del aire refrigerante, obteniéndose que los factores de forma más adecuados están en el rango de 0,35 a 0,55. Esta gama de factores de forma garantiza un sistema de enfriamiento con bajo consumo de energía, y además es compatible con la disponibilidad de espacio en el fuselaje real de la aeronave.

Los resultados indican que podrían ser útiles tanto las estrategias de enfriamiento pasivas como las activas. Por ello se concluye que el uso del propio movimiento del UAV para refrigerar la pila es la solución ideal del problema. Para poder implementarla, será necesario minimizar las pérdidas de carga en la circulación del flujo del aire refrigerante entre la pila y la pared interior del fuselaje para que no aumente el consumo parásito de potencia de este sistema. Uno de los retos a resolver para que la solución propuesta sea viable es donde colocar las tomas de entrada y salida del aire, porque tienen gran influencia en el comportamiento aerodinámico del avión.

Los modelos desarrollados son generales y se pueden emplear para cualquier situación en la que una pila de combustible de alta o baja temperatura situada en un recinto se enfríe mediante un flujo de aire que pasa a su alrededor, siempre que se mantengan los rangos de validez de los números adimensionales que caracterizan el problema.



Research paper

Experimental determination of the heat transfer coefficient for the optimal design of the cooling system of a PEM fuel cell placed inside the fuselage of an UAV



Jorge Barroso ^a, Jordi Renau ^b, Antonio Lozano ^a, José Miralles ^b, Jesús Martín ^a,
Fernando Sánchez ^b, Félix Barreras ^{a,*}

^a LIFTEC, CSIC – Universidad de Zaragoza, María de Luna 10, 50018 Zaragoza, Spain

^b UCH CEU, Universidad CEU Cardenal Herrera, C/ San Bartolomé, 55, 461150 Alfara del Patriarca, Valencia, Spain

HIGHLIGHTS

- Heat transfer coefficients to refrigerate a HT-PEMFC stack are calculated.
- Experiments are performed in 2 wind tunnels, for 3 form factors and real conditions.
- The calculated heat transfer coefficient varies from 8 to 44 W m⁻² K⁻¹.
- Results at sea level are suitably extrapolated for a target altitude of 10 km.
- Flow area is optimized as a function of the power required to cool the stack down.

ARTICLE INFO

Article history:

Received 9 February 2015
Accepted 2 June 2015
Available online 10 June 2015

Keywords:

Heat transfer coefficient
Polymer electrolyte membrane fuel cell (PEMFC)
Hydrogen
Heat transfer management
Unmanned aerial vehicles (UAV)

ABSTRACT

The objective of this research is to calculate the heat transfer coefficients needed for the further design of the optimal cooling system of a high-temperature polymer electrolyte membrane fuel cell (HT-PEMFC) stack that will be incorporated to the powerplant of a light unmanned aerial vehicle (UAV) capable of reaching an altitude of 10,000 m. Experiments are performed in two rectangular tunnels, for three different form factors, in experimental conditions as close as possible to the actual ones in the HT-PEMFC stack. For the calculations, all the relevant thermal processes are considered (i.e., convection and radiation). Different parameters are measured, such as air mass flow rate, inlet and outlet air temperatures, and wall temperatures for bipolar plates and endplates. Different numerical models are fitted revealing the influence of the diverse relevant non-dimensional groups on the Nusselt number. Heat transfer coefficients calculated for the air cooling flow vary from 8 to 44 W m⁻² K⁻¹. Results obtained at sea level are extrapolated for a flight ceiling of 10 km. The flow section is optimized as a function of the power required to cool the stack down to the temperature recommended by the membrane-electrode assembly (MEA) manufacturer using a numerical code specifically developed for this purpose.

© 2015 Elsevier Ltd. All rights reserved.

1. Introduction

An important percentage of the alarming amount of CO₂ currently emitted to the atmosphere corresponds to the transport sector. In particular, aviation-generated CO₂ is projected to grow in approximately 6% by 2050, due to the increase in global travel demand [1]. Fuel cells can be a clean alternative for their use in the

aeronautic sector [2]. For unmanned aerial vehicles (UAVs), powerplants based on proton exchange membrane fuel cells (PEMFCs) have been recently tested in flights of very short duration at low ceiling [3–5]. However, flights of small UAVs at a cruising altitude of 10 km pose some challenges related to the variation in atmospheric conditions, namely: very low atmospheric and partial oxygen pressures, temperature below –50 °C, and very dry air humidity [6]. Efficiency and durability of a PEMFC is mainly affected by the accurate management of the mass and heat transfer processes that take place inside the device. Focusing on heat transfer, the working temperature of a PEMFC is normally adjusted to the one

* Corresponding author.
E-mail address: felix@litech.csic.es (F. Barreras).

ABSTRACT

The objective of this research is to calculate the heat transfer coefficients needed for the further design of the optimal cooling system of a high-temperature polymer electrolyte membrane fuel cell (HT-PEMFC) stack that will be incorporated to the powerplant of a light unmanned aerial vehicle (UAV) capable of reaching an altitude of 10,000 m. Experiments are performed in two rectangular tunnels, for three different form factors, in experimental conditions as close as possible to the actual ones in the HT-PEMFC stack. For the calculations, all the relevant thermal processes are considered (i.e., convection and radiation). Different parameters are measured, such as air mass flow rate, inlet and outlet air temperatures, and wall temperatures for bipolar plates and endplates. Different numerical models are fitted revealing the influence of the diverse relevant non-dimensional groups on the Nusselt number. Heat transfer coefficients calculated for the air cooling flow vary from 8 to 44 W m⁻² K⁻¹. Results obtained at sea level are extrapolated for a flight ceiling of 10 km. The flow section is optimized as a function of the power required to cool the stack down to the temperature recommended by the membrane-electrode assembly (MEA) manufacturer using a numerical code specifically developed for this purpose.

II.1 INTRODUCTION

An important percentage of the alarming amount of CO_2 currently emitted to the atmosphere corresponds to the transport sector. In particular, aviation-generated CO_2 is projected to grow in approximately 6% by 2050, due to the increase in global travel demand [105]. Fuel cells can be a clean alternative for their use in the aeronautic sector [106]. For unmanned aerial vehicles (UAVs), powerplants based on proton exchange membrane fuel cells (PEMFCs) have been recently tested in flights of very short duration at low ceiling [24–26]. However, flights of small UAVs at a cruising altitude of 10 km pose some challenges related to the variation in atmospheric conditions, namely: very low atmospheric and partial oxygen pressures, temperature below $-50\text{ }^\circ\text{C}$, and very dry air humidity [107]. Efficiency and durability of a PEMFC is mainly affected by the accurate management of the mass and heat transfer processes that take place inside the device. Focusing on heat transfer, the working temperature of a PEMFC is normally adjusted to the one recommended by the membrane-electrode assembly (MEA) manufacturer. In the present research, a high temperature HT-PEMFC stack is considered, which allows raising the operating temperature above $140\text{ }^\circ\text{C}$. This facilitates heat rejection due to the larger temperature difference between the stack and the surroundings [69]. As a result, the cooling system can be simpler, increasing the powerplant mass-specific and volume-specific power densities. This is a very important point for light UAVs where weight is an essential issue.



Figure II.1: Photo of the UAV considered in the present research

The heat transfer problem analyzed in the present research is to control the working temperature of a HT-PEMFC stack in the range from 140 °C to 180 °C when a constant electric power is demanded. The stack will be located inside the fuselage of the UAV, in order to protect the different elements of the powerplant from the very low ambient temperature during flights at an altitude of 10,000 m . The UAV considered has a total airframe mass of 3 kg, a wingspan of 4 m, and the fuselage has a diameter of 200 mm and a length of 1.6 m [98]. A photo of this UAV is depicted in Fig. II.1 in a low altitude flight with an internal combustion engine. In a broader sense, the problem under study consists in the determination of the heat transfer coefficient of a prismatic three-dimensional object inside an enclosure.

The experimental estimation of the heat transfer coefficient implies the measurement of the heat transferred by either direct (steady state) or indirect (transient) techniques [108]. Transient techniques involve the measurement of the temperature change with time at a location near to or at the body. An example of this method is the determination of the surface temperature analyzing the emitted radiation intensity and wavelength using infrared cameras [109, 110]. A direct heat transfer measurement method is the energy supply technique, in which the temperature of a solid surface is measured while actively providing heat [111, 112]. Other methods for the direct measurement of the heat transfer coefficient are the use of thin film heat flux sensors [113–115] or the one based on naphthalene sublimation that has been used to measure the convective heat transfer coefficient on the horizontal roof of a real building [116].

First studies on the determination of the heat transfer coefficient date back to the first half of the XX Century [117–119]. Since then, a large number of papers have been published describing correlations for the heat transfer coefficient as a function of the object geometry and the flow characteristics, as summarized in many textbooks [120, 121]. Calculation of the heat transfer coefficient is widely reported in the literature for unconfined flows in an ample variety of application problems such as in machine tools and manufacturing processes [122–126], cooling of the human body [127, 128], to refrigerate buildings [129–131] and electronic devices [132–134], or over cylinders or spheres [135–137]. In all these studies, either Nusselt number (Nu) is expressed as a function of non-dimensional groups, typically Reynolds (Re) and Prandtl (Pr) numbers, or the heat transfer coefficient is given as a function of dimensional variables including temperature difference or coolant velocity. However, they are likely to be inaccurate in this case, because they do not consider form factors or tunnel blockage effects. In fact, many of them have been tested in this work with poor results. Another large group of studies refer to confined flows in channels or ducts [138–140], and to annular geometries as described in a recent review in [141], but they normally consider fully developed flow. In this study, the heat transfer from the HT-PEMFC stack occurs in a non-developed flow inside a reservoir with the walls quite close to the object. Besides, the object length in the flow direction is comparable to the dimensions in the direction normal to the flow, and Re numbers are in the range corresponding to laminar and transitional-turbulent regimes, constituting a rather particular case. All the tested correlations available in the literature have proven to be unsuitable.

The objective of this research is to obtain reliable and accurate models to calculate the heat transfer coefficient needed for the further design of the optimal cooling system of a high-temperature PEMFC stack that will be incorporated to the powerplant of a light UAV capable of reaching an altitude of 10,000 m. To this end, the energy supply technique [111, 112] has been applied in experiments performed in two rectangular tunnels, for three different form factors, in conditions similar to those expected for the HT-PEMFC stack. For calculations, convective and radiative processes are considered. Different parameters are measured, such as air mass flow rate, inlet and outlet air temperatures, and wall temperatures for bipolar and endplates, among others.

II.2 HEAT TRANSFER ANALYSIS: NON-DIMENSIONAL CONSIDERATIONS

Once the HT-PEMFC stack is working under a stationary regime, the cooling system has to be capable of granting a stable temperature in the range between 140 °C and 180 °C. In most cases, the coolant used is atmospheric air, and heat transfer mechanisms are convection and radiation. Initially it will be assumed that conduction between the different elements of the stack is sufficiently fast to characterize it by a single representative temperature. The accuracy of this assumption will be checked after obtaining the experimental results.

Excess heat generated for any specific stack power has to be extracted through the outer walls to keep a constant temperature. From an energy balance, once the system is in equilibrium, all the heat dissipated from the stack (Q_{dis}) has to be equal to that absorbed by the air (Q_{air}). It can be expressed as

$$Q_{dis} = Q_{air} = \dot{m}_{air} \cdot (H_{a,o} - H_{a,i}) \quad (\text{II.1})$$

in which \dot{m}_{air} is the cooling air mass flow rate, while $H_{a,i}$ and $H_{a,o}$ are air inlet and outlet enthalpy respectively. Heat absorbed by the air is the sum of the convective and the radiative components

$$Q_{air} = Q_{conv} + Q_{rad} \quad (\text{II.2})$$

The heat that the stack exchanges by radiation can be expressed as

$$Q_{rad} = \sigma \cdot \epsilon_{FC} \cdot F_{FC} \cdot (T_{FC}^4 - \bar{T}_{air}^4) \quad (\text{II.3})$$

Here, σ is the Stefan-Boltzmann constant, ϵ_{FC} the stack emissivity, F_{FC} the heat transfer area, T_{FC} its absolute temperature, and \bar{T}_{air} the air temperature averaged between inlet and outlet of the cooling system. Eq. (II.3) includes the energy radiated by the stack and the radiative energy that it absorbs. It assumes that the stack absorption coefficient is equal to its emissivity, according to Kirchhoff's law for a grey body. In this step, the HT-PEMFC stack is considered as a unique body, but as it is formed by different materials, Eq. (II.3) will later be modified.

Heat transferred by convection is defined by

$$Q_{conv} = h \cdot F_{FC} \bar{\Delta T}_{log} \quad (\text{II.4})$$

h is the convective heat transfer coefficient, and $\bar{\Delta T}_{log}$ the mean logarithmic temperature difference that is calculated by

$$\bar{\Delta T}_{log} = \frac{(T_w - T_{a,i}) - (T_w - T_{a,o})}{\ln\left(\frac{T_w - T_{a,i}}{T_w - T_{a,o}}\right)} \quad (\text{II.5})$$

$T_{a,i}$ and $T_{a,o}$ are the air inlet and outlet temperature, and T_w the stack surface temperature.

The convective heat transfer coefficient h for forced air flowing along an annular space surrounding a PEM fuel cell stack will depend on

$$h = f(L, \lambda, \rho, \mu, V, D_{eq}, C_p) \quad (\text{II.6})$$

in which λ, ρ, μ, C_p and V are thermal conductivity, density, viscosity, specific heat and velocity of the cooling flow, respectively; L is the stack length in the flow direction and D_{eq} is the equivalent diameter of the cross-sectional area of the cooling fluid flow,

$$D_{eq} = \frac{4 \cdot A_f}{P_{wet}} = \frac{4 \cdot (A_{duct} - A_{FC})}{P_{duct} + P_{FC}} \quad (\text{II.7})$$

in which A and P refer to area and perimeter, respectively. Subscripts f , wet and $duct$ indicate flow, wetted (whether in contact or not with the heat transfer surface), and wind tunnel that encloses the stack acting as the cooling duct, respectively.

Applying the Buckingham π theorem, four non-dimensional groups are obtained: Nusselt, Reynolds and Prandtl numbers, and a form factor

$$Nu = \frac{h \cdot D_{eq}}{\lambda} \quad (\text{II.8})$$

$$Re = \frac{\rho \cdot V \cdot D_{eq}}{\mu} \quad (\text{II.9})$$

$$Pr = \frac{\mu \cdot C_p}{\lambda} \quad (\text{II.10})$$

$$F_f = \frac{D_{eq}}{L} \quad (\text{II.11})$$

Consequently,

$$Nu = f \left(Re, Pr, \frac{D_{eq}}{L} \right) \quad (\text{II.12})$$

The convective heat transfer coefficient is normally determined from empirical expressions, obtained experimentally for different heat transfer surfaces and flow configurations. However, the already discussed lack of models to accurately describe the heat transfer coefficient for the practical case studied in the present research, has forced to obtain the relation in Eq. (II.12), from a set of experiments specifically designed.

II.3 EXPERIMENTAL SET UP

The experimental set up in this problem includes a 3-D prismatic heat source that will simulate the HT-PEMFC stack, the wind tunnels that will act as the fuselage of the UAV, and the different elements used to measure the physical parameters relevant to the problem. A description of all of them will be given below.

II.3.1 FUEL CELL STACK

Although the fuel cell stack is still in the design stage, a brief summary of its main characteristics will be included. From aerodynamic calculations [98], it is considered that the power that has to be supplied by the electrochemical device is around 650 W. The device will include commercial 5-layer high temperature Celtec-P 1100 membrane electrode assemblies (MEAs) manufactured by BASF Fuel Cells with an active area of 81.28 cm² and a working temperature of 160 °C. A polarization curve experimentally obtained in our research facilities for a single cell is presented in Fig. II.2.

Following the recommendations of the MEA's manufacturer, the operating point is fixed at a current density of 0.45 A cm⁻² that yields a total current of 36.58 A. According to the polarization curve, a voltage of 0.45 V per cell is obtained for this current. Then, stacking 40 cells, the

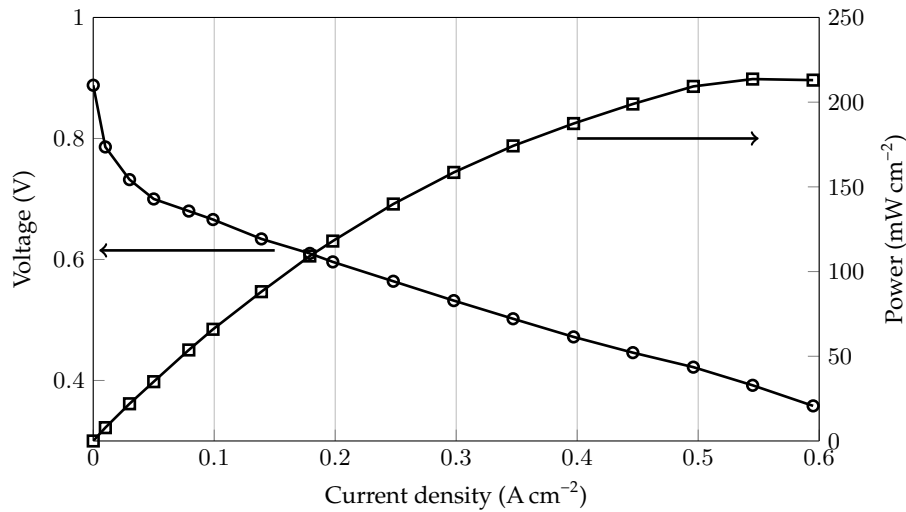


Figure II.2: Polarization curve of a single cell

resulting fuel cell power is 658 W. A sketch of the 40-cells stack is shown in Fig. II.3, indicating the distribution of gases, the movement of the different species and electrons, and the heat transfer. As depicted in the zoomed-in section, each stack cell is formed by two plates that separate the individual cells, and a 5-layer MEA. This element is formed, from the outside, by two gas diffusion layers followed by the cathodic and anodic catalyst layers that are in close contact with the proton conductive polymeric membrane. The heat is generated at the catalyst layers of each cell. To reduce the weight of the stack it will be constructed with monopolar aluminum plates, coated with chromium nitride by physical vapor deposition to protect them from corrosion [61, 103]. Compared to graphite elements, the use of metallic plates improves the heat transfer process and simplifies the cooling system. The sealing and reactant gas supply systems will be similar to those in a 2.5 kW HT-PEMFC stack designed as a CHP-unit [75]. Finally very light endplates will be used to close the stack, manufactured in a high-temperature resistant plastic. With these elements, the total stack mass is 3.86 kg, which could be further reduced using lighter materials e.g. a magnesium alloy for the monopolar plates.

When studying the heat transfer process from the stack surface to the air, the way in which the electrochemical device is heated up is not relevant. To avoid work complexity, the stack is replaced by a solid aluminum block with a total length of 140 mm, a height of 168 mm, and a width of 81 mm exactly matching the dimensions of the 40-cell stack. The same plastic endplates are used in the experiments, attached to the metal block with passing threaded rods, in an identical way to that in the stack. It can be estimated that the heat released by the stack for the nominal working point is around 550 W [58]. The heat generation process is simulated introducing in the metal block two electrical resistance cartridges with a nominal power of 250 W each one. A photo of the device used in the heat transfer experiments is shown in Fig. II.4.

II.3.2 WIND TUNNELS

As the experiments are performed with the same length of the stack, L , the form factor D_{eq}/L will be varied changing the value of λ , i.e. modifying the cross-sectional area around the stack open to the cooling flow. Two wind tunnels are designed with the same length of 1.5 m, similar to that of the UAV. The small one has a rectangular cross-section of (115x203) mm², which corresponds to a hydraulic diameter of 147 mm. The second wind tunnel has a cross section of

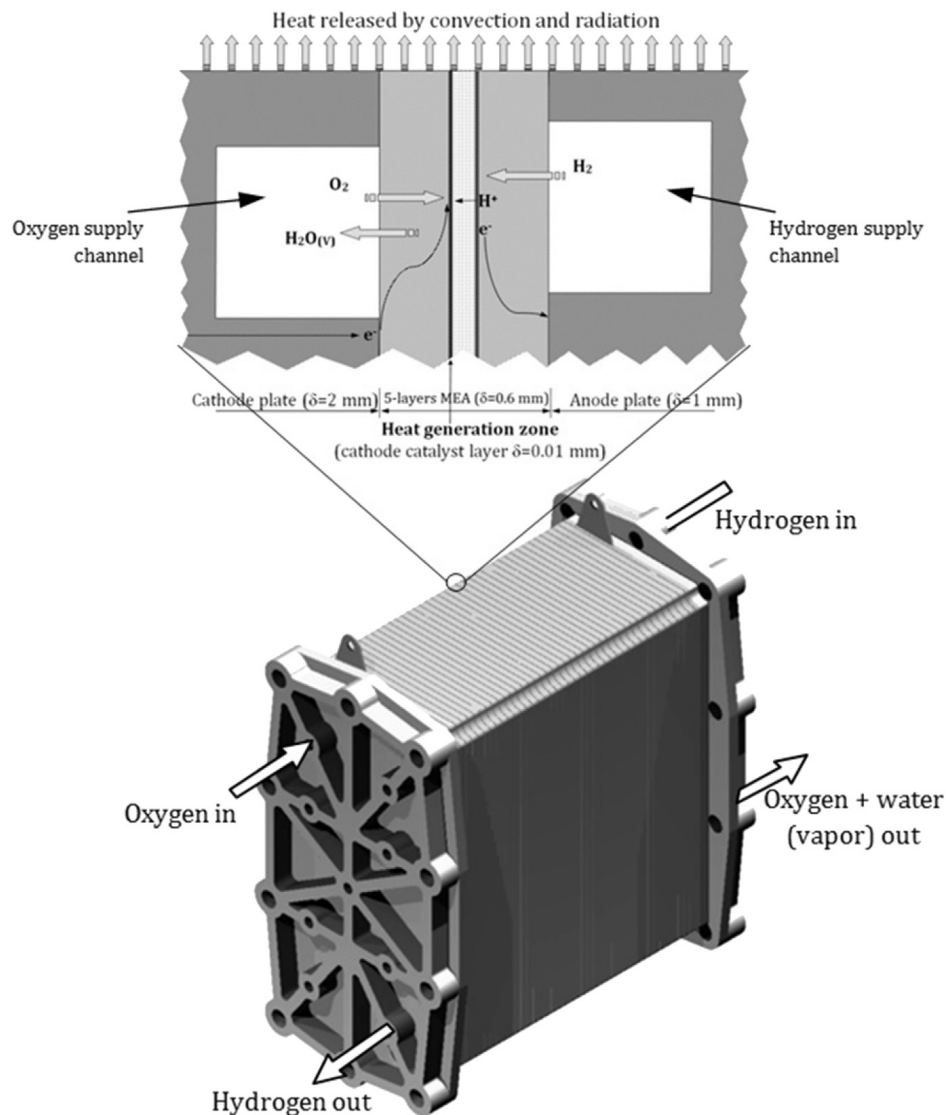


Figure II.3: Sketch of the 40-cells stack with a zoomed-in section of one of the cells indicating the exchange of gases and heat transfer

(203x235) mm², corresponding to a hydraulic diameter of 218 mm, a bit larger than that of the actual UAV fuselage. In this case, different D_{eq} values can be obtained by partially blocking the cross-sectional area with some obstacles. Three different form factor values are selected, 0.177, 0.399 and 0.575, covering a wide range of experimental conditions. Images of the two wind tunnels are depicted in Fig. II.5.

The HT-PEMFC stack is placed at 1.25 m from the inlet sections, considering the actual possibilities inside the fuselage of the UAV. Besides, the zone where the stack is placed is isolated from room conditions by using a glass-fiber blanket. So, the heat transfer through the wall of the wind tunnel to the room can be neglected.

II.3. EXPERIMENTAL SET UP

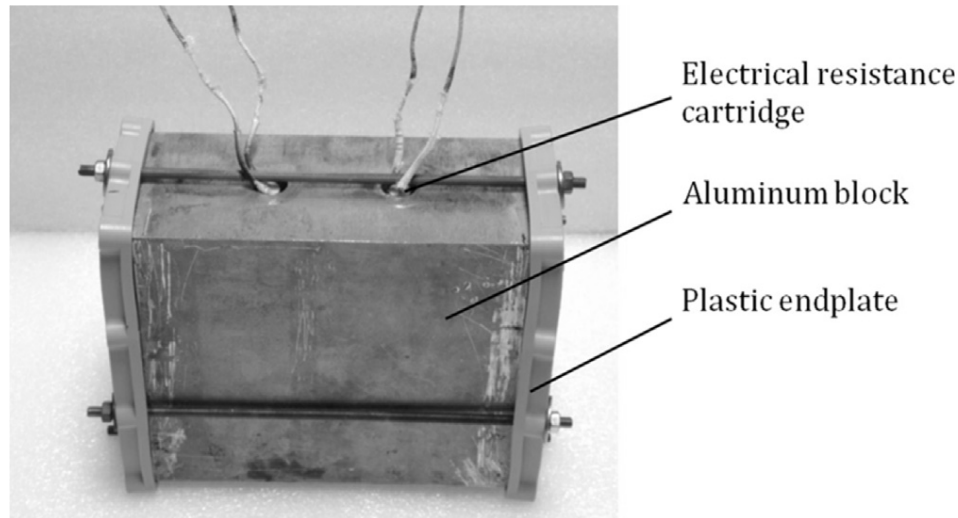


Figure II.4: Device used in heat transfer experiments

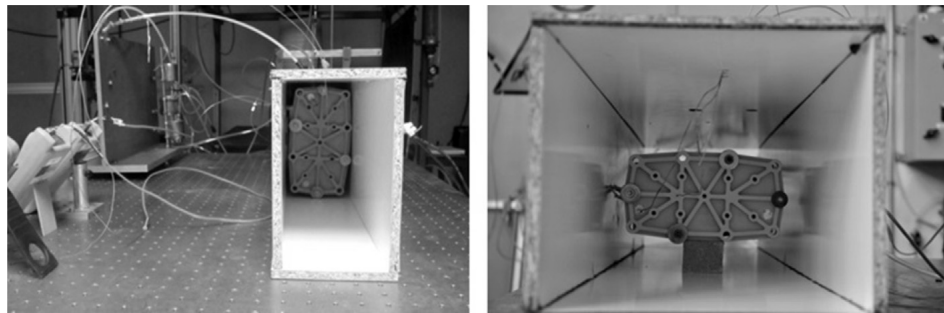


Figure II.5: Images of the two wind tunnels used in the experiments taken from the exit zone. The positioning of the different instruments can also be observed

II.3.3 EXPERIMENTAL MEASUREMENTS

In order to use the set of Eqs. (II.1–II.12) to calculate the heat transfer coefficient, several parameters have to be measured in the experiments. These are: air inlet and outlet temperature, solid block metal temperature, temperature of the plastic endplates, air flow rate, air inlet pressure, pressure drop caused by the stack, and electric heat power.

According to the amount of heat that has been estimated to be released by the HT-PEMFC stack, a $10\text{--}100\text{ m}^3\text{ h}^{-1}$ flowmeter is selected. The air is supplied by the laboratory compressed air facility, which is formed by a multistage compressor capable of delivering a maximum flow rate of $100\text{ m}^3\text{ h}^{-1}$ at 8 bar. During the tests it is observed that over $90\text{ m}^3\text{ h}^{-1}$ the flow rate cannot be stabilized. On the other hand, below $30\text{ m}^3\text{ h}^{-1}$ temperature of the plastic endplates rises over $300\text{ }^\circ\text{C}$, altering the thermal properties. These limits fix the range of air flow rates. Air inlet pressure and pressure drop are measured with inclined column manometers, with an accuracy of 1 Pa. Four K-type thermocouples are used to measure the different temperatures. According to the manufacturer, they have a measurement range from $-100\text{ }^\circ\text{C}$ to $1,300\text{ }^\circ\text{C}$ with an accuracy of $\pm 0.1\%$.

The experiments are performed according to the following procedure. Once the electrical resistance cartridges are connected, it is waited until temperature increases over a certain value.

Then, a fixed air flow rate is supplied to the tunnel, and the measurement of the different parameters is registered every 30 or 45 min. The experiment finishes when the system reaches a steady state and the values of the metal, plastic and air outlet temperatures are stabilized. An example corresponding to an air flow rate of $40 \text{ m}^3 \text{ h}^{-1}$ and the form factor of 0.399 is depicted in Fig. II.6.

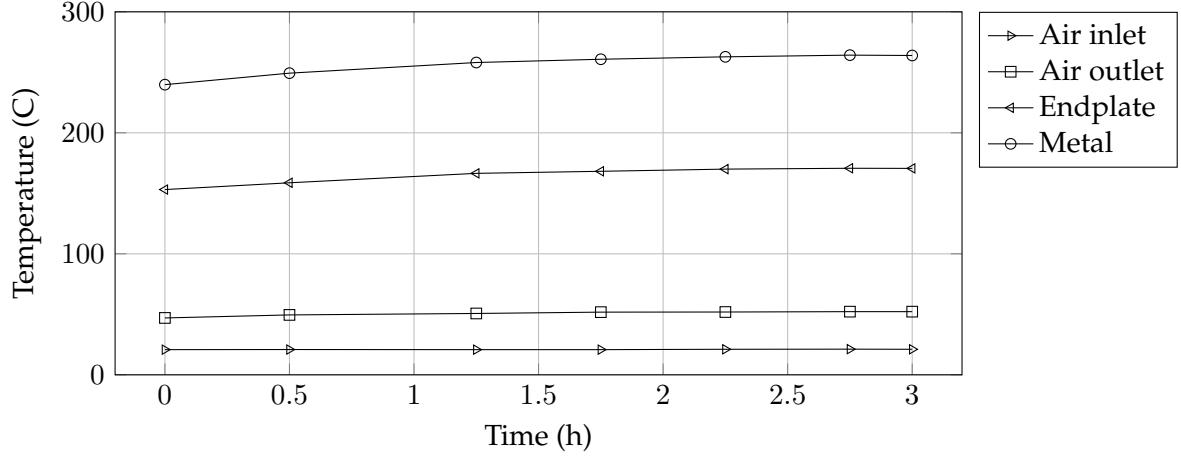


Figure II.6: Example of the measurement procedure

As the stack is formed by different materials it cannot be considered as a unique body. So, heat transfer radiation Eq. (II.3) has to be rewritten as,

$$Q_{rad} = \sigma \left[\epsilon_{met} \cdot F_{met} \cdot \left(T_{met}^4 - \bar{T}_{air}^4 \right) + \epsilon_{plas} \cdot F_{plas} \cdot \left(T_{plas}^4 - \bar{T}_{plas}^4 \right) \right] \quad (\text{II.13})$$

in which subscripts *met* and *plas* refer to metal solid block and plastic endplates, respectively. Emissivity values taken from the literature [142] are $\epsilon_{met} = 0.09$ for the aluminum block, and $\epsilon_{plas} = 0.94$ for the plastic elements. Similarly, the stack wall temperature (T_w), is calculated as an average value weighted by the heat transfer surface area of the two materials by,

$$T_w = \frac{F_{met} \cdot T_{met} + F_{plas} \cdot T_{plas}}{F_{met} + F_{plas}} \quad (\text{II.14})$$

Another important consideration in the experiments is that as the air will heat up, all physical properties will have to be calculated as a function of temperature. Under these circumstances the range of *Pr* values is relatively limited. Another independent variable that can be controlled is the Reynolds number. Change in this parameter is mainly achieved by variations in equivalent diameter D_{eq} , and in air velocity, which in turn depends on flow area and air flow rate supplied to the system. Hence, *Re* will be a selectable parameter in a range determined by the experimental conditions.

II.4 EXPERIMENTAL RESULTS AND DISCUSSION

A total of 43 experimental runs are completed, each one with a duration ranging from 2 to 4 hours. To determine when a steady state has been reached, the temporal evolution of the temperatures is controlled.

Once values are processed, both radiative and convective heat, as well as the heat transfer coefficient are calculated. To this end, a numerical code that includes all equations is implemented

Non-dimensional group	Minimum value	Maximum value
Nu	14.74	91.13
Re	1,194	6,750
Pr	0.72	0.73
D_{eq}/L	0.177	0.575

Table II.1: Value ranges for the non-dimensional groups

with the Engineering Equation Solver (EES) commercial software [143]. EES is a numerical solver and, in most problems, it uses an iterative procedure to solve the equations. Parameters have been configured so that iterations are stopped when relative residuals are $<10^{-6}$, or when the change in variables is $<10^{-9}$. To obtain the numerical solution a golden section search method is used [144]. All non-dimensional groups can now be calculated. The value ranges for all of them are presented in Table II.1. Similarly, maximum and minimum values for radiation heat, convection heat absorbed by the coolant, and convective heat transfer coefficient are summarized in Table II.2.

Parameter	Unit	Minimum	Maximum
Radiation heat	W	26.4	120.7
Convection heat	W	370.3	483.5
Convective heat transfer coefficient	$W m^{-2} K^{-1}$	8.0	44.0

Table II.2: Value range for some of the calculated parameters

With the range of values for h , the accuracy of having neglected the heat conduction process can be assessed. This information can be obtained from the Biot number, defined as

$$Bi = \frac{h \cdot L_C}{k} \quad (II.15)$$

L_C is the characteristic length defined as the volume of the body divided by its surface area, and k is the thermal conductivity of the object. For the experimental conditions and materials of the present research, the Biot number ranges from 0.0007 to 0.004. As the Bi number is well below 0.01, temperature gradients inside the object can be neglected because heat conduction is indeed much faster than heat convection away from its surface [145]. It is then reasonable to assume that temperature and heat transfer are constant throughout the object.

II.4.1 HEAT TRANSFER COEFFICIENT MODELS

Figure II.7 shows the relation between Nu and Re , derived from the experimental measurements.

As already stated, the range of Pr values is quite short, and it will be assumed that Nu depends on Pr to the $1/3$ power [121, 142, 146]. If the relation $Nu \cdot (Pr)^{-1/3}$ vs. Re is represented in a logarithmic plot it is verified that the points can be fitted to straight lines. However, two separate zones can be distinguished, for which the lines have a different slope.

For $Re \left(\frac{D_{eq}}{L} \right) \geq 640$ a best fit using the CurveExpert Professional software [147] can be obtained for

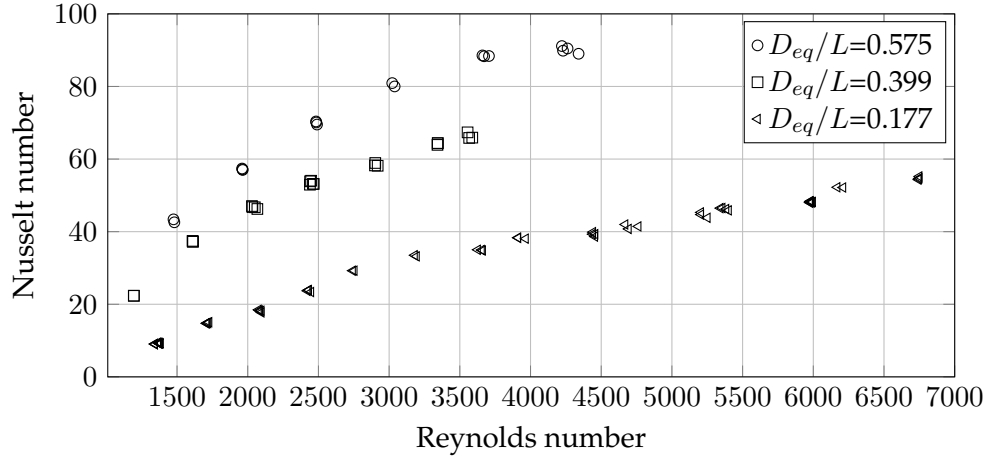


Figure II.7: Relation between Nu and Re numbers for the three form factors

$$Nu \cdot Pr^{-1/3} = 0.6768 \cdot Re^{0.6566} \cdot \left(\frac{D_{eq}}{L}\right)^{1.3082} \quad (\text{II.16})$$

with a standard error of 3.81×10^{-2} and a regression coefficient of 0.994.

For $Re \left(\frac{D_{eq}}{L}\right) \leq 560$ the best fit obtained for

$$Nu \cdot Pr^{-1/3} = 0.001248 \cdot Re^{1.5667} \cdot \left(\frac{D_{eq}}{L}\right)^{1.3082} \quad (\text{II.17})$$

with a standard error of 5.02×10^{-2} and a regression coefficient of 0.993.

These two expressions can be rewritten in the form

$$\frac{Nu}{Pr^{1/3}} \left(\frac{D_{eq}}{L}\right)^{b-c} = a \cdot \left(Re \frac{D_{eq}}{L}\right)^b \quad (\text{II.18})$$

in which a is the multiplicative numerical coefficient in the right hand side of Eqs. (II.16) and (II.17), b the exponent of the Reynolds number, and c the exponent of the form factor (D_{eq}/L). With this reformulation, the plot in Fig. II.8 is obtained.

As can be observed, the dependence of the non-dimensional groups is collapsed in two straight lines. It is to be noted that both slope and intersect point of the two straight lines are notably different. Considering that the variable represented in the horizontal axis is the product of the Reynolds number by the form factor (D_{eq}/L), the existence of the two zones is associated to a transition between laminar and transition-turbulent regime according to the range of Re numbers, coupled with the development of the boundary layer dependent on the form factor group.

Approximating the exponents to simple fractions, Eqs. (II.16) and (II.17) can be rewritten as

$$Nu = 0.6155 \cdot Re^{2/3} \cdot \left(\frac{D_{eq}}{L}\right)^{3/4} \cdot Pr^{1/3} \quad (\text{II.19})$$

for $Re \left(\frac{D_{eq}}{L}\right) \geq 640$

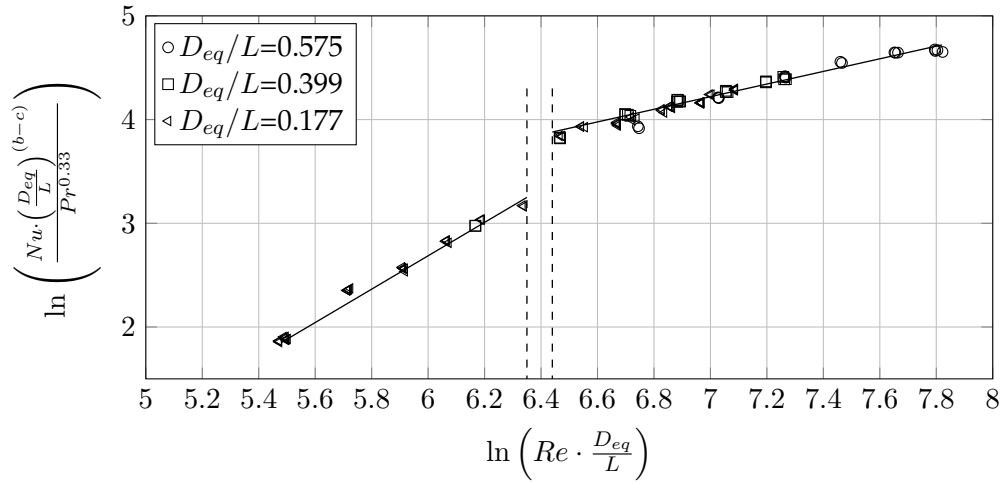


Figure II.8: Dependence of the non-dimensional groups collapsed into two straight lines

and

$$Nu = 0.002149 \cdot Re^{3/2} \cdot \left(\frac{D_{eq}}{L}\right)^{4/3} \cdot Pr^{1/3} \quad (\text{II.20})$$

for $Re \left(\frac{D_{eq}}{L}\right) \leq 560$

The fit to the experimental measurements using Eqs. (II.16) and (II.17) has an average error of 3.34%. Using the simplified Eqs. (II.19) and (II.20), the error slightly increases to 4.33%.

For the $Re \cdot \left(\frac{D_{eq}}{L}\right) \geq 640$ region, the obtained dependence of the Nusselt number on the form factor is similar to that described in other previous studies reported in the literature for confined flow configurations [148, 149]. However, for $Re \cdot \left(\frac{D_{eq}}{L}\right) \leq 560$, our results indicate a stronger influence of the form factor than the one normally reported in other papers [118, 150]. It should be noted that if the models in the literature are used, errors around 50% are obtained when estimating the heat transfer coefficient even when they have been obtained for flow configurations similar (although not identical) to the tested one, but different flow conditions.

II.4.2 MODEL VALIDATION

With all the equations described up to this point, starting from a reduced set of input values (heat generated by the stack, air flow rate and air inlet temperature), an average stack surface temperature and air outlet temperature can be calculated using the EES numerical code. However, if the temperature for the plastic endplates and that for the metal stack surface have to be determined separately, a heat balance has to be sequentially applied to each one of these elements. In this way, intermediate temperatures and heat transfer coefficients can be obtained for the front plastic endplate, the metal surface in the middle, and the rear endplate.

Figure II.9 shows both experimental and predicted metal temperature as a function of the cooling air flow rate at sea level conditions. All experimental points have been replicated at least five times. Error bars in the figure show the standard deviation. Error between predicted and

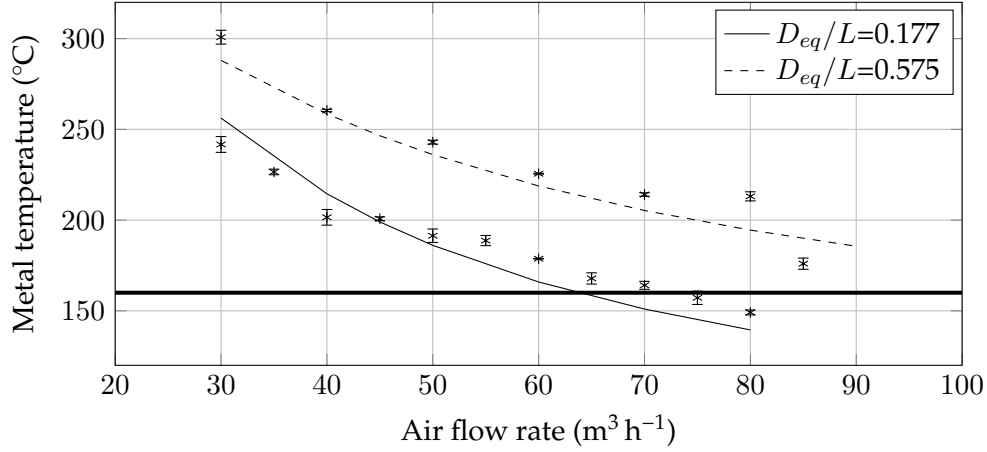


Figure II.9: Metal temperature as a function of the air flow rate. Lines represent the predicted metal temperature at sea level, while symbols represent the experimental measurements. Error bars show the standard deviation

measured values is below 10 % in all cases. As expected, stack cooling becomes more difficult as D_{eq}/L increases, due to the decrease in air velocity and, hence, in the convective heat transfer coefficient.

If the fuel cell stack is going to be installed in a UAV, it is interesting to determine the dependence of the required cooling air mass flow rate on altitude (Z). Air density and temperature variation will be described by the formulas of a standard ISO atmosphere [151],

$$T = T_{SL} + a \cdot Z \quad (\text{II.21})$$

$$\rho = \rho_{SL} \left(1 + \frac{a \cdot Z}{T_{SL}} \right)^{-\frac{g}{a \cdot R} - 1} \quad (\text{II.22})$$

These expressions are applicable up to 10,000 m. In them, ρ_{SL} and T_{SL} are the density and temperature values at sea level (1.225 kg m^{-3} and 288.15 K respectively), g is the gravity acceleration at sea level assumed to be constant and equal to 9.80665 m s^{-2} , R is the air gas constant ($287 \text{ m}^2 \text{ s}^{-2} \text{ K}^{-1}$), and a is the temperature gradient in the troposphere taken to be -0.0065 K m^{-1} . Results depicted in Fig. II.10 are finally obtained for two heat released power values, 500 W and 600 W. The change in air properties with altitude leads to an increase in both air velocity and volumetric flow rate required for a suitable cooling. However, as the air density decreases, the cooling air flow rate also decreases with height. In the same way, as the air velocity increase is smaller than the density variation, Re also decreases.

II.4.3 OPTIMIZATION OF THE COOLING FLOW SECTION

Variations in the cooling flow section are influential on the heat transfer, because the form factor, D_{eq}/L , and the convective heat transfer coefficient can be modified. On the other hand, pressure losses in the cooling flow also depend on the flow cross-sectional area. The required cooling flow rate, taking into account pressure losses, determines the power required to circulate the flow along the cooling circuit:

$$\dot{W} = \Delta p_f \cdot V \cdot A_{air} \quad (\text{II.23})$$

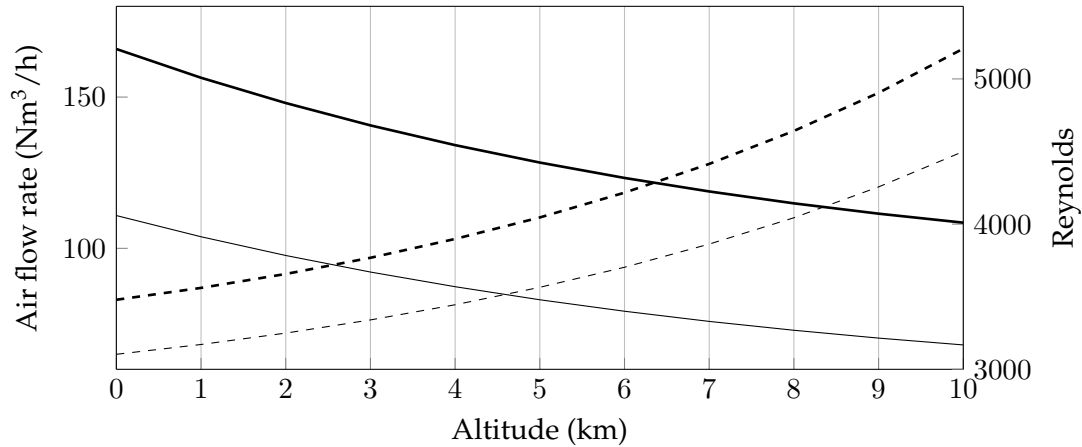


Figure II.10: Cooling air flow rate (dotted lines) and Reynolds number (solid lines) for two different heat released powers. Grey color corresponds to 500 W, and black to 600 W

Pressure losses Δp_f can be evaluated according to

$$\Delta p_f = \rho \cdot K \cdot \frac{V^2}{2} \quad (\text{II.24})$$

in which friction losses have been neglected compared to those due to sudden changes in flow section and direction. The coefficient of minor losses, K , can be considered to be a function of the ratio between the wind tunnel section and the flow section around the stack

$$K = C \cdot \left(1 - \frac{A_{air}}{A_{duct}}\right) \quad (\text{II.25})$$

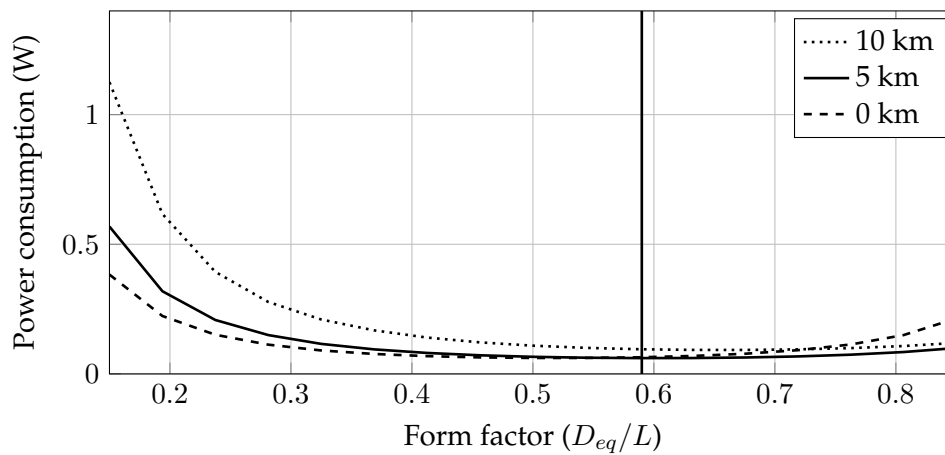


Figure II.11: Behavior of the power consumption of the air cooling system

From the experimental measurements, an average C value of 10.73 ± 0.4 is obtained. It should be noted that this result does not agree with those reported in the literature for either an expansion or a contraction, because the tested configuration includes a combination of contractions, expansions and changes in flow direction. Adding these equations to the EES numerical code, the form factor that minimizes the cooling system power consumption can be obtained. As can be observed in Fig. II.11, the curves have a relatively flat region near the minimum, so

for form factors ranging between 0.35 and 0.55 low power will be required to cool the stack down. Obviously, the selected form factor (D_{eq}/L) has to be compatible with the space available in the aircraft frame, usually quite limited. For this reason, it will be unpractical to further increase the flow cross section. The vertical line marks the maximum form factor used in the experimental measurements.

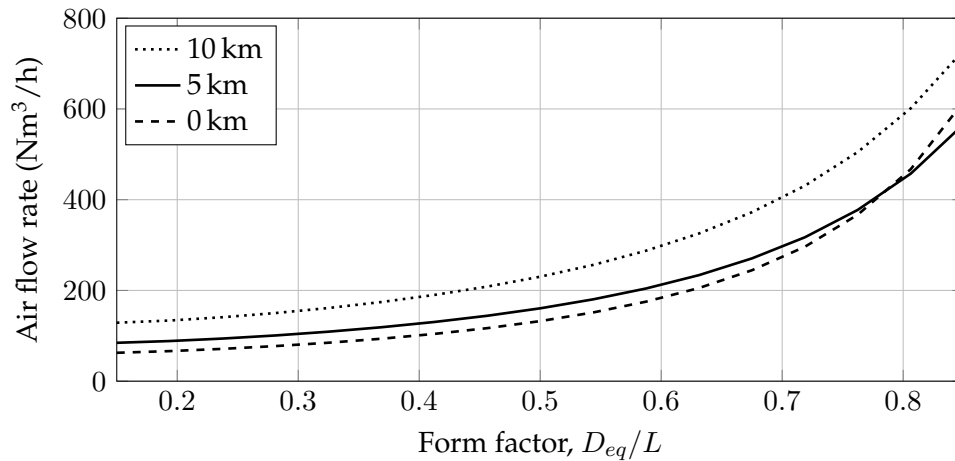


Figure II.12: Behavior of air volumetric flow rate

The required air flow rate as a function of the form factor is shown in Fig. II.12. It is to be noted that for the form factor range considered, the corresponding air velocity at an altitude of 10 km is always below 7 m s^{-1} . This means that cooling the stack down to the operating temperature ($160 \text{ }^\circ\text{C}$), can be achieved either by active or passive systems. For the passive strategy, the velocity of the air flow induced by the movement of the UAV during flight can be used for cooling purposes. Axial compact fans with very low power consumption can be considered for the active method [60, 152, 153]. It should be noted that the calculated aircraft stall velocity when flying at 10 km is above 25 m s^{-1} . In any case, the way to pass the air flow through the fuselage of the UAV has to be carefully designed accounting for specific aerodynamic considerations.

II.5 CONCLUSIONS

A set of experiments has been completed to determine the convective heat transfer coefficient to cool a HT-PEMFC stack down installed in the fuselage of an UAV. The calculated heat transfer coefficient varies from 8 to $44 \text{ W m}^{-2} \text{ K}^{-1}$. Two new models have been obtained that allow the accurate calculation of the Nusselt number as a function of the three relevant non-dimensional groups, Re , Pr , and form factor (D_{eq}/L). If other models available in the literature are used, errors around 50% are obtained when estimating the heat transfer coefficient. With a non-dimensional approach, results obtained at sea level are suitably extrapolated for a target altitude of 10 km. Using a numerical code specifically developed, the cooling flow section is optimized, resulting in form factors from 0.35 to 0.55. This range will ensure a cooling system with low power consumption, and is compatible with the space availability in the actual aircraft fuselage. Results indicate that both passive and active cooling strategies could be practically considered.

The developed procedure and the models obtained (considering the validity range) will be applicable for any situation in which a fuel cell stack located in an enclosure is cooled down

II.6. ACKNOWLEDGMENTS

by an air flow surrounding it. This is a typical situation for either high-temperature or low-temperature PEMFC stacks used in transportation or in combined heat and power units.

II.6 ACKNOWLEDGMENTS

This work has been funded by the Secretariat of State for Research of the Spanish Ministry of Economy and Competitiveness under project ENE2012-38642-C02-01/CON.

ARTÍCULO III

DESIGN AND MANUFACTURE OF A HIGH-TEMPERATURE PEMFC AND ITS COOLING SYSTEM TO POWER A LIGHTWEIGHT UAV FOR A HIGH ALTITUDE MISSION

Autores:

Jordi Renau^(a), Jorge Barroso^(b), Antonio Lozano^(b) Andrés Nuevo^(b), Fernando Sánchez^(a), Jesús Martín^(b) y Félix Barreras^(b)

Afiliaciones:

^(a)Universidad CEU Cardenal Herrera

^(b)LIFTEC-CSIC – Universidad de Zaragoza

<http://dx.doi.org/10.1016/j.ijhydene.2015.12.209>

RESUMEN EN ESPAÑOL

El último artículo publicado describe el proceso de construcción y ensamblado de la pila de combustible diseñada para que un prototipo de UAV pueda alcanzar la altura de vuelo de 10.000 m. Además, considerando las dimensiones reales y el calor liberado por la pila en el punto de operación durante el vuelo de ascenso, se diseña el sistema de refrigeración pasivo que se incorporará en el UAV.

Para minimizar el peso, la pila de combustible se fabrica en aluminio 5083, una aleación ligera pero resistente. Las placas monopolares anódicas se mecanizan en láminas de 1 mm de espesor, utilizando una geometría de flujo en serpentín-paralelo formado por 3 bloques de 10 canales cada uno con las dimensiones adaptada a las MEAs comerciales. Los canales, dispuestos longitudinalmente para mejorar la difusión de los gases hacia las capas catalíticas, tienen una longitud total de 392,4 mm con 1 mm de ancho y 0,5 mm de profundidad separados por nervios de 1 mm espesor. Así, la superficie expuesta a los gases es del 48 % y la superficie de contacto eléctrico del 52 %. Para las placas catódicas se modifica la profundidad del canal, pasando de 0,5 mm a 1 mm debido a que las placas son del doble de espesor 2 mm (ver figura III.1). Para prevenir la corrosión de las placas debido al ambiente ácido donde se desarrollan las reacciones

electroquímicas, se les aplicó un recubrimiento superficial comercial de níquel químico sin electrodos.

En la sección III.4 se presentan los resultados de la curva de polarización de la pila una vez realizado el proceso de acondicionamiento. Los resultados del ensayo de caracterización se representan en la figura III.5. La pila de combustible ensamblada, de 40 celdas, pesa 3,65 kg y alcanza una potencia específica de $301,4 \text{ W kg}^{-1}$ la cual está en el rango de las baterías más avanzadas y supone un aumento de casi el 70 % sobre las estimaciones iniciales. Para el sistema de almacenamiento de gases formado por una botella de tipo IV, con un volumen de 4,7 l para hidrógeno, y otra de 2 l para el oxígeno, se estima una energía específica de $267,4 \text{ Wh kg}^{-1}$, la cual supera a la de las actuales baterías de litio polímero.

El sistema de refrigeración *pasivo* propuesto se basa en emplear el flujo de aire inducido por el propio movimiento del UAV. Está formado por una cámara aislada térmicamente donde se coloca la pila, que está conectada al fuselaje por dos conductos de entrada con válvulas móviles y un conducto de salida con un cono deslizante situado en la zona de cola. El área de apertura de las válvulas y el porcentaje de obturación del conducto de salida por el cono deslizante que regulan la cantidad de aire que fluye alrededor de la pila se controlan a través de la medición de la temperatura de pared de la pila. En la figura III.10 se representa un esquema del sistema de control del flujo.

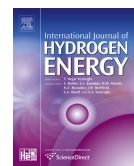
Se ha demostrado que el diseño óptimo de las dimensiones interiores de la cámara es determinante para minimizar el consumo energético del sistema de refrigeración. Atendiendo a los valores óptimos obtenidos para el área de la sección de paso del aire de enfriamiento, se ha fijado un ancho del espacio anular de la cámara de enfriamiento de 16 mm y se ha determinado que el consumo de energía por este concepto es muy bajo, oscilando desde 9 W a nivel del mar hasta 18 W en el techo de servicio (10 km). Este valor representa una potencia adicional para la pila HT-PEMFC inferior al 2,75 %.



ELSEVIER

Available online at www.sciencedirect.com

ScienceDirect

journal homepage: www.elsevier.com/locate/hydro

Design and manufacture of a high-temperature PEMFC and its cooling system to power a lightweight UAV for a high altitude mission

Jordi Renau ^a, Jorge Barroso ^b, Antonio Lozano ^b, Andres Nuevo ^b,
Fernando Sánchez ^a, Jesús Martín ^b, Félix Barreras ^{b,*}

^a University CEU Cardenal Herrera, San Bartolomé, 55, 46115 Alfara del Patriarca, Valencia, Spain

^b LIFTEC, CSIC – Univ. Zaragoza, María de Luna, 10, 50018, Zaragoza, Spain

ARTICLE INFO

Article history:

Received 9 September 2015
Received in revised form
22 December 2015
Accepted 23 December 2015
Available online 6 February 2016

Keywords:

PEM fuel cell
High-temperature
Hydrogen
UAV
Heat transfer management
Cooling system

ABSTRACT

In the present study, the optimal design of a high-temperature proton exchange membrane fuel cell (HT-PEMFC) that will be used to power an unmanned aerial vehicle (UAV) in a high altitude mission is performed. The use of PEMFCs for service ceiling above 10 km implies overcoming a number of problems caused by the harsh environmental conditions. Among them, new strategies to manage the heat generated by electrochemical reactions are needed. The maximum power required by the UAV was determined solving the aerodynamic problem, and the design of the lightweight HT-PEMFC, including its cooling system, was optimized. To perform the numerical solution of the heat transfer problem, a computational code was implemented using the EES software. The decisions adopted resulted in a 40-cells stack with an electric power above 1 kW and a weight around 3.65 kg. Besides, it is demonstrated that, for the configuration considered in the study, a passive cooling system without any additional fan system can be used to maintain the stack temperature in 160 °C.

© 2016 Hydrogen Energy Publications LLC. Published by Elsevier Ltd. All rights reserved.

Introduction

The worldwide increase in energy demand in recent years has been responded by a raise in the combustion of fossil fuels. As a consequence, natural reserves are diminishing at an alarming rate. Entailed problems of pollutant emissions, greenhouse effect and acid rain are also aggravated. This has led to an agreement of EU and G8 leaders to reach by 2050 a reduction of 80% in carbon dioxide emissions from the levels measured in 1990. It is expected that the atmospheric

concentration of CO₂ can be stabilized at 450 ppm, and the increase in global temperature will be below 2 °C relative to its pre-industrial level [1]. To achieve these goals, the transport sector, which is responsible to a large extent of CO₂ emissions, would require a decarbonization up to 95% [2]. However, in the aeronautic sector in particular, CO₂ emissions are projected to grow in approximately 6% by 2050, due to the increase in global travel demand [3]. Under this scenario, hopes are deposited in zero-emissions fuel cell electric vehicles (FCEV) as a clean alternative for both terrestrial and aerial transportation [4,5].

* Corresponding author.

E-mail address: felix@litec.csic.es (F. Barreras).

<http://dx.doi.org/10.1016/j.ijhydene.2015.12.209>

0360-3199/© 2016 Hydrogen Energy Publications LLC. Published by Elsevier Ltd. All rights reserved.

ABSTRACT

In the present study, the optimal design of a high-temperature proton exchange membrane fuel cell (HT-PEMFC) that will be used to power an unmanned aerial vehicle (UAV) in a high altitude mission is performed. The use of PEMFCs for service ceiling above 10,000 m implies overcoming a number of problems caused by the harsh environmental conditions. Among them, new strategies to manage the heat generated by electrochemical reactions are needed. The maximum power required by the UAV was determined solving the aerodynamic problem, and the design of the lightweight HT-PEMFC, including its cooling system, was optimized. To perform the numerical solution of the heat transfer problem, a computational code was implemented using the EES software. The decisions adopted resulted in a 40-cells stack with an electric power above 1 kW and a weight around 3.65 kg. Besides, it is demonstrated that, for the configuration considered in the study, a passive cooling system without any additional fan system can be used to maintain the stack temperature in 160 °C.

III.1 INTRODUCTION

The worldwide increase in energy demand in recent years has been responded by a raise in the combustion of fossil fuels. As a consequence, natural reserves are diminishing at an alarming rate. Entailed problems of pollutant emissions, greenhouse effect and acid rain are also aggravated. This has led to an agreement of EU and G8 leaders to reach by 2050 a reduction of 80% in carbon dioxide emissions from the levels measured in 1990. It is expected that the atmospheric concentration of CO_2 can be stabilized at 450 ppm, and the increase in global temperature will be below 2 °C relative to its pre-industrial level [154]. To achieve these goals, the transport sector, which is responsible to a large extent of CO_2 emissions, would require a decarbonization up to 95 % [155]. However, in the aeronautic sector in particular, CO_2 emissions are projected to grow in approximately 6 % by 2050, due to the increase in global travel demand [156]. Under this scenario, hopes are deposited in zero-emissions fuel cell electric vehicles (FCEV) as a clean alternative for both terrestrial and aerial transportation [157, 158].

For high altitude flights (>10,000 m) of small unmanned aerial vehicles (UAVs) the low atmospheric pressure (0.26 bar) and oxygen partial pressure (0.05 bar) impose severe limitations to the operation of atmospheric reciprocating internal combustion engines (ICE) because the intake air charge to the engine is drastically diminished. Unfortunately, small UAVs usually powered by ICEs with small cylinder capacity cannot incorporate compressors or other alternative systems to increase the intake pressure. This would increase the total aircraft payload, which cannot be afforded in this type of platforms. The combination of electric motors with fuel cells can be an alternative because its efficiency is much better than that of a mini-ICE, for any rpm range. The use of proton exchange membrane fuel cells (PEMFCs) in power units of small UAVs has been reported in different demonstration projects during the last years [24, 26], but test flights were limited to very low range at sea level. PEMFCs can be designed to operate at high altitudes, taking into account the special requirements for this application. For PEMFC-based powerplants, the above-commented harsh environmental conditions at a cruising altitude of 10,000 m force to carry on board compressed gas bottles not only for hydrogen but also for oxygen (or air) in order to perform anodic and cathodic electrochemical reactions. At this height, the standard atmospheric temperature is below -50 °C, with very dry air humidity [107], which hinders the correct management of the produced heat. In the present research, a high-temperature PEMFC (HT-PEMFC) with an operating temperature around 160 °C has

been used. This technology has several advantages compared to low-temperature PEMFCs that work around 50 °C. From the efficiency point of view, the increase in the working temperature enhances the electrochemical reaction rates, especially at the cathode side. Besides, it also eases the extraction of the water produced at the cathode sides because it is managed in vapor phase. From the technological point of view, heavy, bulky and inaccurate humidification systems for the reactant gases can be avoided, and the cooling system can be simpler and compact due to the large difference between the stack working temperature and the surroundings. As a result, the powerplant mass-specific and volume-specific power densities are enhanced. This is very important for light UAV platforms due to the severe restrictions for both the total weight that can be carried on board and the space available.

The objective of this research is to perform the optimal design, manufacture and operational tests of a lightweight HT-PEMFC that will be used to power an existing UAV for a high altitude mission. Simultaneously, the suitable cooling system needed to maintain the stack temperature in the recommended value (160 °C) during the whole flight is also designed. To this end, a computational code was implemented, which enables the iterative solution of the mass and energy conservation equations, together with the equations of heat transfer and pressure losses.

III.2 DESIGN OF THE HT-PEMFC STACK

In order to estimate the power needed to reach a service ceiling of 10,000 m, the aerodynamic problem for the given aircraft has to be solved for a given ascending strategy. The UAV considered for this research was manufactured by the company Mediterranean of Aviation (Medavia, Ltd.), and has a total airframe mass of 3 kg, a wing surface area of 0.8 m², a wingspan of 4 m, and a total length of 1.6 m. In a previous study it was calculated that when the ascension of this UAV is performed with constant power supplied to the propeller, the rate of climb (*RC*) decreases with height, the climbing time is minimized, and the total required energy is also minimum [98]. So, the results obtained with the parametric analysis showed that the power demanded by the propeller is 422.5 W, with a rate of climb at service ceiling (10,000 m) of 0.9 m s⁻¹. However, to properly estimate the actual power that has to be yielded by the stack, the efficiency of the different elements of the powertrain (DC/DC converter, electric motor, transmission and propeller) has to be considered. In this case, the total efficiency for the powertrain is 65 %, and the resulting power that must be delivered by the stack is around 650 W (maximum).

To start the design of the stack some decisions have to be taken. In this case, it was decided to use the commercial membrane electrode assembly (MEAs) Celtec-P 1100 supplied by BASF Fuel Cells, with a standard rectangular active area of 81.28 cm². Celtec-P high-temperature membrane consists in a polibenzimidazole (PBI) immobile gel phase doped with concentrated phosphoric acid (PA). For optimal doping methods and PA concentration, this membrane ensures an acceptable proton conductivity and gas permeability [66, 68, 159]. The operating temperature ranges from 120 °C to 180 °C, and no humidification for reactant gases is needed. Following the recommendations of the MEAs' manufacturer to enlarge the lifetime of the stack, it must work in a stationary regime with a current density below 0.5 A cm⁻². So, according to the polarization curve experimentally obtained in our lab for one of these MEAs, it has been decided that the current density of the HT-PEMFC stack will be of 0.45 A cm⁻², which yields a total current of 36.58 A. For this operating point, the voltage per cell is 0.45 V and then, the resulting working stack power is 658 W if 40 cells are stacked.

III.2.1 MONOPOLAR PLATES AND FLOWFIELD GEOMETRIES

The dimensions of the flowfield geometry, and by extension those of the bipolar plates, are mainly influenced by the size of the MEAs. Even when the operational characteristics of HT-PEMFCs allow the use of very simple flowfield geometries, a careful design of this element has been performed. To tackle the design of the flowfield geometry, the consumption of reactant gases, in normal conditions, has to be known. For the given stack power and considering a flow stoichiometry of 1.2 for hydrogen, and 2 for oxygen, the expected consumptions are 13.5 l min^{-1} and 12.3 l min^{-1} , respectively. The optimal design of the channel size includes the estimation of both pressure and velocity fields, in order to ensure the homogeneous distribution of reactant gases over the catalyst layers [160–163]. Using a design procedure based on Navier-Stokes equations for mass and momentum conservation, an initial channel diameter is assumed and both gas flow velocity and Reynolds number are calculated, ensuring a laminar flow inside the channels. For the present plates, a serpentine-parallel geometry has been selected to cover the whole flowfield area in both anode and cathode plates. It is formed by 3 blocks of 10 channels with a total length of 392.4 mm, as depicted in Fig. III.1. The channels of the anode plates have a rectangular cross section 1 mm width and 0.5 mm depth, spaced by ribs 1 mm thick, introducing a total pressure drop of 24.1 Pa. Similarly, channels at the cathode plates have a squared cross section of $1 \times 1 \text{ mm}^2$, resulting in a total pressure drop of 60.5 Pa. Considering that the 3 blocks of serpentine channels are spaced by ribs 1.95 mm thick, and that the number of ribs spacing the channels in every block is 9 (27 in total), 1.3 mm thick, 48.3 % of the MEA active area (39.25 cm^2) is directly exposed to the reactant gases flow, while the remaining area (42.03 cm^2 , representing 51.7 % of the total surface) corresponds to the ribs ensuring the suitable electrical contact between plates and GDLs. Finally, in order to ensure that the MEAs are subjected to an appropriate compression rate, a receding housing of 0.2 mm was manufactured for the area where the MEAs are positioned. So, the maximum compression rate is 80 % as recommended by the manufacturer, simultaneously guaranteeing a good electrical contact.

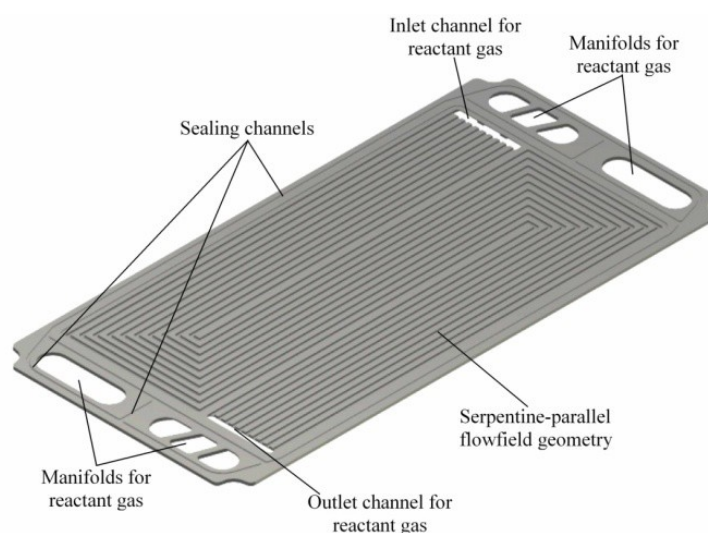


Figure III.1: Sketch of the channels side of monopolar plates

To reduce as much as possible the stack weight it was decided to manufacture monopolar plates in very thin sheets of 5083 aluminum. In the case of cathode plates the final thickness is 2 mm, while for the anode ones it is reduced to only 1 mm. As it is well known, metallic plates used as bipolar or monopolar plates in PEMFCs are normally protected from corrosion

caused by the acid media applying different surface coatings [103, 164–167]. In the present research, a 40 μm thick thin layer of Ni-P (10-12% P) was deposited over the whole surface using electroless techniques to improve its corrosion resistance [168]. So, the resulting mass of the surface coated anode plates is only 23 g, and 42 g for the cathode ones.

III.2.2 REACTANT GASES FEEDING SYSTEM

Using a similar procedure to that described to design the flowfield geometry, the size of the main manifolds (inlet and outlet) for the circulation of the reactant gases was designed, considering that the pressure drop to the gas flow imposed by the flowfield geometries must be at least 10 times larger than that in the manifolds [58, 64]. With the calculated nominal flow of reactant gases, a rectangular cross section 27 mm \times 8 mm has been selected for the manifolds. So, for the nominal flow of hydrogen and oxygen the resulting pressure ratios $\Delta P_{flow\ field}/\Delta P_{manifold}$ are 222.8 and 76.5, respectively.

Following the excellent results obtained in previous studies, hydrogen and oxygen are supplied to the flowfield geometries from the back side of the plates [75]. To this end, a lowered step has been manufactured in the back side that communicates the main gas manifolds with a thin slit that connects to the inlet section of the channels of the flowfield on the front side. Access of reactant gases to the reaction zones is simplified with this design, together with the assembly of the different cells of the stack. It should also be noted that, in order to improve mechanical resistance of these zones, two ribs are also machined, as can be observed in Fig. III.2.

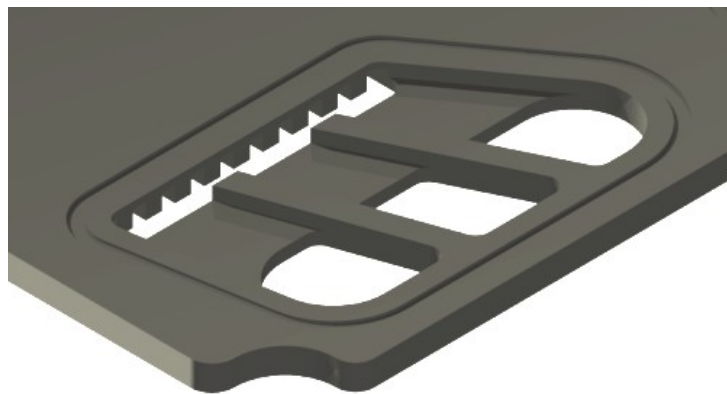


Figure III.2: Lowered step machined in the back side of the plates to supply reactant gases to the flowfield geometry

III.2.3 SEALING AND CLOSING SYSTEMS

To avoid gas leaks, in particular of hydrogen, a rectangular channel 1 mm wide and 0.5 mm deep has been machined surrounding each gas manifold and the flowfield geometry (see Fig. III.1) in the front side of the plates, and also surrounding the ducts for gas manifolds in the back side (see Fig. III.2). A cord of Loctite 5910 that supports the working temperature (above 200 $^{\circ}\text{C}$) was automatically deposited into the sealing channels using a 3-D Cartesian desktop I&J Fisnar 2500N dispensing robot. Once cured at room temperature, the resulting diameter of the flexible gasket was 1.2 mm, which was controlled by regulating the injection pressure, the diameter of the deposition needle, and the selected displacement speed.

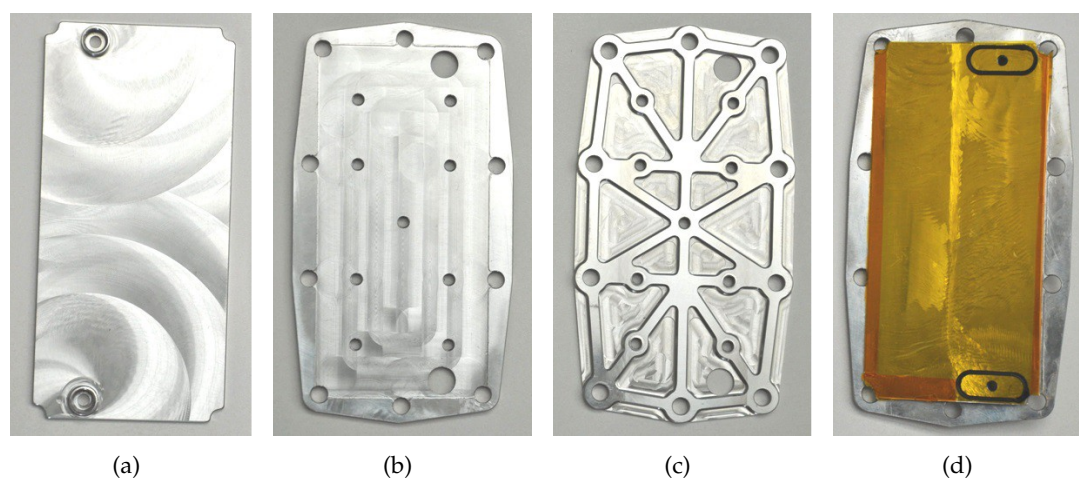


Figure III.3: Different photos of pressure-transmitter and endplates used in the stack

Some other elements are needed to effectively close the stack, namely pressure-transmitter plates and endplates. Photos of the two sides of both plates can be observed in Fig III.3. Endplates have 10 passing-holes for M6 screws located on its periphery, as well as 9 threaded-holes also for M6 screws distributed in the central area as depicted in Figs. III.3(b) and III.3(c). With this strategy a uniform force can be exerted over the whole active area of MEAs, simultaneously preventing the sagging of these plates, and reducing the total force needed to close the stack. To reduce the weight, endplates are manufactured in aluminum 5083 with a thickness of 5 mm. The external side (Fig. III.3(c)) is designed in such a way that most of the material can be removed when machined still ensuring the mechanical resistance needed for these elements. Pressure-transmitter plates are also manufactured in aluminum 5083 5 mm thick. Two ports are machined to connect the reactant gases as displayed in Fig. III.3(a). They are placed between the endplates and the electrical collector ones, in such a way that the pressure of the central screws is exerted over these elements instead of over the current collector. To electrically isolate these elements from the rest of the cell, one side is covered by a film of Kapton 0.5 mm thick, as shown in Fig. III.3(d).

III.2.4 ASSEMBLING AND FORMATION OF THE STACK

A feature of Celtec-P MEAs is that they are highly hygroscopic. So, if they are exposed to humid air at room temperature, water is absorbed and the diluted phosphoric acid may tend to partially wash out and to migrate towards the plate channels. In the same way, contact to liquid water must be avoided, because it would slowly leach out of the electrolyte [169]. For this reason, they are vacuum packed in factory inside individual metallic vapor barrier bags. In order to achieve the very low humidity environment required by these MEAs, the assembly zone was isolated from the rest of the room by using a commercial plastic greenhouse [75]. To decrease the relative humidity inside the greenhouse, two pipes connected to the main air pressure line were strategically placed just over the assembly table and the hydraulic press.

Once all sealing cords are deposited on the corresponding channels and they are properly cured, the assembling procedure can start. To form the stack, a special assembling plate with 4 centering rods and orifices to host gas connectors and 6 of the external screws is used, as shown in Fig. III.4(a). It is placed on the base plate of a hydraulic press, and one of the endplates is

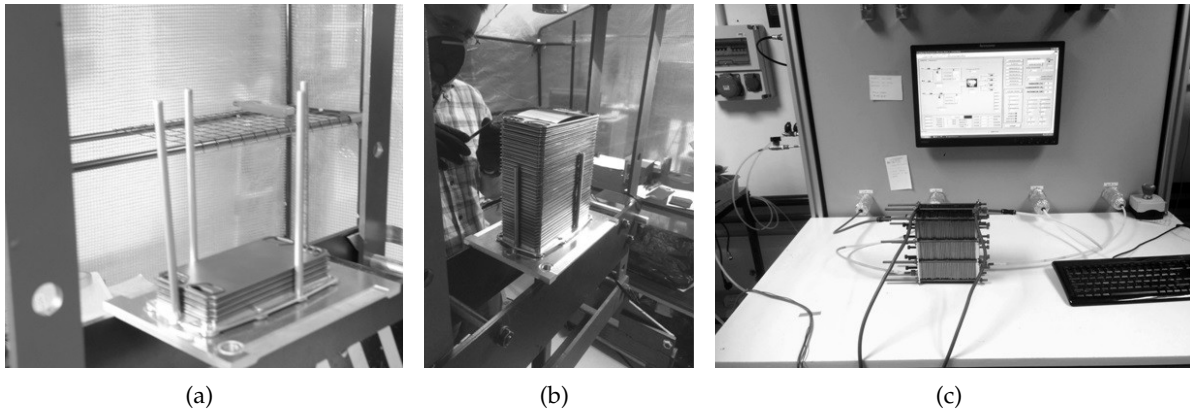


Figure III.4: Photos showing different stages of the assembling procedure of the stack inside the greenhouse (a) and (b), as well as the stack closed (c) ready to start the conditioning procedure at the test bench

placed over it followed by the corresponding pressure-transmitter and current collector plates. Then, the first anode monopolar plate is assembled, with the plane side in direct contact with the current collector plate. Afterwards, a MEA is placed over the reaction zone formed by the channels of the flowfield geometry, and the reaction side of one of the cathode plates is placed over the other side of the MEA forming the first cell. The other 39 cells are assembled in a similar way (see Fig. III.4(b)), as well as the other current collector and pressure-transmitter plates. Subsequently, the other endplate is placed, and the 6 M6 external screws that match the orifices of the assembling plate are placed and screwed by hand. After that, the 4 centering rods are unscrewed from the assembling plate and the remaining 4 M6 screws are bolted. Once all nuts are screwed, a force of 20 bar is applied with the hydraulic press, and the tighten process starts following a “cross-scheme” applying a final closing torque of 1.5 N m with a calibrated torque wrench. The total length of the stack was set to 152 mm, while the actual weight was only 3.65 kg.

Finally, the closing force for the 9 M6 screws placed on the central zone of the endplates is optimized using electrochemical impedance spectroscopy, and simultaneously checking that all plates are completely flat. For this purpose, an *Autolab/PGSTAT302* with a frequency analyzer module *FRA2* was used, applying a current of 1 A and a voltage of 10 V through the collector plates of the block. It was verified that the overall Ohmic resistance of the stack drastically decreased when the closing force increased from 0 to 2 N m, demonstrating the importance of the central screws. A photo of the HT-PEMFC stack ready to be tested is shown in Fig. III.4(c).

III.3 DESIGN OF THE COOLING SYSTEM

Once the HT-PEMFC stack is working under a stationary regime, the cooling system has to be capable of granting a stable temperature in the range between 140 °C and 180 °C.

To this end, it is necessary to calculate the amount of coolant needed. In the configuration considered for this application, the stack will be placed into a thermally-insulated reservoir (like a Dewar flask) located inside the fuselage of the UAV. So, the cross-sectional area where the coolant will flow is the one corresponding to the annular space between the HT-PEMFC stack and the inner wall of the thermally-insulated reservoir.

III.3.1 THE 1D NUMERICAL MODEL

To perform the optimal design for the air-cooled system of the HT-PEMFC, a 1D theoretical model has been developed as a predictive tool with reduced requirements of computational resources [60, 152]. It is formed by three submodels: one to characterize the electrochemical performance of the stack, another one related to mass transfer phenomena, and the thermal model itself. Some initial hypotheses have been taken into account. On the one hand, it has been considered that the stack will operate at 160 °C under stationary conditions. For this temperature (>100 °C), the species considered at the inlet are only dry reactant gases (H_2 and O_2). At the outlet, water generated in vapor phase is also considered, in addition to the exhaust reactant gases. On the second hand, the coolant considered is atmospheric air. Finally, a third assumption is that the only heat transfer mechanisms considered are convection and radiation. This supposition implies that the conduction process is neglected, and the stack can be treated as a single body characterized by a single temperature. The validity of this hypothesis was demonstrated in a previous study for the range of Nusselt numbers of this application, because Biot number (Bi) ranges between 0.0007 and 0.004 [76]. When Biot number is below 0.01 temperature gradients inside the object can be definitively neglected because heat conduction is indeed much faster than the heat convected away from its surface [145]. Strictly speaking, the heat generated by the electrochemical reaction in the catalyst layers of a PEMFC has a reversible part and an irreversible one. Reversible heating, i.e. the Peltier effect, comes from the entropy change for the relevant half-cell reaction. Irreversible heating has two sources. The first one is the heat released due to the activation potential, and the second irreversible source arises in the form of Joule (or Ohmic) heating in both the electronic and ionic conducting elements [170]. Indeed all these local heat fluxes are very relevant, and have to be considered when a detailed numerical simulation of the complex and coupled transport processes taking place inside a cell or a stack is performed.

However, when the electrochemical device is analyzed as a whole (black-box), the problem is simplified, and local heat fluxes can be included into an overall process that quantifies the energy dissipated from the stack to the surroundings. This is the strategy considered in the present study.

A fuel cell stack, as any energy generation system, must comply with the energy conservation principle that can be expressed as:

$$\sum_i (\dot{m}_i \cdot H_{i,inlet}) - \sum_i (\dot{m}_i \cdot H_{i,outlet}) = W_{elec} + Q_{dis} \quad (III.1)$$

in which \dot{m}_i is the mass flow rate of element “ i ” (kg s^{-1}), $H_{i,inlet}$ is the inlet enthalpy of element “ i ” (J kg^{-1}), $H_{i,outlet}$ is the outlet enthalpy of element “ i ” (J kg^{-1}), W_{elec} is the electric power of the stack (W), and Q_{dis} is the heat released that must be equal to the heat extracted by the cooling system (W).

From an energy balance, heat dissipated from the stack (Q_{dis}) has to be equal to that absorbed by the air (Q_{air}). This can be expressed as

$$Q_{dis} = Q_{air} = \dot{m}_{air} \cdot (H_{a,o} - H_{a,i}) \quad (III.2)$$

where \dot{m}_{air} is the cooling air mass flow rate, while $H_{a,i}$ and $H_{a,o}$ are air inlet and outlet enthalpy respectively. As it was demonstrated, natural convection by itself is not capable to cool down the stack. The heat absorbed by the air is the sum of the convective and the radiative components

$$Q_{HT} = Q_{conv} + Q_{rad} \quad (III.3)$$

and heat transferred by radiation can be expressed as

$$Q_{rad} = \sigma \cdot \epsilon_{FC} \cdot F_{FC} \cdot (T_w^4 - \bar{T}_{air}^4) \quad (III.4)$$

Here σ is the Stefan-Boltzmann constant, ϵ_{FC} the stack emissivity, F_{FC} the heat transfer area of the stack, T_w the stack surface temperature, and \bar{T}_{air} air the air temperature averaged between the cooling system inlet and outlet. Equation (III.4) includes the energy radiated by the stack, considered as a unique body, and the radiative energy that it absorbs. It assumes that the stack absorption coefficient is equal to its emissivity, according to Kirchhoff's law for a grey body. Heat transferred by convection is defined by

$$Q_{conv} = h \cdot F_{FC} \cdot \Delta \bar{T}_{log} \quad (III.5)$$

here h is the convective heat transfer coefficient, and $\Delta \bar{T}_{log}$ the mean logarithmic temperature difference that is calculated by

$$\Delta \bar{T}_{log} = \frac{(T_w - T_{a,i}) - (T_w - T_{a,o})}{\ln \left(\frac{T_w - T_{a,i}}{T_w - T_{a,o}} \right)} \quad (III.6)$$

$T_{a,i}$ and $T_{a,o}$ are the air inlet and outlet temperature. The convective heat transfer coefficient, h , for the coolant flowing along an annular space surrounding a PEM fuel cell stack is usually estimated using the definition of the Nusselt number,

$$Nu = \frac{h \cdot D_{eq}}{\lambda_{air}} \quad (III.7)$$

where λ_{air} is the air thermal conductivity. In the present study, the characteristic length considered is the equivalent diameter of the cross-sectional area of the cooling fluid flow, D_{eq} , that is defined by

$$D_{eq} = \frac{4 \cdot A_f}{P_{wet}} = \frac{4 \cdot (A_{cond} - A_{FC})}{P_{cond} + P_{FC}} \quad (III.8)$$

in which A and P refer to area and perimeter, respectively. Subscripts "f", "wet", and "Cond" indicate flow, wetted (whether in contact or not with the heat transfer surface), and cooling conduct, respectively.

The Nusselt number, Nu , can be calculated using two empirical models experimentally obtained in a previous research performed in two wind tunnels with a similar configuration as that of the UAV [76], namely:

$$Nu = 0.6155 \cdot Re^{2/3} \cdot \left(\frac{D_{eq}}{L} \right)^{3/4} \cdot Pr^{1/3} \quad (III.9)$$

for $Re \left(\frac{D_{eq}}{L} \right) \geq 640$

$$Nu = 0.002149 \cdot Re^{3/2} \cdot \left(\frac{D_{eq}}{L} \right)^{4/3} \cdot Pr^{1/3} \quad (III.10)$$

$$\text{for } Re \left(\frac{D_{eq}}{L} \right) \leq 560$$

The non-dimensional group D_{eq}/L is known as the form factor, where L is the length of the stack. Results obtained showed that the heat transfer coefficient varies from 8 to 44 W m⁻² K⁻¹ for the actual conditions of this application [76].

Finally, the heat balance is closed by minimizing the deviation error in eqs. (III.2) and (III.3) defined by,

$$\Delta Q_{error} = 100 \cdot \left| \frac{Q_{HT} - Q_{dis}}{Q_{dis}} \right| \quad (\text{III.11})$$

To perform the numerical simulations the model has been implemented using the “Engineering Equation Solver” (EES) commercial software. To obtain the numerical solution a golden section search method has been used with a relative convergence tolerance of 10⁻⁹.

III.3.2 OPTIMIZATION OF THE COOLANT FLOW CROSS-SECTION

For the calculated air flow, the total flow area has to be optimized for the configuration considered in the present study. Variations in the cooling flow section are influential on the heat transfer, because both the equivalent diameter and the convective heat transfer coefficient can be modified. The required cooling flow rate, taking into account pressure losses that also depend on the flow cross-sectional area, determines the power required to circulate the flow along the cooling circuit:

$$\dot{W} = \Delta p_f \cdot V \cdot A_f \quad (\text{III.12})$$

in which V is the air velocity. Pressure losses Δp_f can be evaluated according to

$$\Delta p_f = \rho \cdot K \cdot \frac{V^2}{2} \quad (\text{III.13})$$

Here, friction losses have been neglected compared to those due to sudden changes in flow section and direction. Constant K includes both minor losses in the cooling system, K_{cool} , and the losses due to valves, K_{valv} , used to regulate the amount of air flow circulating around the stacks, and can be written as

$$K = K_{cool} + K_{valv} \quad (\text{III.14})$$

The coefficient of minor losses in the cooling system, K_{cool} , can be considered to be a function of the ratio between the cooling duct section and the flow section around the stack

$$K_{cool} = 10.73 \cdot \left(1 - \frac{A_f}{A_{Cond}} \right) \quad (\text{III.15})$$

where the constant value 10.73 was experimentally obtained in [76]. Finally, to estimate K_{valv} the air inlet pressure is calculated using Bernoulli equation by

$$p_{a,i} = \frac{1}{2} \cdot \rho_{air} \cdot (v_{UAV}^2 - v_{a,i}^2) \quad (\text{III.16})$$

where ρ_{air} is the air density at the flying altitude, v_{UAV} is the velocity of the aircraft at the flying altitude, and $v_{a,i}$ is the air inlet velocity. Adding these equations to the EES numerical code, the power consumption of the cooling system can be obtained.

III.4 RESULTS

All the HT-PEMFC stack tests were performed in the dual test bench available at LIFTEC research facilities. After flowing dry N_2 to verify that there were no leaks of reactant gases neither out of the device nor between cathodes and anodes, the following conditioning procedure was followed. This procedure is mandatory before starting the performance tests in order to ensure the proper operation of the device. In short, the stack is heated up to $120\text{ }^\circ\text{C}$ using a 5 kW industrial air heater. After that, small flows of H_2 and O_2 are supplied to anode and cathode sides in order to remove the remaining N_2 , and to fill the channels of the flow geometry with reactant gases. Once the device is ready, a low voltage is fixed in the electronic load, so that the current generated by the device increases gradually. When the current exceeds 20.3 A (0.25 A cm^{-2}), the electronic load working mode is changed to demand a constant current of 16.2 A , which corresponds to a current density of 0.2 A cm^{-2} for this MEA. Under this condition, a gradual increase in voltage is detected, until the value of 16 V (0.4 V/cell) is exceeded. Finally, a constant voltage of 16 V is demanded to the stack, and it is kept at this point for 8–10 hours, verifying that the electrical performance remains in steady state. The automatic gas supply unit of the test bench is regulated by software, ensuring that the stoichiometry of both hydrogen and oxygen flows is adjusted to 1.45 and 9, respectively for any value of current demanded by the electronic load as recommended by the MEA manufacturer.

III.4.1 ELECTRICAL PERFORMANCE OF THE HT-PEMFC STACK

After the conditioning procedure, the stack is ready to be subjected to different charge demands, in order to determine polarization curves (V vs. I). To enlarge the lifetime of the stack it is important to note that it should never be operated at open circuit voltage. For this reason, a small current of 0.81 A (0.01 A cm^{-2}) must be drawn at the initial stage, to avoid the fast degradation of the cathode electrodes when exposed to high temperature and high potential conditions. It is also important that the demanded current is not increased until steady state conditions are verified for every working point.

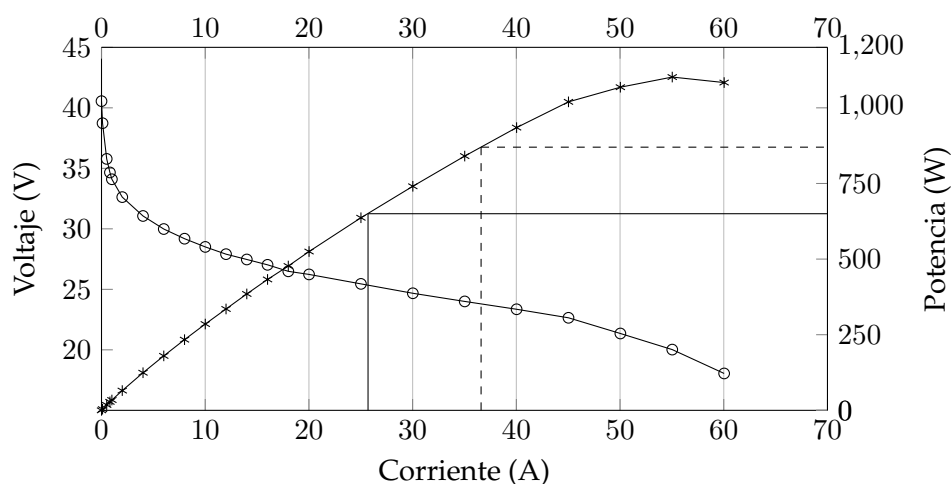


Figure III.5: Polarization curve of the HT-PEMFC stack with the operational point during the climb

One of the polarization curves obtained for the stack is depicted in Fig. III.5. As can be observed, the zone corresponding to mass transfer losses common in low-temperature PEMFCs is not clearly visible, even after reaching current densities above 0.75 A cm^{-2} . This behavior

is typical of HT-PEMFCs because water remains in vapor phase, easing its management, and reducing the blockage of the small GDL pores in the cathode sides. For the operational point corresponding to a current density of 0.45 A cm^{-2} as recommended by the MEA manufacturer (36.6 A), dotted lines in Fig. III.5, the power delivered by the stack is around 870 W. This value is 35.4 % higher than the power that should be supplied by the HT-PEMFC powerplant to the propeller (650 W) when ascending at a constant power [98]. So, for this operational point, which corresponds to the solid lines in Fig. III.5, the stack will work at a nominal current of 25.7 A (0.32 A cm^{-2}), enlarging the lifetime of the device. Besides, the maximum power delivered by the HT-PEMFC stack goes up to 1.1 kW. This “excess of power” could be used to overcome harsh flying conditions, such as strong head or lateral wind, when needed, or by the air cooling system.

With these results, the nominal specific power of the stack is about 178 W kg^{-1} that goes up to 301.4 W kg^{-1} for the maximum power, which is in the range of Li-ion batteries [171]. For the test flights in the existing UAV it is planned to use a L45X composite cylinder from Luxfer Co. This bottle has a water capacity of 4.7 l and can be filled with 74.65 g of H_2 when compressed at 200 bar, resulting in 2.5 kWh of energy stored. The consumption of hydrogen measured in the performance tests at the nominal power for a stoichiometry of 1.05 was around 40.56 g h^{-1} (in normal conditions 8.321 min^{-1}), what means that the flight range will be close to 1.85 h. Considering that the total weight of the HT-PEMFC fuel cell-based powertrain (including the HT-PEMFC stack, electric motor, control electronic, pipes, valves, and reactant gases bottles) is of 9.35 kg, the resulting specific energy is $267.4 \text{ W h kg}^{-1}$, again similar to modern Li-ion rechargeable batteries.

There are some other points about the performance of the lightweight stack that should be discussed. In order to ensure the correct temperature during the start-up, an external heating source (for example, a commercial air heater) must be considered. It should remain working when the current demanded to the stack is low. On the contrary, once the current demanded to the stack exceeds 13.5 A (0.165 A cm^{-2}) the heat produced by the electrochemical reactions is large enough to heat the stack up to 160°C , and the external heat source can be disconnected. When the current demanded to the stack in steady state operation exceeds 15 A, the heat yielded causes an abrupt temperature increase, and the air cooling system has to be activated to cool down the stack. For every working condition, the amount of coolant has to be regulated in order to maintain the stack temperature close to the nominal working value (160°C).

III.4.2 COOLING SYSTEM

As discussed before, natural convection and radiation from the device is not enough to extract all the heat produced to keep the stack temperature around 160°C . So, a forced convection system has to be implemented. The required cooling air flow rate, taking into account pressure losses, determines the power required to circulate the coolant air flow along the cooling circuit. Typically, axial fans have been used as “active” cooling systems because of their easy integration and low noise. They are normally placed on one side of the cooling channels, forcing the air to pass through them working in suction regimen [60, 152]. The use of an active cooling system formed by axial fans implies an increase in the total weight of the powerplant, as well as the necessity of a large space, which is very limited in this application. Besides, in the same way that the use of small ICEs in high altitude missions is discarded, cooling systems formed by axial fans are not suitable for the present application due to the very low atmospheric pressure

at 10,000 m. So, one of the aims of this study is to assess the design of a *passive* cooling system with a low power consumption without using axial fans. Considering the set of equations ((III.1)–(III.11)), and adding the five equations ((III.12)–(III.16)) to the 1D heat transfer numerical code, the power required to circulate the flow through the cooling circuit can be obtained as a function of the form factor (D_{eq}/L). As in this case the dimensions of the HT-PEMFC stack are fixed, variations in the form factor are only influenced by changes in the distance between the stack and the inner wall of the thermally-insulated reservoir where the stack will be placed. This distance is here identified as the air cooling thickness.

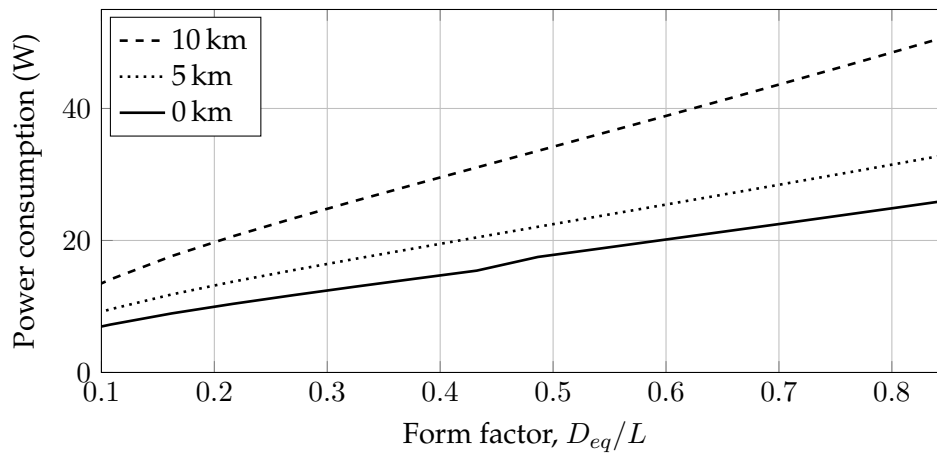


Figure III.6: Behavior of the power consumption of the air cooling system as a function of the form factor at different flying altitudes

Results depicted in Fig. III.6 show the power consumption of the cooling system as a function of the form factor. In this case, the heat released power (635.6 W) is the one corresponding to the nominal operating point of the HT-PEMFC stack calculated by eq. (III.1). Air density and temperature variation with altitude are described by the formulas of a standard ISO atmosphere [151]. As can be observed in Fig. III.6, the power consumption increases with increasing altitude and form factor. However, the air cooling thickness selected has to be compatible with the restriction imposed by the diameter of the fuselage. As the maximum fuselage diameter that can be considered for the existing UAV is limited to 250 mm, the maximal air cooling thickness that can be achieved is only 30 mm. To consider any value of air cooling system higher than 30 mm is unrealistic for this application. It was verified that, in the worse case when flying at the service ceiling (10,000 m) and for the largest possible form factor (0.3), which corresponds to an air cooling thickness of 28 mm, a very low power below 25 W is consumed by the cooling system.

Restricting the analysis to air cooling thicknesses ranging from 10 to 30 mm, the behavior of the air flow rate needed to keep the stack temperature at 160 °C as a function of the flying altitude and the air cooling thickness is depicted in Fig. III.7. As can be observed, the higher the flying altitude the larger the air flow rate needed to cool the stack down. As it could be expected, the amount of coolant increases with increasing air cooling thickness. For the air cooling thickness of 30 mm, it varies from 180 m³ h⁻¹ at sea level to 350 m³ h⁻¹ at 10,000 m, while the variation is much smaller for the air cooling thickness of 10 mm (from 109 m³ h⁻¹ to 190 m³ h⁻¹). The value of air cooling thickness of 16 mm corresponds to the lowest form factor (0.175) tested in [76].

With these results, the corresponding velocity of the air flow surrounding the stack to keep the working temperature can also be estimated. As depicted in Fig. III.8, the higher the flying

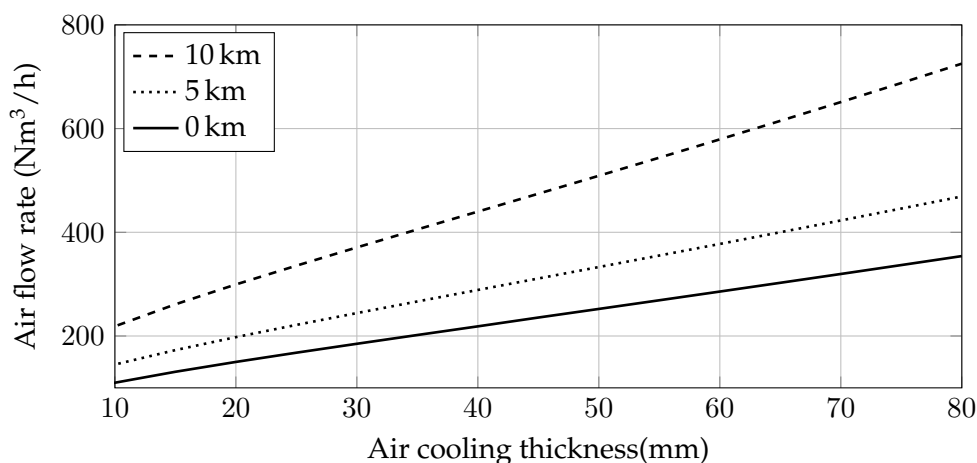


Figure III.7: Behavior of the air flow rate needed to keep the stack temperature at 160 °C as a function of the flying altitude and the air cooling thickness

altitude the higher the air velocity for any value of the air cooling thickness. However, an important result is that the velocity of the air needed to cool the stack down to 160 °C is relative low even for the lowest cooling thickness (10 mm). A maximum air velocity of 11 m s⁻¹ was obtained for this experimental condition. After evaluating the space available in the UAV, and considering also the results obtained in heat transfer numerical simulations, it was decided that the air cooling thickness selected for the thermally-insulated reservoir where the stack will be placed will be 16 mm.

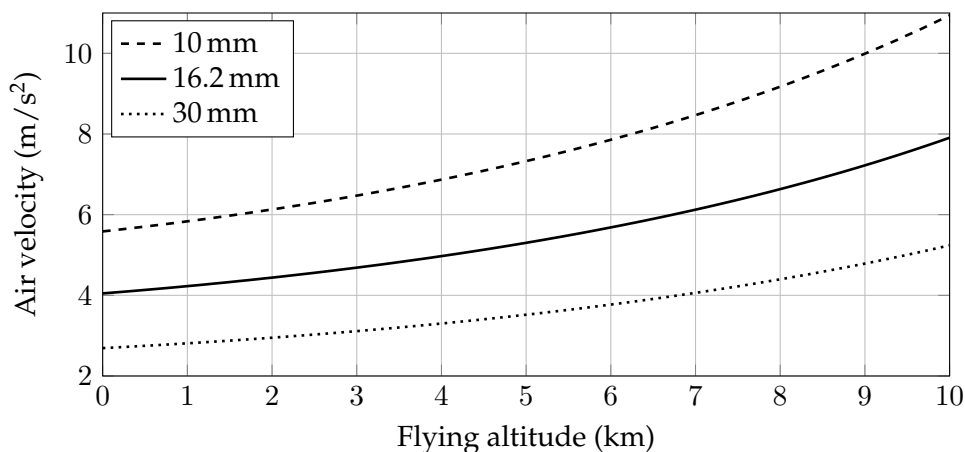


Figure III.8: Air velocity as a function of the flying altitude for various air cooling thickness

Another important point that requires verification is the steady flow condition for the heat transfer problem where the stack is placed inside the fuselage and the resulting air cooling thickness is 16 mm. The time dependence of the stack metal temperature can be expressed as a function of both Fourier (Fo) and Biot numbers (Bi) by the equation

$$\frac{T - T_{\infty}}{T_0 - T_{\infty}} = e^{-Bi \cdot |Fo|} \quad (\text{III.17})$$

in which T is the temperature at time t , T_0 the temperature at time $t = 0$, and T_{∞} the temperature at infinite time, and Fourier and Biot numbers are defined as,

$$Bi = \frac{h \cdot L_c}{k_b} \quad \text{and} \quad Fo = \frac{\alpha \cdot t}{L^2} \quad (\text{III.18})$$

where h is the convective heat transfer coefficient, k_b is the thermal conductivity of the body, L_c is the characteristic length defined as the volume of the body divided by its surface area (V/A), α is the thermal diffusivity, t the characteristic time, and L the length through which conduction occurs.

For the actual operating conditions it is obtained that the Fourier number ranges from 1.7 to 40, and the temperature ratio $\left(\frac{T-T_\infty}{T_0-T_\infty}\right)$ varies from 0.852 to 0.999. So, it is confirmed that for the range of air cooling flow rate needed to keep the stack temperature at 160 °C, the steady state is reached.

The temperature difference of the air flow between inlet and outlet for this air cooling thickness is depicted in Fig. III.9 as a function of flying altitudes. As can be observed, it changes from 13.9 K at sea level to only 21.3 K at the service ceiling (10,000 m). It was also obtained that for this thickness, 16 mm, the power consumption ranges from 9 W at sea level to less than 18 W at the service ceiling (see Fig. III.6). This value represents an extra power lower than 2.75 %, which can be easily assumed by the HT-PEMFC stack.

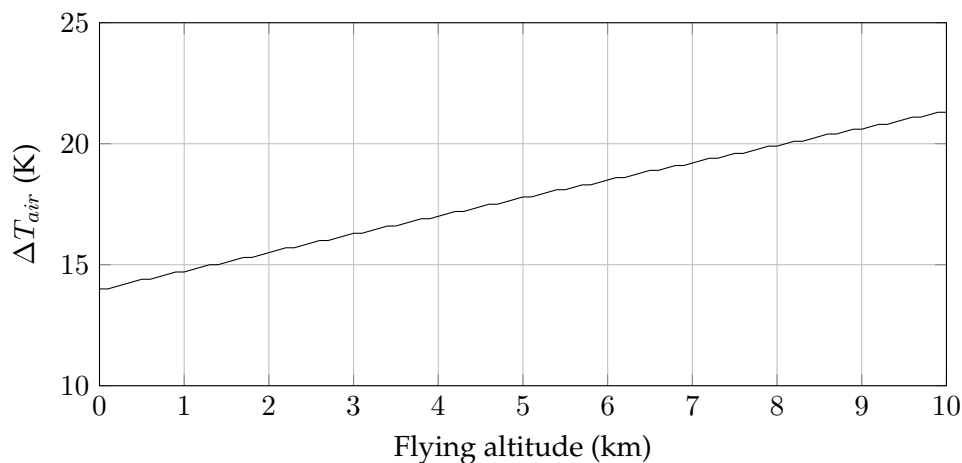


Figure III.9: Temperature difference for the air cooling thickness of 16 mm as a function of the flying altitude

In Table III.1, the velocity of the air cooling flow for the thickness of 16 mm for different flying altitudes is compared with the stall velocity of the UAV during the ascending flight.

Considering that the UAV has to ascend at least at the stall velocity, the aircraft velocity at any flying altitude is always higher than that needed for cooling purposes. So, a passive cooling system can be used to cool the stack down to the working temperature (160 °C), employing the velocity induced by the UAV when flying.

A sketch of the passive cooling system considered is shown in Fig. 10. In this case, a new glass-fiber fuselage (A) with an inner diameter of 240 mm and 2 mm thick will be accordingly modified. The stack will be placed inside a glass-fiber reservoir with an internal rectangular cross-section of (115 mm × 203 mm and a wall thickness of 2 mm, similar to the small wind tunnel tested in [76]. The resulting “external” jacket (C) between the reservoir and the inner

Velocity (m s^{-1})	Flying altitude (m)					
	0	2,000	4,000	6,000	8,000	10,000
UAV (stall)	20.56	22.68	25.15	28.02	31.41	35.43
Coolant	4.06	4.45	4.98	5.70	6.65	7.95

Table III.1: Velocities of the UAV and the air cooling flow at different flying altitudes for the air cooling thickness of 16 mm

wall of the fuselage will be filled with insulating foam. The air will flow surrounding the stack into the reservoir by a circuit formed by two inlet ducts (D) with a diameter of 75 mm connected to the lateral of the fuselage, and an exit port (E) opened at the tail zone with a diameter of 107 mm. With this decision the crosssectional area of both inlet ducts and exit port is the same as that of the cooling area surrounding the stack, keeping constant the air velocity for the maximum air flow. The system also includes movable valves placed at the inlet ducts (F) and a sliding cone (G) located at the exit ports. The opening area of the valves and sliding cone that regulates the amount of air flowing around the stack will be controlled by the measured stack temperature.

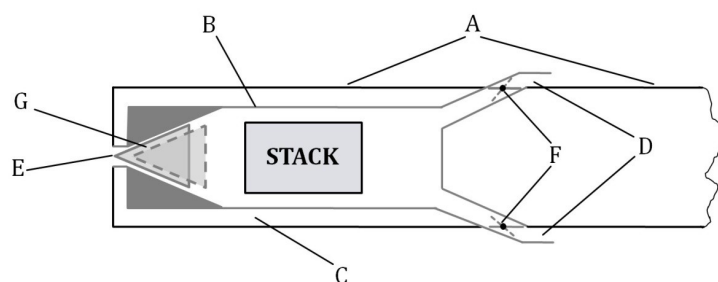


Figure III.10: Scheme of the modified fuselage in order to include the stack and the passive air cooling system

III.5 CONCLUSIONS

The optimal design of a lightweight HT-PEMFC stack that will be used to power an UAV for a high altitude mission of 10,000 m has been performed. By using monopolar plates manufactured in very thin aluminum sheets the weight of the stack has been reduced to only 3.65 kg. So, the maximum specific power of the stack is about 301.4 W kg^{-1} , and the resulting specific energy of the HT-PEMFC fuel cell-based powertrain is $267.4 \text{ W h kg}^{-1}$, similar to modern Li-ion rechargeable batteries. Considering the consumption of hydrogen for the nominal operating point, the expected range of the flight will be around 2 hours using a L45X composite cylinder from Luxfer Co.

Simultaneously, a practical passive cooling system has been designed in order to maintain the stack temperature in the recommended value (160°C) during the whole flight with minimum power consumption. This strategy implies that the stack will be cooled down discarding the use of compact axial fans, and complying with the stringent space and weight limitations imposed by this application. It is formed by a thermally-insulated reservoir where the stack will be placed, which is connected to the fuselage by two inlet ducts with movable valves, and a sliding cone placed at the exit port at the tail zone. The opening area of the valves and sliding

cone that regulates the amount of air flowing around the stack will be controlled by the actual measured stack temperature. For the selected air cooling thickness (16 mm) a very low power consumption ranging from 9 W at sea level to less than 18 W at the service ceiling (10,000 m) has been calculated. This value represents an extra power for the HT-PEMFC stack less than 2.75 %.

III.6 ACKNOWLEDGEMENTS

This work has been partially funded by the Secretariat of State for Research of the Spanish Ministry of Economy and Competitiveness under project ENE2012-38642-C02- 01/CON. Support of the Regional Government of Aragon to the Experimental Fluid Dynamics Research Group (T03) is also acknowledged.

III
ANEXOS

ANEXO A

CARACTERÍSTICAS DEL PROTOTIPO DE UAV OBJETO DE ESTUDIO

La empresa colaboradora del proyecto, Medavia S.L., dispone de un UAV (figura A.1) propulsado por un motor de combustión híbrido, en las siguientes tablas se muestran los parámetros característicos del prototipo no sujetos a secreto industrial



Figura A.1: UAV de Medavia S.L.

Masas	
Masa bruta	$m_b = 10,5 \text{ kg}$
Masa en vacío	$m_v = 5,5 \text{ kg}$
Payload	$m_{py} = 2,0 \text{ kg}$
Máxima carga de combustible	$m_c = 3,0 \text{ kg}$

Tabla A.1: Masas del UAV de Medavia S.L.

Características geométricas

Envergadura	$b = 3,025 \text{ m}$
Superficie alar	$S = 0,69 \text{ m}^2$
Longitud de fuselaje	$L = 1,460 \text{ m}$
Sup. estabilizador horizontal	$S_h = 0,12 \text{ m}^2$
Sup. estabilizador vertical	$S_v = 0,08 \text{ m}^2$
Diedro del ala	$\gamma = 3^\circ$
Calado del ala	$\alpha_c = 2,5^\circ$
Estrechamiento	$\lambda = 0,63$
Cuerda alar en la raíz	$C_R = 0,278 \text{ m}$
Cuerda alar en la punta	$C_T = 0,176 \text{ m}$
Cuerda media geométrica	$C_{MGC} = 0,227 \text{ m}$
Cuerda media aerodinámica	$C_{MAC} = 0,230 \text{ m}$

Tabla A.2: Características geométricas del UAV de Medavia S.L.

Características aerodinámicas

Perfil de ala	Selig 4322 mod.
Perfil del empenaje	NACA 0012
Coef. de sustentación máxima	$C_{Lmax} = 1,100$
Coef. de sustentación en crucero	$C_L = 0,760$
Coef. de pérdidas parásitas	$C_{D0} = 0,016$
Eficiencia aerodinámica en crucero	$\eta_a = 22$
Eficiencia aerodinámica máxima	$\eta_{a-max} = 35$
Eficiencia de Oswald	$e \geq 0,70$

Tabla A.3: Características aerodinámicas del UAV de Medavia S.L.

Planta de potencia

Potencia del motor de combustión	$P = 1,1 \text{ CV}$
Hélice bipala	
Coeficiente de anticipado	$J = 0,67$
Empuje estático a 7.100 rpm	$F = 14,5 \text{ N}$
Empuje dinámico a 85 km/h	$F = 6,5 \text{ N}$

Tabla A.4: Planta de potencia del UAV de Medavia S.L.

ANEXO B

ATMÓSFERA ESTÁNDAR INTERNACIONAL

Se conoce por su nombre en inglés *International Standard Atmosphere* (ISA) al modelo de la atmósfera utilizado para determinar los valores de **presión**, **temperatura** y **densidad** en función de la altura.

El modelo ISA considera el aire como limpio y seco, sin turbulencias ni viento, adoptado por la Organización Internacional de Aviación Civil en 1952 [172].

Presión	$p_0 = 101.325 \text{ N m}^{-2}$
Densidad	$\rho_0 = 1,225 \text{ kg m}^{-3}$
Temperatura	$T_0 = 288,15 \text{ K}$

Tabla B.1: Condiciones ISA a nivel del mar

B.1 TEMPERATURA ATMOSFÉRICA ESTÁNDAR

El modelo para la temperatura se asume lineal con gradientes diferentes en función de las capas de la atmósfera, en la figura B.1 se representa la variación de la temperatura hasta los 30.000 m de altura, indicando en cada tramo el gradiente del estándar.

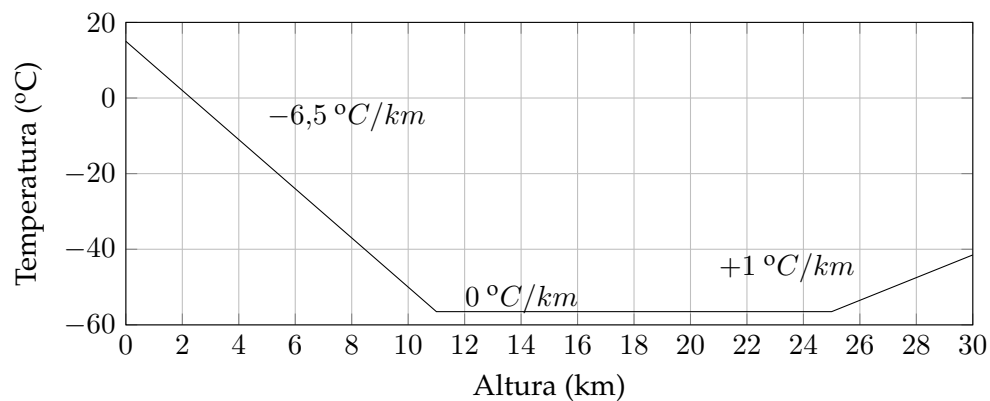


Figura B.1: Temperatura atmosférica ISA

Conforme se asciende a través de la troposfera (<11.000 m), el gradiente de temperatura es decreciente con la altura ($-6,5^{\circ}\text{C}/\text{km}$). En la tropopausa (de los 11.000 a los 25.000 m) la temperatura permanece constante, para luego aumentar a un ritmo de 1°C por cada km en la estratosfera.

B.2 PRESIÓN ATMOSFÉRICA ESTÁNDAR

Para determinar la presión atmosférica se asume que el aire se comporta como un gas ideal y la variación de temperatura es según la variación del estándar ISA ya determinado.

Para determinar la altura de vuelo se suele utilizar el concepto de **presión altura**, que corresponde con la presión determinada por el modelo comparándola con la presión medida en vuelo.

Para altitudes por debajo de la tropopausa, la ecuación que modela el cambio de la presión con la altura es [172]:

$$p = p_0 \cdot \left(1 - a \cdot \frac{h}{T_0}\right)^{\frac{g}{R \cdot a}} \quad (\text{B.1})$$

donde a es el gradiente de temperatura en la troposfera según la figura B.1 ($-0,0065 \text{ K m}^{-1}$), g la aceleración de la gravedad ($9,80665 \text{ m s}^{-2}$) y R la constante del aire ($287 \text{ m}^2 \text{ s}^{-2} \text{ K}^{-1}$).

El cálculo de la presión es diferente en la tropopausa porque la temperatura permanece constante, según las mismas consideraciones anteriores y con la nueva temperatura, la ecuación que se utiliza es [172]:

$$p = p_{11} \cdot e^{-\frac{g}{R \cdot T_{11}} \cdot (h - h_{11})} \quad (\text{B.2})$$

Donde las propiedades con el subíndice "11" se corresponden con las propiedades a una altura de 11.000 m: $p_{11} = 22.632 \text{ Pa}$, $T_{11} = 216,65 \text{ K}$ y $h_{11} = 11.000 \text{ m}$.

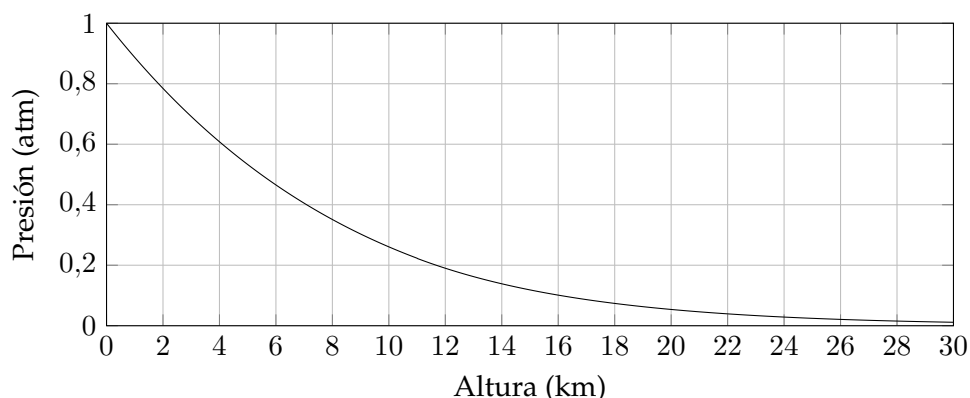


Figura B.2: Presión atmosférica ISA

B.3 DENSIDAD ATMOSFÉRICA ESTÁNDAR

La densidad se determina manteniendo la hipótesis de gas ideal, y sucede lo mismo que con la presión, es necesario distinguir entre capas atmosféricas por culpa de la variación de la temperatura [172]:

$$\rho = \rho_0 \cdot \left(1 - a \cdot \frac{h}{T_0}\right)^{\frac{g}{R \cdot a} - 1} \quad (\text{B.3})$$

En la misma línea de trabajo que en las otras propiedades, la densidad en la tropopausa, al tener ésta la temperatura constante, se estima según:

$$\rho = \rho_{11} \cdot e^{-\frac{g}{R \cdot T_{11}} \cdot (h - h_{11})} \quad (\text{B.4})$$

Donde aparece un nuevo término, ρ_{11} , la densidad a 11.000 m, cuyo valor es $0,3629 \text{ kg m}^{-3}$.

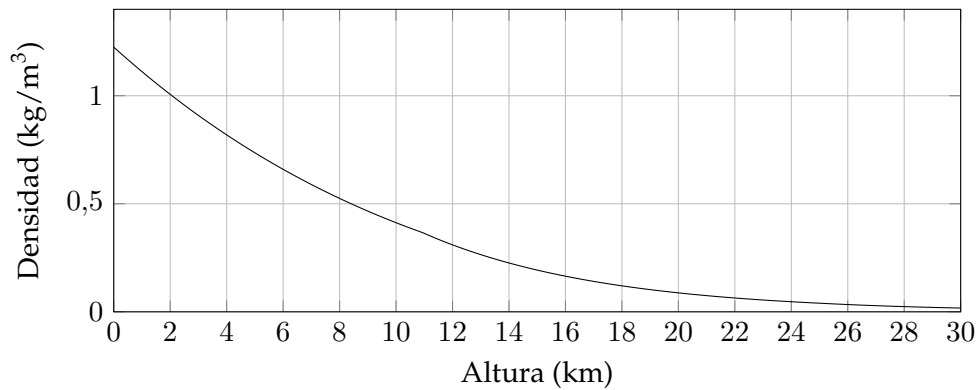


Figura B.3: Densidad atmosférica ISA

ANEXO C

PRINCIPIOS DE AERODINÁMICA. MECÁNICA DE VUELO

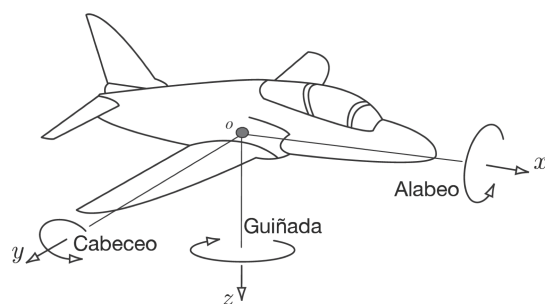
C.1 PRINCIPIOS DE AERODINÁMICA

C.1.1 SISTEMAS DE REFERENCIA

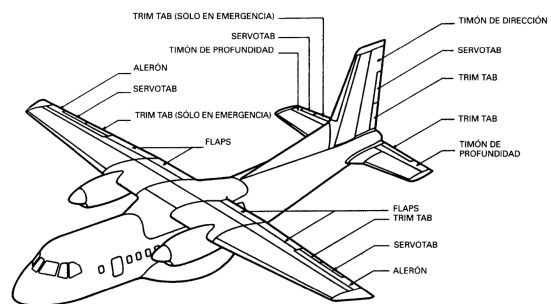
En el movimiento del UAV –y de la aviación en general– hay que controlar seis grados de libertad: los **desplazamientos** y las **rotaciones** (figura C.1(a)).

Los ejes de referencia de una aeronave, sobre los que se aplican las ecuaciones de la dinámica son:

- Eje x : se posiciona sobre la línea longitudinal del fuselaje del UAV, la dirección positiva es hacia el frente. La rotación respecto del mismo se conoce como "alabeo".
- Eje y : se posiciona sobre el centro de masas del móvil. La dirección positiva es hacia el ala derecha del avión, para formar un triedro a derechas con los otros dos ejes. La rotación con respecto a este eje se conoce como "cabeceo".
- Eje z : es vertical con la dirección positiva apuntando hacia abajo. La rotación sobre él es la "guiñada".



(a) Ejes de referencia sobre UAV y momentos



(b) Superficies de control

Figura C.1: Ejes y superficies de control para el vuelo del UAV ([45] y [42])

Para controlar todos los movimientos existen una serie de superficies de control, capaces de modificar las condiciones aerodinámicas y generar esfuerzos para desviar cualquiera de los ejes de su posición (figura C.1(b)).

Para poder determinar las cotas de altura y alcance hay que definir un origen y unos ejes en tierra. Estos serán fijos y con una orientación determinada en cada momento. La altura se muestra sobre el eje z_e de la tierra, la literatura lo toma positivo hacia abajo, no obstante, para todas las medidas y cálculos que se realizan, la altura es creciente y positiva hacia el espacio, por tanto esa es la dirección positiva que se toma para los ejes de la tierra.

C.1.2 FUERZAS AERODINÁMICAS

Las fuerzas aerodinámicas son esencialmente dos: la **sustentación** y la **resistencia** de avance. Las alas se diseñan y construyen con una determinada forma o **perfil** para crear una diferencia de presiones entre la parte superior y la inferior durante el movimiento del avión en el seno del fluido. Las fuerzas de sustentación y resistencia son fuerzas distribuidas sobre el ala. Cuya resultante se representa sobre lo que se conoce como el centro de presiones (*cdp*).

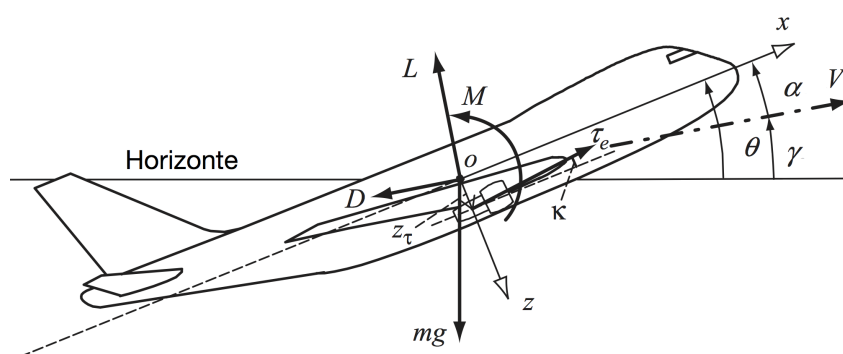


Figura C.2: Representación de las fuerzas aerodinámicas [45]

En la figura C.2, se representan de forma detallada, tanto las fuerzas como los ángulos que se utilizan en la dinámica de vuelo, en condiciones que en aviación se conocen como de **estabilidad longitudinal**, es decir, no permitiendo el movimiento de alabeo.

En dicha figura, la fuerza de tracción, representada como τ_e , aparece descentrada del origen y desviada un determinado ángulo κ de la dirección del eje x del fuselaje. Esto sucede en aviación comercial de gran tamaño, siendo muy extraño en diseños de UAVs de pequeño tamaño.

El cálculo aerodinámico, debido a su complejidad requiere de hipótesis y simplificaciones que permitan acotar el problema. Por tanto, la figura C.2 se puede reducir a las fuerzas sobre el perfil aerodinámico del ala representado en la figura C.3. Sobre dicha sección genérica se representan tanto las fuerzas como los ángulos más importantes.

Las fuerzas implicadas son:

T Fuerza de tracción – Es la resultante de la fuerza de tracción de la propulsión aplicada sobre el centro de presiones del ala. En el caso general la representación se realiza sobre el eje del fuselaje. Se incluye un momento sobre el eje de las alas M_y que contempla el esfuerzo del estabilizador de cola, así como excentricidades de la propulsión.

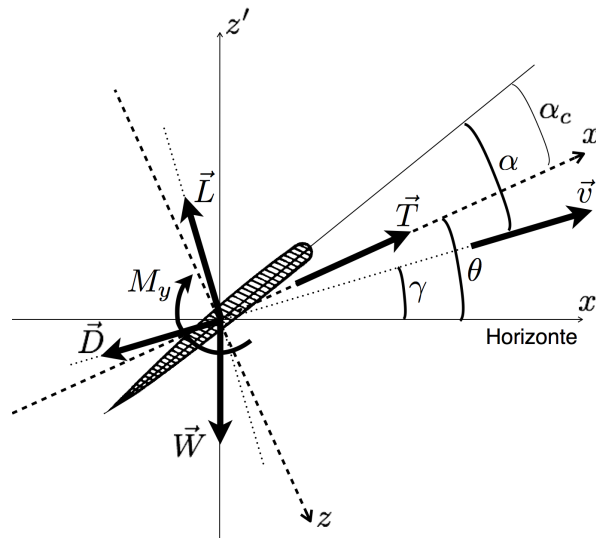


Figura C.3: Sistema de ejes y fuerzas – Estabilidad longitudinal

- L Fuerza resultante de la sustentación aerodinámica aplicada sobre el *cdp* del ala. Su dirección es siempre ortogonal a la dirección de la velocidad y de sentido dependiente del diseño del perfil.
- D Fuerza resultante de la resistencia aerodinámica aplicada sobre el *cdp* del ala. Siempre con la misma dirección que la marcha, pero de sentido opuesto.
- W Representa el peso del UAV, su representación se realiza sobre el centro de presiones incluyendo en M_y la posible desviación.

Los ángulos tienen como origen el horizonte. Utilizando como referencia la figura C.3, los principales ángulo son:

- α Ángulo de ataque – formado entre la dirección de la velocidad y el eje longitudinal del perfil alar. Este ángulo permite definir los coeficientes de las fuerzas de sustentación y resistencia aerodinámicas.
- α_c Ángulo de calado – ángulo definido durante el diseño del UAV, es el calado del ala con respecto del eje longitudinal del fuselaje. De forma que durante un vuelo de crucero horizontal, el ángulo de ataque es mayor de cero.
- Θ Define la dirección del morro del avión con respecto de la horizontal. En caso aquí estudiado también define la dirección de la fuerza de tracción.
- γ Define la dirección de la velocidad y por tanto la dirección del movimiento con respecto de la horizontal. La figura C.3 muestra una diferencia entre los ángulos γ y Θ , presenta un deslizamiento. Para aviones de pequeño tamaño, el deslizamiento suele ser muy pequeño e incluso nulo debido a la baja inercia en el movimiento.

SUSTENTACIÓN Y RESISTENCIA AERODINÁMICA

El módulo de las fuerzas de sustentación (L) y resistencia (D) puede calcularse como:

$$L = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot v^2 \cdot S \cdot C_L \quad (\text{C.1})$$

$$D = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot v^2 \cdot S \cdot C_D \quad (\text{C.2})$$

Según estas ecuaciones, el valor del módulo de estas fuerzas únicamente se diferencia en los coeficientes de sustentación (C_L) y de resistencia (C_D) aerodinámicos.

El resto de parámetros son los mismos para ambas ecuaciones, siendo S la superficie alar equivalente del UAV; ρ la densidad del aire, que depende de la altura; y v la velocidad absoluta del UAV con respecto del aire.

El valor de los coeficientes se puede obtener mediante cálculos o experimentación.

Sin embargo, para hacer los análisis preliminares, el valor de C_L y C_D del UAV completo se puede tomar como el valor del coeficiente del perfil aerodinámico seleccionado.

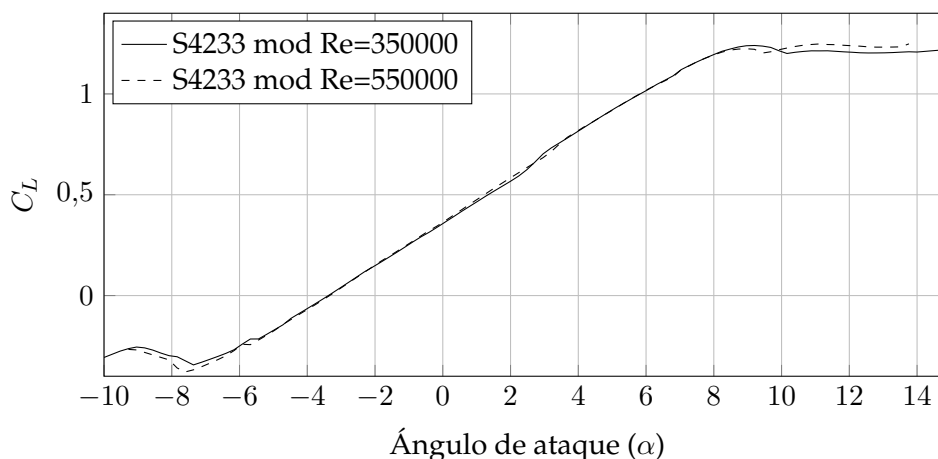


Figura C.4: Coeficiente de sustentación para S4233 mod.

La figura C.4 es la curva típica del coeficiente de sustentación con respecto al ángulo de ataque, más concretamente para un perfil tipo Selig 4233 con algunas modificaciones de su forma inicial. El máximo de la gráfica, C_{Lmax} , es el valor a partir del cual se considera que el perfil entra en pérdida aerodinámica. La figura C.5 muestra el valor del coeficiente de resistencia del perfil.

Ambos coeficientes se calculan con la hipótesis de ala infinita, es decir, considerando únicamente el perfil, sin los problemas que generan los efectos de borde. La sustentación se mantiene bastante similar. Sin embargo, la resistencia aerodinámica depende mucho de la construcción del UAV.

Para tener en cuenta dichas interacciones, se considera el coeficiente de resistencia según la **distribución polar** [45]:

$$C_D = C_{D0} + \frac{C_L^2}{\pi \cdot e \cdot AR} = C_{D0} + k \cdot C_L^2 \quad (\text{C.3})$$

Donde se toma el valor del coeficiente de sustentación C_L para el perfil seleccionado, y el resto de parámetros depende de la forma de la planta alar, del empenaje de cola y del fuselaje.

C_{D0} es lo que se conoce como resistencia parásita. Su valor depende de las características constructivas del UAV, tanto de los materiales como de las formas. Es un valor que normalmente se determina de forma experimental. No obstante, se puede aproximar según Raymer et al. [43] con la fórmula:

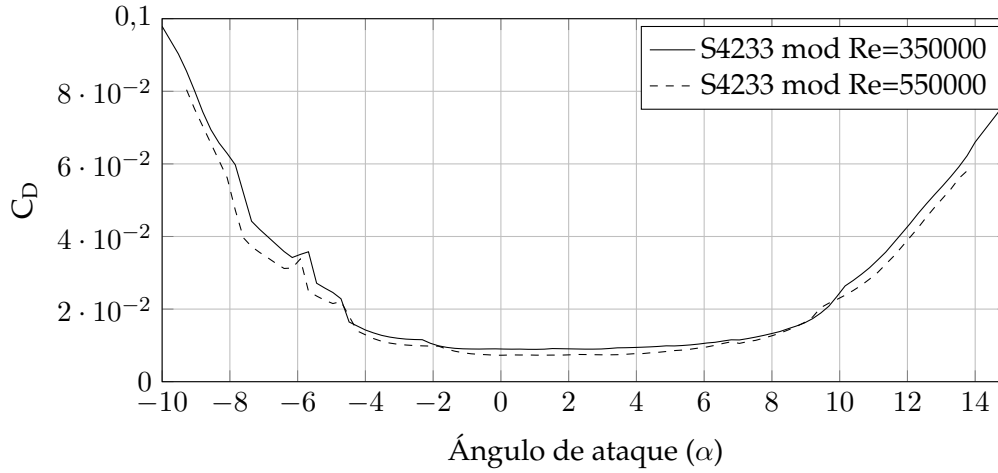


Figura C.5: Coeficiente de resistencia para S4233 mod.

$$C_{D0} = C_{fe} \cdot \frac{S_{wet}}{S} \quad (C.4)$$

donde C_{fe} es el coeficiente de rozamiento pelicular, que para un UAV con fuselaje de composite suavizado puede tomar un valor de 0,003. S_{wet} es la superficie mojada total del UAV y S es la superficie característica de la planta del ala, la que genera la sustentación.

El resto de parámetros de la distribución polar son el alargamiento o relación de aspecto (AR) y la eficiencia de Oswald (e). El primero es un parámetro adimensional que caracteriza la planta alar según la relación entre la envergadura (b) y la superficie alar (S), donde la envergadura es la longitud de punta a punta del ala, resultando:

$$AR = \frac{b^2}{S} \quad (C.5)$$

El valor de la eficiencia de Oswald (e) depende de la forma de la planta alar, es una comparación entre la planta real y una supuesta planta alar de distribución ideal.

Para Raymer et al. [43], el valor de e se puede aproximar para una planta alar recta como:

$$e = 1,78 \cdot (1 - 0,045 \cdot AR^{0,45}) - 0,64 \quad (C.6)$$

C.2 ECUACIONES GENERALES

C.2.1 HIPÓTESIS DE CÁLCULO SIMPLIFICADO

Para reducir la complejidad de la dinámica de vuelo se asumen una serie de hipótesis:

Hipótesis 1 Vuelo con estabilidad longitudinal, lo que significa que el UAV se desplaza en los ejes x_e y z_e de la tierra, y únicamente está permitido el movimiento de cabeceo, es decir, la rotación sobre el eje y del cuerpo del UAV –alas–.

Según esta hipótesis, el sistema de ecuaciones se puede expresar como:

$$\vec{T} + \vec{L} + \vec{D} + \vec{W} = m \cdot \vec{a} \quad (C.7)$$

$$M_y = I_y \cdot \omega \quad (\text{C.8})$$

Hipótesis 2 Vuelo alineado: el empenaje de cola se construye con perfiles de tipo simétrico, los cuales buscan de forma natural su *mínimo de energía*, alineándose con la dirección de la velocidad.

Por lo tanto, el momento de rotación sobre el eje y se considera despreciable. El sistema de ecuaciones descompuesto en sus ejes se expresa como:

$$\sum F_x = m \cdot a_x \quad (\text{C.9})$$

$$\sum F_z = m \cdot a_z \quad (\text{C.10})$$

No obstante, el empenaje de cola sí que implica un coste energético adicional, ya que implica unas pérdidas por resistencia, que estarán contempladas dentro del coeficiente de pérdidas parásitas de la distribución polar (ecuación (C.3)).

C.2.2 VUELO EN CRUCERO

El vuelo de crucero es el desplazamiento en la horizontal sin cambio de altura, también denominado como vuelo recto y nivelado. Las hipótesis anteriores se complementan con la condición de vuelo rectilíneo no acelerado, para mantener la altura de forma estable.

Este equilibrio queda como muestra la figura C.6. Al no existir aceleración, las ecuaciones pueden escribirse como:

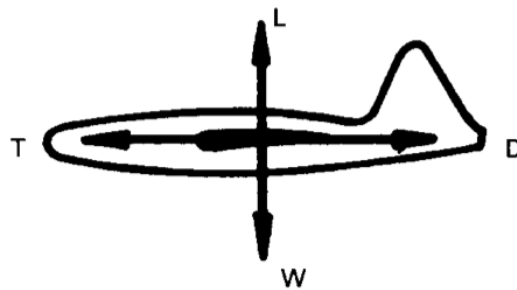


Figura C.6: Vuelo de crucero, fuerzas simplificadas [42]

$$T - D = 0 \quad (\text{C.11})$$

$$L - m \cdot g = 0 \quad (\text{C.12})$$

Combinando ambas expresiones con las ecuaciones de sus respectivas fuerzas aerodinámicas: (C.1) y (C.2); se obtienen dos relaciones, la primera, para el valor de la fuerza de tracción necesaria, y una segunda para obtener la velocidad que permite el equilibrio en vuelo de crucero.

La tracción puede calcularse como:

$$T = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot v^2 \cdot S \cdot C_D \quad (\text{C.13})$$

Y por lo tanto, la velocidad queda definida por la combinación de (C.2) y (C.12) como:

$$v^2 = \frac{2 \cdot m \cdot g}{\rho \cdot S \cdot C_L} \quad (\text{C.14})$$

En consecuencia, el vuelo de crucero horizontal necesita una fuerza de tracción de valor:

$$T = m \cdot g \frac{C_D}{C_L} \quad (\text{C.15})$$

Mientras que la velocidad depende de la altura de vuelo a través del término de densidad, la fuerza de tracción o empuje no. Únicamente depende de la masa del UAV y de la relación entre los coeficientes de resistencia y sustentación.

Al inverso de dicho ratio de coeficientes se lo conoce como **eficiencia aerodinámica**, en inglés como **glide ratio**, y es uno de los parámetros de diseño en aviación.

$$\eta_a = \frac{L}{D} = \frac{C_L}{C_D} \quad (\text{C.16})$$

Por lo tanto, cuanto mayor sea la eficiencia aerodinámica menor será la fuerza de empuje necesaria.

Igual que los coeficientes aerodinámicos varían con el ángulo de ataque, el parámetro de eficiencia aerodinámica (L/D) varía también, presentando un punto máximo a un determinado valor del ángulo de ataque. Según la distribución polar (C.3), es función de los parámetros constructivos de la planta alar. La figura C.7 muestra un ejemplo de una distribución L/D típica variando el alargamiento del ala.

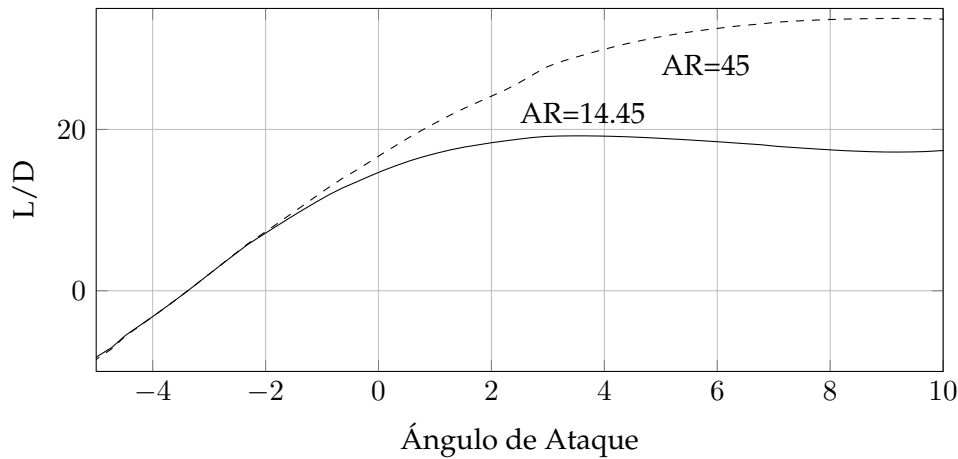


Figura C.7: Curva L/D

La **máxima autonomía de crucero** se logrará cuando el valor de C_L haga máxima la eficiencia aerodinámica.

$$\frac{d\eta_a}{dC_L} = 0$$

de modo que la eficiencia aerodinámica puede expresarse como:

$$\eta_a = \frac{C_L}{C_{D0} + k \cdot C_L^2}$$

Derivando sobre esta expresión, e igualando a 0 se obtiene el valor de C_L que hace máximo el vuelo de crucero, maximizando L/D.

$$\frac{1 \cdot (C_{D0} + k \cdot C_{Lopt}^2) - C_{Lopt} \cdot 2 \cdot k \cdot C_{Lopt}}{(C_{D0} + k \cdot C_{Lopt}^2)^2} = 0$$

$$C_{D0} + k \cdot C_{Lopt}^2 = 0 \Rightarrow C_{Lopt} = \sqrt{\frac{C_{D0}}{k}}$$

resultando :

$$C_{Lopt} = \sqrt{\pi \cdot AR \cdot e \cdot C_{D0}} \quad (C.17)$$

Sustituyendo la ecuación (C.17) en la de la distribución polar (C.3):

$$C_{Dopt} = 2 \cdot C_{D0} \quad (C.18)$$

obteniéndose una eficiencia aerodinámica óptima:

$$\eta_{a-opt} = \frac{1}{2} \cdot \sqrt{\frac{\pi \cdot AR \cdot e}{C_{D0}}} \quad (C.19)$$

POTENCIA PARA EL VUELO EN CRUCERO

Con la hipótesis de vuelo alineado, la potencia de vuelo se calcula como:

$$P = T \cdot v \quad (C.20)$$

Combinando las ecuaciones (C.14) y (C.15) se puede expresar la potencia como:

$$P = \sqrt{\frac{2 \cdot (m \cdot g)^3}{\rho \cdot S \cdot C_L}} \cdot \frac{C_D}{C_L} \quad (C.21)$$

El valor de la potencia de vuelo en crucero depende de la densidad del aire, por tanto de la altura a la que se efectúa el crucero.

En las primeras etapas del diseño se desconocen los valores de los coeficientes aerodinámicos. Por lo que para las primeras aproximaciones se utiliza el concepto de **velocidad de pérdida** ("stall" en inglés), sencillamente es el valor de la velocidad por debajo de la cual el UAV entra en pérdida aerodinámica y cae, y por lo tanto es el límite inferior de la velocidad. En la aviación comercial se trabaja por encima de este valor con **factores de seguridad** más o menos fijos.

La velocidad de pérdida se determina como la velocidad que cumple la ecuación (C.22), con el valor de C_{Lmax} a una determinada altura. Lo que significa que volando con velocidades inferiores el UAV no es capaz de sustentarse y entra en pérdida.

$$v_{stall} = \sqrt{\frac{2 \cdot m \cdot g}{\rho \cdot S \cdot C_{Lmax}}} \quad (C.22)$$

Conociendo el tipo de perfil a utilizar es posible asignar un valor de C_{Lmax} y fijar después un determinado factor de seguridad f_v :

$$v = f_v \cdot v_{stall} \quad (C.23)$$

Volar a una velocidad v impuesta por el factor de seguridad significa volar a un valor de C_L función del valor de C_{Lmax} según las definiciones de la velocidad, operando sobre las ecuaciones de la velocidad normal (C.14) y la de pérdida (C.22), queda:

$$C_L = \frac{C_{Lmax}}{f_v^2} \quad (C.24)$$

Calculando a continuación el valor de C_D a través de la curva polar del UAV.

C.2.3 VUELO DE ESCALADA

El vuelo de ascenso o de escalada se basa en el equilibrio dinámico de las fuerzas aerodinámicas. La figura C.8 muestra todas las fuerzas implicadas durante el ascenso.

En dicha figura se representa el sistema de fuerzas simplificadas según la hipótesis de vuelo alineado (hipótesis 2). De forma que la velocidad y la fuerza de tracción coinciden en dirección y sentido.

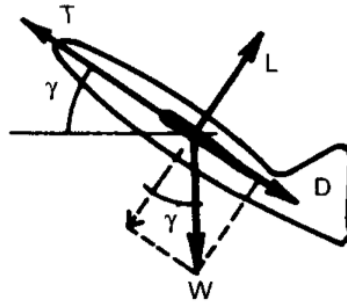


Figura C.8: Vuelo en ascenso, fuerzas simplificadas [42]

Partiendo del sistema de ecuaciones (C.9) y (C.10) y desarrollando la descomposición de fuerzas queda el nuevo sistema como:

$$T - D - m \cdot g \cdot \sin(\gamma) = m \cdot a_x \quad (C.25)$$

$$L - m \cdot g \cdot \cos(\gamma) = m \cdot a_z \quad (C.26)$$

Al aumentar la altura, la densidad del aire disminuye (ver anexo B) por lo que las fuerzas aerodinámicas cambian de módulo. Para mantener el módulo de las fuerzas constante con la altura se actúa bien aumentando la velocidad o bien cambiando el ángulo de ataque para cambiar C_L .

La velocidad del UAV se define mediante dos componentes, una componente horizontal: **velocidad de avance** y una componente vertical: **velocidad de ascenso** o **tasa de escalada**, RC (o por sus siglas en inglés: "ratio of climb"):

$$RC = v \cdot \sin(\gamma) \quad (C.27)$$

La estrategia de cambio del ángulo de ataque incumple la hipótesis de vuelo alineado, y no se contempla para el estudio analítico. Por tanto, el ascenso se realizará modificando la velocidad del UAV bien **aumentando progresivamente la potencia**, o bien manteniendo la **potencia máxima constante**.

Cada una de estas estrategias implica un cambio diferente en la velocidad:

Potencia creciente El aumento gradual de la potencia disponible tiene como objetivo aumentar la velocidad del UAV para compensar la pérdida de sustentación debido a la disminución de la densidad. Sin embargo, se realiza manteniendo constante la tasa de ascenso (figura C.9)

Potencia máxima constante Mantener la máxima potencia disponible implica ascender a máxima velocidad posible. Ascender a la **máxima tasa de ascenso** posible para cada altura en función de la potencia.

C.2.4 ASCENSO POR POTENCIA CRECIENTE

Partiendo de una posición de vuelo horizontal (crucero), se aumenta la potencia sobre el motor, por lo que aumenta el valor del empuje (T), bien por las rotaciones del motor o bien por el aumento de par motor sobre la hélice. Por ello, aumenta la velocidad de avance que modifica el módulo de las fuerzas aerodinámicas de sustentación (L) y de resistencia (D).

La sustentación (L) pasa a ser mayor que el peso de la aeronave (W), por lo que las fuerzas en el eje vertical se desequilibran y pasan a tener una componente neta, normalmente hacia arriba. Esto obliga a cambiar la posición de equilibrio actual, y se produce un cambio en la dirección de la velocidad que, a través del empenaje de cola, rota el UAV hasta posicionar nuevamente la velocidad (v) alineada con el empuje (T).

Cuando todo el ascenso se realiza manteniendo las condiciones del equilibrio dinámico, la fuerza de sustentación (L) debe equilibrar la componente del peso ($W \cdot \cos(\gamma)$), y la fuerza de empuje (T) vencer la resistencia aerodinámica (D) y la componente de peso asociada a la dirección ($W \cdot \sin(\gamma)$), manteniendo el módulo de la velocidad de forma que mantenga el valor de L .

Considerando la hipótesis de **vuelo alineado** (hipótesis 2), la velocidad siempre debe estar alineada con el eje x del fuselaje y sólo puede variar en módulo, por lo que la aceleración sólo tendrá componente x . Por el mismo motivo, el vuelo alineado exige la condición de equilibrio en el eje z del fuselaje, es decir, aceleración a_z **nula**. De lo contrario, la velocidad v no podría mantener la condición de alineamiento con la fuerza de empuje T .

Por tanto, la velocidad de vuelo de escalada en equilibrio se puede obtener de la ecuación (C.26), quedando como:

$$v = \sqrt{\frac{2 \cdot m \cdot g \cdot \cos(\gamma)}{\rho \cdot S \cdot C_L}} \quad (C.28)$$

El aumento de la potencia para el ascenso se realiza de forma que la **tasa de ascenso se mantenga constante**. Para conseguirlo el ángulo de inclinación deberá reducirse para compensar el aumento de velocidad de forma que la descomposición de velocidades mantenga constante la tasa de ascenso (figura C.9).

FUERZA DE EMPUJE EN ASCENSO

Sustituyendo la expresión de la velocidad (C.28) en la ecuación (C.25), la fuerza de empuje puede expresarse como:

$$T = m \cdot \left[a_x + g \cdot \left(\cos(\gamma) \cdot \frac{C_D}{C_L} + \sin(\gamma) \right) \right] \quad (C.29)$$

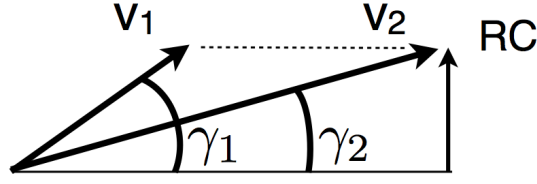


Figura C.9: Ascenso a potencia creciente. RC constante

Aplicando la hipótesis de vuelo alineado:

$$a_z = 0 \rightarrow a_x = a = \frac{dv}{dt} \quad (C.30)$$

Derivando la expresión (C.28) se puede obtener una expresión analítica para el módulo de la aceleración necesaria.

$$\frac{d}{dt}(v^2) = \frac{d}{dt} \left(\frac{2 \cdot m \cdot g \cdot \cos(\gamma)}{S \cdot C_L \cdot \rho} \right) \quad (C.31)$$

Sacando fuera de la derivada las constantes:

$$\frac{d}{dt}(v^2) = \frac{2 \cdot m \cdot g}{S \cdot C_L} \frac{d}{dt} \left(\frac{\cos(\gamma)}{\rho} \right)$$

y desarrollando las derivadas se obtiene:

$$2 \cdot v \frac{dv}{dt} = \frac{2 \cdot m \cdot g}{S \cdot C_L} \left[\cos(\gamma) \frac{d}{dt} \left(\frac{1}{\rho} \right) + \frac{1}{\rho} \cdot \frac{d}{dt} (\cos(\gamma)) \right] \quad (C.32)$$

La derivada de la densidad puede calcularse extendiendo el término de la derivada de la inversa:

$$\frac{d}{dt} \left(\frac{1}{\rho} \right) = \frac{-1}{\rho^2} \frac{d\rho}{dt} \quad (C.33)$$

La densidad varía con la altura de acuerdo con la expresión (20), por lo que, haciendo un cambio de variable, la expresión anterior puede reformularse del siguiente modo:

$$\frac{-1}{\rho^2} \frac{d\rho}{dt} \frac{dh}{dt} = \frac{-1}{\rho^2} \frac{d\rho}{dh} \frac{dh}{dt} = \frac{-1}{\rho^2} \frac{d\rho}{dh} \cdot RC \quad (C.34)$$

La derivada de la expresión de la densidad con respecto de la altura es:

$$\frac{d\rho}{dh} = -0,0277 \frac{\rho_0}{T_0} \left(1 - 0,0065 \frac{h}{T_0} \right)^{3,2586} \quad (C.35)$$

donde los parámetros ρ_0 y T_0 son la densidad y la temperatura, definidos por el estándar ISA (anexo B) a nivel del mar, medidos en kg m^{-3} y K respectivamente

La segunda derivada queda como:

$$\frac{d}{dt} (\cos(\gamma)) = -\sin(\gamma) \frac{d\gamma}{dt} \quad (C.36)$$

El valor del ángulo de escalada se puede extraer de la expresión del ratio de escalada (C.27) como:

$$\gamma = \arcsin\left(\frac{RC}{v}\right)$$

Desarrollando la derivada del arcsin queda:

$$\frac{d\gamma}{dt} = \frac{-RC}{v^2 \cdot \cos(\gamma)} \frac{dv}{dt}$$

y por lo tanto:

$$\frac{d}{dt}(\cos(\gamma)) = \frac{RC \cdot \sin(\gamma)}{v^2 \cos(\gamma)} \frac{dv}{dt} \quad (C.37)$$

Combinando las expresiones (C.32), (C.34) y (C.37):

$$2 \cdot v \frac{dv}{dt} = \frac{2 \cdot m \cdot g}{S \cdot C_L} \left[\cos(\gamma) \frac{-1}{\rho^2} \cdot RC \frac{d\rho}{dh} + \frac{1}{\rho} \frac{RC \cdot \sin^2(\gamma)}{v^2 \cos(\gamma)} \right]$$

Sustituyendo por la definición de RC, la expresión puede reescribirse como:

$$2 \cdot v \frac{dv}{dt} = \frac{2 \cdot m \cdot g \cdot \cos(\gamma)}{S \cdot C_L \cdot \rho} \frac{-1}{\rho} v \sin(\gamma) \frac{d\rho}{dh} + \frac{2 \cdot m \cdot g \cdot \cos(\gamma)}{S \cdot C_L \cdot \rho} \frac{1}{\cos(\gamma)} \frac{v \sin^2(\gamma)}{v^2 \cos(\gamma)} \frac{dv}{dt}$$

Teniendo en cuenta la definición de la velocidad y simplificando términos

$$2 \cdot v \frac{dv}{dt} = v^3 \frac{-1}{\rho} \sin(\gamma) \frac{d\rho}{dh} + \frac{v^3 \cdot \sin^2(\gamma)}{v^2 \cdot \cos^2(\gamma)} \frac{dv}{dt}$$

Reagrupando, la aceleración se puede expresar como:

$$a_x = \frac{dv}{dt} = \left(\frac{-d\rho}{dh} \right) \cdot \left(\frac{v^2 \sin(\gamma)}{\rho \cdot (2 - \tan^2(\gamma))} \right) \quad (C.38)$$

por lo que la fuerza de empuje quedará:

$$T = m \cdot \left[\left(\frac{-d\rho}{dh} \right) \cdot \left(\frac{v^2 \sin(\gamma)}{\rho \cdot (2 - \tan^2(\gamma))} \right) + g \cdot \left(\cos(\gamma) \frac{C_D}{C_L} + \sin(\gamma) \right) \right] \quad (C.39)$$

POTENCIA DE VUELO EN ASCENSO

Conociendo la fuerza de empuje o tracción (36), con la hipótesis de vuelo alineado, la potencia de equilibrio dinámico se puede expresar como:

$$P = v \cdot m \cdot \left[\left(\frac{-d\rho}{dh} \right) \cdot \left(\frac{v^2 \sin(\gamma)}{\rho \cdot (2 - \tan^2(\gamma))} \right) + g \cdot \left(\cos(\gamma) \frac{C_D}{C_L} + \sin(\gamma) \right) \right] \quad (C.40)$$

El valor del ángulo es función del valor de RC y de la velocidad de equilibrio, de la forma que muestra la figura C.9.

El ángulo de inclinación puede expresarse combinando las ecuaciones de la velocidad (C.28) y la definición de RC (C.27) como:

$$\cos(\gamma) \cdot \sin^2(\gamma) = \left(\frac{RC^2 \cdot C_L \cdot S}{2 \cdot m \cdot g} \right) \cdot \rho \quad (C.41)$$

Para resolver la ecuación trigonométrica se linealiza utilizando la aproximación del término por series de Taylor. Dadas las características del vuelo de un UAV de baja potencia, los ángulos de inclinación rara vez superan los 20 grados, para obtener una buena aproximación, la expresión trigonométrica se puede sustituir por:

$$\cos(\gamma) \cdot \sin^2(\gamma) \approx \gamma^2 - \frac{5}{6} \cdot \gamma^4 \quad (C.42)$$

Con la sustitución, la solución de γ se corresponde con la solución de una ecuación bicuadrada:

$$\gamma = \sqrt{\frac{3}{5} - \frac{3}{5} \cdot \sqrt{1 - \frac{5 \cdot RC^2 \cdot S \cdot \rho \cdot C_L}{3 \cdot m \cdot g}}} \quad (C.43)$$

TIEMPO DE VUELO DE ESCALADA

El tiempo de vuelo depende de la velocidad de escalada, es decir, del ratio de escalada RC , según la definición (C.27) es la componente vertical de la velocidad, y por lo tanto, se define también como la variación de la altura con el tiempo, quedando como definición general:

$$RC = \frac{dh}{dt} \Rightarrow t = \int_0^h \frac{1}{RC} \cdot dh \quad (C.44)$$

C.2.5 VUELO A POTENCIA CONSTANTE

Otra de las posibles estrategias de ascenso del UAV es volar a potencia constante, o lo que es lo mismo, a potencia máxima disponible. La aplicación de este método implica resolver ecuaciones algo más complejas, para encontrar una solución analítica, por tanto, para poder formular una solución analítica, es necesario suponer que las aceleraciones son despreciables, fácilmente comprobable evaluando (C.38) a diferentes alturas.

La estrategia de vuelo a potencia constante se basa en maximizar el ratio de ascenso en cada altura, buscando el óptimo se minimiza el tiempo de ascenso. En el siguiente apartado se comparan, de forma gráfica, ambos métodos de ascenso.

Para desarrollar las ecuaciones se utiliza nuevamente el sistema de ecuaciones de la sección C.2.3 del vuelo de escalada, ecuaciones (C.25) y (C.26).

Suponiendo las aceleraciones despreciables, las ecuaciones quedan:

$$T - D - m \cdot g \cdot \sin(\gamma) = 0 \quad (C.45)$$

$$L - m \cdot g \cdot \cos(\gamma) = 0 \quad (C.46)$$

Desarrollando idénticamente a como se realizó en el apartado C.2.3, la potencia de ascenso se puede expresar como:

$$P - \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot v^3 \cdot S \cdot C_D - m \cdot g \cdot v \cdot \sin(\gamma) = 0$$

$$P = \sqrt{\frac{2 \cdot (m \cdot g)^3}{\rho \cdot S \cdot C_L}} \cdot \frac{C_D}{C_L} + m \cdot g \cdot RC \quad (C.47)$$

La ecuación (C.47) resuelve de forma aproximada el ascenso del UAV en cualquier condición, idéntica a la ecuación (C.40), pero con menor precisión.

Con la condición de ascender a potencia constante, el único parámetro desconocido es el valor del ratio de escalada RC , por tanto, despejando la ecuación en función de RC :

$$RC = \frac{1}{m \cdot g} \left[P - \sqrt{\frac{2 \cdot (m \cdot g)^3}{\rho \cdot S \cdot C_L}} \cdot \frac{C_D}{C_L} \right] \quad (C.48)$$

A potencia constante, la energía consumida dependerá del tipo de vuelo, que está relacionado con la velocidad de escalada según la ecuación (C.44).

C.3 ANÁLISIS DE LAS DIFERENTES FORMAS DE ASCENSO

Para realizar una comparativa, se utilizan los datos del prototipo de UAV, cuyas características se detallan de forma rigurosa en el anexo A.

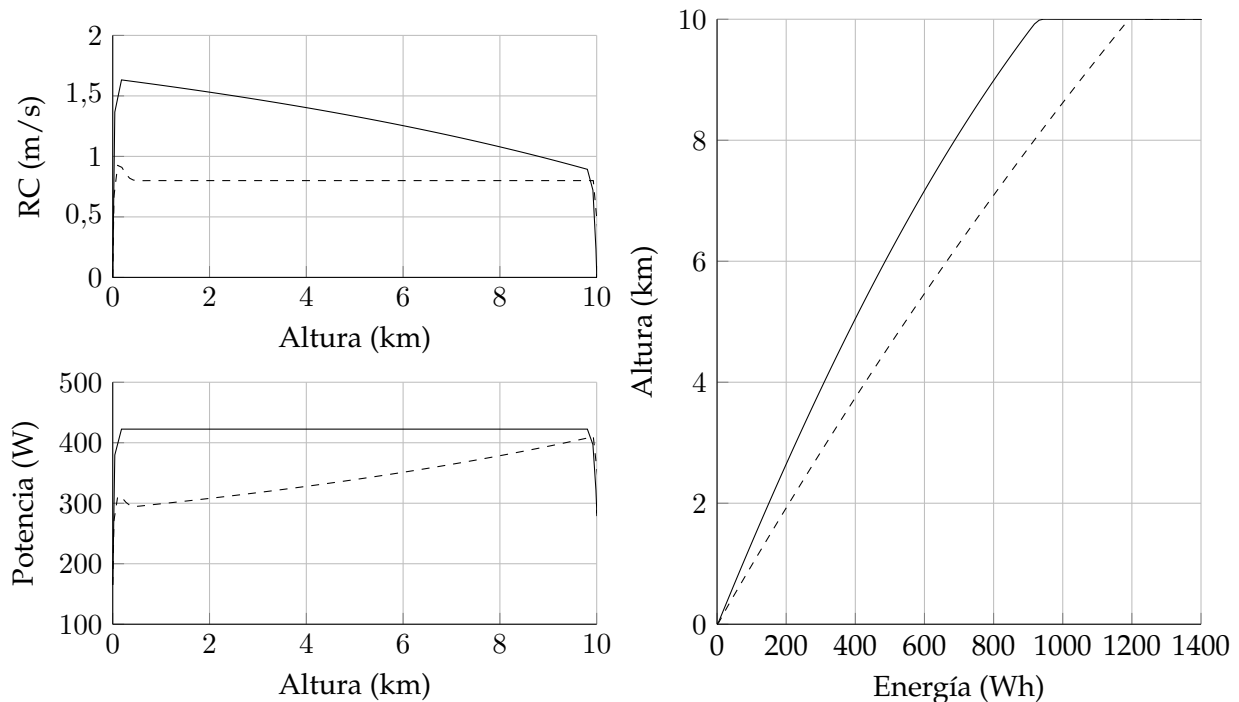


Figura C.10: Valor de RC en función de la altura, según el método de ascenso

El desarrollo de las ecuaciones de la sección C.2.3, y más concretamente en la figura C.9, muestra que para mantener constante el valor de la velocidad de escalada (RC), es necesario variar el ángulo de escalada, así como la velocidad de desplazamiento, modulando la potencia entregada. Y por tanto, si la potencia se mantiene fija, será necesario variar el valor de RC con la altura para mantener la condición de sustentación.

En la figura C.10 superior izquierda, se representan los ratios de escalada de los dos posibles métodos, en línea continua, la escalada a potencia constante y en línea de trazos para RC constante.

Cuando mantenemos la potencia constante, el valor de RC es el máximo posible en cada instante de tiempo, y por tanto, depende de la altura de vuelo, función de la densidad. Y por tanto, el valor del ángulo de escalada también es el máximo posible para cada altura.

La optimización de las condiciones de vuelo repercute en la energía consumida (representada en el gráfico derecho de la figura C.10): maximizando la velocidad de ascenso y los ángulos de ascenso, el tiempo de escada y el consumo de energía son mínimos, a pesar de utilizar una potencia media superior.

ANEXO D

COMPRESIBILIDAD DE LOS GASES REACTANTES

D.1 GASES IDEALES

La ley de los gases perfectos o ideales, también conocida como **Ley de Clapeyron** es una primera aproximación al comportamiento de los gases a diferentes condiciones de presión y temperatura.

Para obtener la ecuación del comportamiento de un gas se somete a diferentes condiciones de presión y temperatura midiendo el volumen del mismo.

De sucesivos experimentos se deduce que para presiones muy bajas ($P \rightarrow 0$), todos los gases se comportan de forma idéntica, según la relación:

$$R = \frac{P \cdot V_m}{T} = 8,314472 \cdot 10^{-3} \left(\frac{m^3 \cdot Pa}{K \cdot mol} \right) \quad (D.1)$$

Que recibe el nombre de constante universal de los gases perfectos.

Por lo tanto, la ecuación de los gases perfectos se puede escribir como:

$$P \cdot V_m = R \cdot T \quad (D.2)$$

Siendo V_m el volumen molar del gas ($m^3 \text{ mol}^{-1}$); P la presión (Pa) y T la temperatura (K).

Para presiones diferentes, la ecuación de los gases ideales no representa el comportamiento experimental de dichos gases. Y por tanto se proponen modificaciones y correcciones en el comportamiento.

D.2 GASES REALES

El modelo de los gases reales no es una única ecuación, son varios los modelos propuestos para la determinación de la densidad del gas a elevadas presiones.

Una de las primeras adaptaciones es la que **Van der Waals** plantea –en su tesis doctoral–. Un modelo más realista para los sistemas gaseosos para corregir las desviaciones de la ecuación de los gases ideales con respecto a las medidas empíricas.

Para aportar una solución realiza unas correcciones sobre el volumen y la presión, asumiendo que son debidas al posible error de medida sobre las condiciones reales del gas en el interior

del recipiente, debido a que en dichas condiciones reales, se ven modificados por la interacción del gas con las paredes, donde se frena el gas.

La ecuación de Estado planteada por *Van der Waals* se expresa como:

$$\left(P + \frac{a}{V_m^2}\right) \cdot (V_m - b) = R \cdot T \quad (\text{D.3})$$

Donde aparecen los parámetros a y b , característicos de cada gas.

	$a ((L^2 \cdot bar)/mol^2)$	$b (L/mol)$
Hidrógeno	0,24646	0,026665
Oxígeno	1,3820	0,031860

Tabla D.1: Constantes de la ecuación de estado de Van der Waals

El punto crítico de un gas es el punto en que las fases líquida y gaseosa están en equilibrio, es decir, el punto de presión y temperatura en el que sus densidades son idénticas. Desde los parámetros de Van der Waals, se puede definir el punto crítico de un gas como el que está en las condiciones de:

$$V_{m,c} = 3b \quad (\text{D.4})$$

$$P_c = \frac{a}{27b^2} \quad (\text{D.5})$$

$$T_c = \frac{8a}{27bR} \quad (\text{D.6})$$

Cada gas tendrá su punto crítico, que para el oxígeno y el hidrógeno se presenta en la tabla D.2, obtenidos de forma experimental, [173].

	$T_c (K)$	$P_c (bar)$	$V_{m,c} (L/mol)$
Hidrógeno	32,938	12,838	0,065
Oxígeno	154,58	50,427	0,076.4

Tabla D.2: Punto crítico del hidrógeno y el oxígeno

Una simplificación sobre la ecuación de Van der Waals es mediante las variables reducidas. Representando la ecuación de estado con lo que llamamos **variables reducidas** (P_r, V_r, T_r), definidas como:

$$P_r = \frac{P}{P_c} \quad (\text{D.7})$$

$$V_r = \frac{V}{V_c} \quad (\text{D.8})$$

$$T_r = \frac{T}{T_c} \quad (\text{D.9})$$

La ecuación de estado de los gases ideales para de tener seis variables a únicamente tres:

$$f(P, V_m, T, a, b, R) = 0 \rightarrow f(P_r, V_r, T_r) = 0 \quad (\text{D.10})$$

O lo que es lo mismo, sustituyendo sobre la ecuación de Van der Waals, se puede expresar el estado del gas como:

$$\left(P_r + \frac{3}{V_r^2}\right) \cdot (3 \cdot V_r - 1) = 8 \cdot T_r \quad (\text{D.11})$$

Esta ecuación (D.11) junto con el enunciado de la **Ley de los Estados Correspondientes**, que dice que “si colocamos el mismo número de moles de dos gases distintos a la misma presión reducida y temperatura reducida, tendrán el mismo volumen reducido”.

D.3 FACTOR DE COMPRESIBILIDAD

Sin embargo, la ecuación de *van der Waals* no es exacta con las observaciones experimentales, mucho mejor que el modelo de los gases ideales, pero la densidad del gas es menor que el valor experimental medido.

Para determinar una aproximación mejor, se definió el factor de compresibilidad z de un gas como la relación entre el volumen real y el volumen que tendría según la ecuación de los gases perfectos, es decir:

$$z = \frac{V_m}{V_{m,ideal}} = \frac{P \cdot V_m}{R \cdot T} \quad (\text{D.12})$$

De esta forma, utilizando la *Ley de los Estados Correspondientes* se determinó el **Diagrama de Compresibilidad Generalizado**, donde se pueden determinar el factor de compresibilidad de casi cualquier sustancia gaseosa conociendo su punto crítico, por medio de las variables reducidas.

La siguiente tabla (tabla D.3) ordena los factores de compresibilidad del oxígeno y del hidrógeno para diferentes presiones de almacenamiento de botellas a la temperatura ambiente (25 °C).

	200 bar	300 bar	350 bar	500 bar	700 bar
Hidrógeno	1,18	1,28	1,32	1,45	1,55
Oxígeno	0,95	0,99	1,03	1,16	1,38

Tabla D.3: Factor de compresibilidad del oxígeno y del hidrógeno gaseosos

Reordenando la ecuación (D.12) y teniendo en cuenta el peso atómico (A_{gas}) de cada uno de los gases, se puede determinar el volumen específico –inversa de la densidad– para cada uno de los gases para las presiones típicas de almacenamiento.

$$V_e = \frac{z \cdot R \cdot T}{P \cdot A_{gas}} \quad (\text{D.13})$$

	200 bar	300 bar	350 bar	500 bar	700 bar
Hidrógeno	14,03 g/l	18,91 g/l	21,72 g/l	27,82 g/l	36,43 g/l
Oxígeno	271,75 g/l	391,16 g/l	438,63 g/l	556,39 g/l	654,76 g/l

Tabla D.4: Densidad de almacenamiento para el oxígeno y el hidrógeno a presión

D.3. FACTOR DE COMPRESIBILIDAD

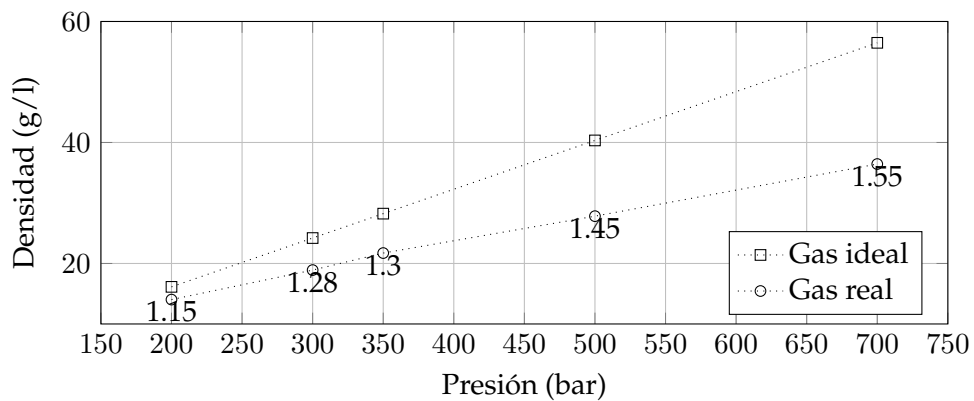


Figura D.1: Compresión del hidrógeno como gas real y como gas ideal

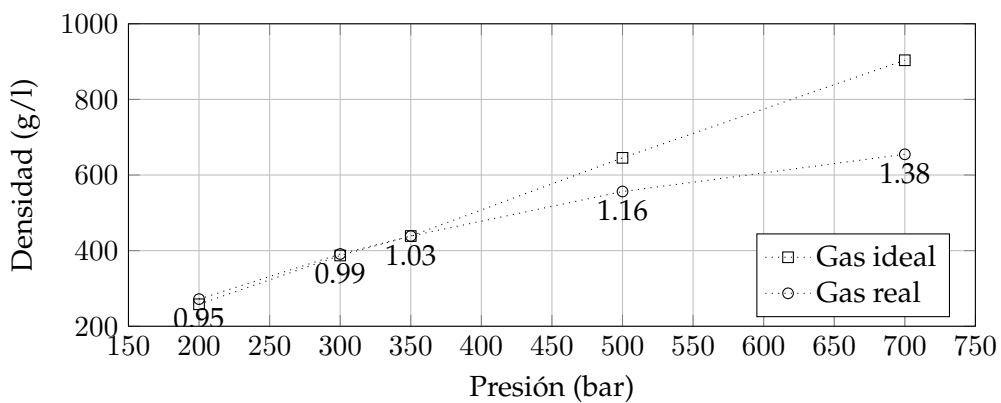


Figura D.2: Compresión del oxígeno como gas real y como gas ideal

ANEXO E

MEMBRANA POLIMÉRICA DE ALTA
TEMPERATURA



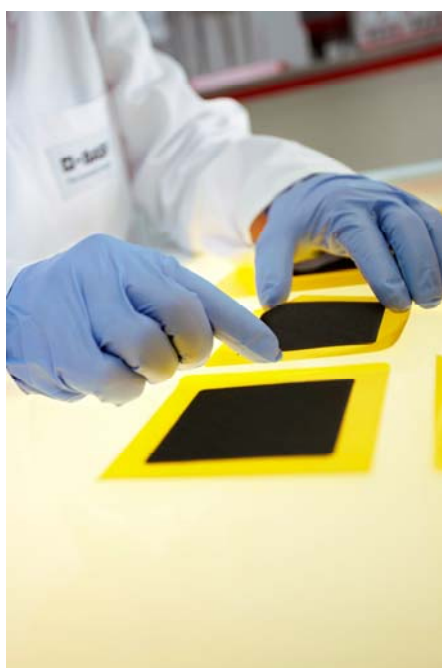
The Chemical Company

Celtec[®]-P Series

Membrane Electrode Assembly

Technical Information Brochure

Status: August 2010



BASF Fuel Cell

Dr. Carsten Henschel

BNB/F – M 505

D-67056 Ludwigshafen

Germany

Fon +49 621 60 47866

Fax +49 621 60 66 47866

carsten.henschel@basf.com

Table of Contents

0. Disclaimer	3
1. Introduction to Celtec-P Technology	4
2. Sealing and gasket materials.....	4
3. Recommended bipolar plate materials	5
4. Cell assembly with Celtec [®] -P MEA	6
5. Recommended operating conditions	7
6. MEA performance	13
7. MEA life time.....	16
8. Characteristics of Celtec [®] -P PBI/H ₃ PO ₄ system.....	17
9. Start and stop behavior of Celtec [®] -P MEAs	19
10. Failure inducing operating conditions	20

0. Disclaimer

This document is intended to provide some initial guidance to BASF FUEL CELL customers on how to best use the Celtec[®]-P high temperature MEA in a PEM fuel cell system. The document provides certain data and estimates with regard to MEA properties and MEA performance. The data and estimates provided are subject to risks, uncertainties and assumptions that could cause actual results to differ materially from the data and estimates provided in this document.

BASF FUEL CELL does not assume any liabilities and does not provide any warranties in regard to the data and estimates provided in this document. BASF FUEL CELL does not assume any obligation to update this document on a regular basis, but will strive to provide its customers with the most recent data and estimates as these become available through the BASF FUEL CELL laboratories.

1. Introduction to Celtec-P Technology

The Celtec-P Membrane Electrode Assembly (MEA) is the first commercially available high temperature membrane electrode assembly for polymer electrolyte membrane (PEM) fuel cells. It is a unique technology with specific characteristics:

- Membrane based on high temperature polymer PBI and phosphoric acid
- Operating temperature between 120 °C and 180 °C
- High CO tolerance
- No humidification necessary
- Long-term stability

The Celtec-P MEA enables fuel cell stack and system developers to realize new technologies with many advantages such as simple gas reformation, no water management and simple temperature control. However, the elevated operating temperature, and the unique characteristics of the MEA require some modifications on the stack and system side that should be considered by our customers.

This manual is intended to support BASF FUEL CELL' customers in developing a competitive fuel cell system based on the Celtec-P MEA.

2. Sealing and gasket materials

The gasket material must be temperature stable up to approximately 200°C and resist some degree of contact with phosphoric acid. Perfluorinated materials, e.g. PTFE and its derivatives like FEP or PFA are able to meet these requirements. The gaskets available at BASF FUEL CELL work as hard-stop and protect the membrane against over-compression (see also chapter 'Cell Assembly'). When soft, rubbery gasket materials, e.g. perfluorinated elastomers like Viton[®] are used, additional hard-stops are required for compression control. Hard-stops may also be integrated into the bipolar plate.

Fuel cell	Gasket recommendation
Small MEA, active area up to approximately 250cm ²	flat gaskets (e.g. PFA) with both hard-stop and sealing function, see fig. 1
Large MEA, active area larger than 250cm ²	Hard-stops (integrated in BPP or flat gasket) combined with soft gasket o-ring (e.g. Viton [®])

When using gaskets with both hard-stop and sealing functions, it is important that the material keeps its original thickness in order to provide a constant gap between the bipolar plates. When selecting different gasket materials, creep testing under elevated temperatures and realistic mechanical loading is recommended. High temperature hard-stop gaskets for Celtec-P MEAs in customized size and shape can be purchased from BASF FUEL CELL.

3. Recommended bipolar plate materials

In a Celtec-P based PEM fuel cell the bipolar plates (BPP) are exposed to harsh conditions of high temperature and phosphoric acid contact. Selection of appropriate materials is therefore essential.

Graphite composite based bipolar plates:

In general, graphite composite plates are resistant to corrosion and - if they contain high temperature resistant polymer binder - they are also well suited for applications at elevated temperatures. Please contact BASF FUEL CELL for material recommendations and contact with composite BPP developers.

Metal based bipolar plates:

If metal based bipolar plates are preferred, special measures must be taken to ensure adequate protection against chemical and electrochemical corrosion. For example, thin gold coatings protect the plates. More cost effective solutions are in development at BPP suppliers. Please contact BASF FUEL CELL for contact with metal BPP developers.

Flow field design

In fuel cells operating in a temperature range from 120°C to 180°C the flow field design is not as critical compared with that of low-temperature fuel cells, since the cells are never operated in a two-phase flow regime (only gases are supplied to and removed from the cell). However, both the channel width and depth of the flow field channel should be at least 400µm in order not to be blocked by the soft, woven GDL material.

Gas inlets should be designed in parallel direction to the channels (not perpendicular to the MEA) in order to avoid hot-spot formation.

4. Cell assembly with Celtec[®]-P MEA

The Celtec-P MEA needs a well defined compression ratio for cell assembly in order to reach proper performance. It is important to understand that the membrane is mechanically sensitive and must not be exposed to major pressure. The MEA compression in the stack should be controlled by **hard-stops** (cell-gaskets) forcing a defined gap between the plates. Significant mechanical loading shall not be applied on the electrode area. Hard-stops or cell-gasket materials have to be assembled with a gap of at least 1 mm to the electrode as shown in figure 1.

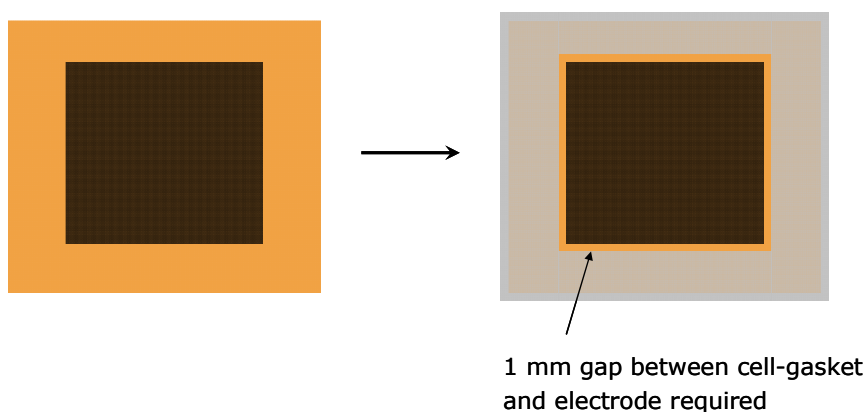


Fig. 1: Cell assembling with a hard-stop gasket as provided by BASF FUEL CELL

4.1 MEA compression in fuel cell

The MEA compression in the fuel cell is determined by the thickness of the hard-stops. In the case of Celtec-P1000 MEA, the overall hard-stop thickness needs to be 80% of the original MEA thickness with a tolerance of $\pm 5\%$. Each hard-stop on both the cathode and anode side shall be 40% of the original MEA thickness.

Calculation of cell-gasket thickness

Example for a set-up as shown in fig.2:

Original thickness of MEA $d_{\text{MEA}} = 1000\mu\text{m}$

Cell-gasket thickness $d_{\text{gaskets}} = 800\mu\text{m}$

$d_{\text{anode gasket}} = 400\mu\text{m}$

$d_{\text{cathode gasket}} = 400\mu\text{m}$

4.2 Failure modes from MEA compression issues

When subjected to an inappropriate compression ratio, failures in MEA performance are almost always observed. If the MEA is over-compressed, electrical short circuits occur to cause a significant drop in the open circuit voltage (OCV), although normal performance is maintained at moderate and higher current densities. If the MEA is under-compressed, the OCV remains high but the slope of the current-voltage curve corresponds to the higher internal resistance due to insufficient electrical contact of the GDL with the bipolar plate.

5. Recommended operating conditions

5.1. Characteristics of PBI / phosphoric acid MEAs

PBI/phosphoric acid MEAs like Celtec-P are designed for application at elevated temperatures. While a low temperature PEM membrane like Nafion[®] has a temperature constraint due to its need of liquid water for conductivity, Celtec-P MEAs use phosphoric acid as an electrolyte. Phosphoric acid conducts protons at operating

temperatures beyond the boiling point of water and without external humidification. The phosphoric acid is strongly associated to the PBI membrane matrix and this retains the acid in place and reduces acid vapor pressure and thus acid evaporation. However, contact to liquid water must be avoided since liquid water would slowly leach out the electrolyte. Operating the cell at low temperatures (lower than 100°C) would allow formation of liquid product water at the cathode and irreversibly damage the MEA (see fig. 2).

For stack and system design it is required to use an external heat source during system start-up to achieve operating temperature. The heat can be provided by thermal combination of the stack and the reformer or, when pure hydrogen is the fuel, from a catalytic burner.

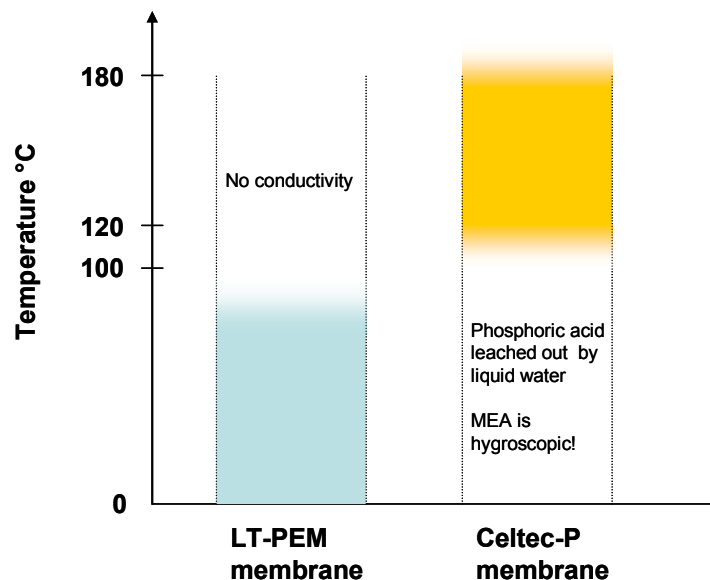


Fig. 2: Operating temperature range of Celtec-P MEAs compared to low temperature PEM materials, e.g. Nafion®. Celtec-P must not be operated at low temperature since liquid water will leach electrolyte.

It is important to recognize that the **MEA is hygroscopic**. If the MEA is exposed to humid air at low temperatures, water is taken-up and the diluted phosphoric acid may tend to partially wash out and migrate within the MEA or to the plate channels. To protect the hygroscopic membrane after removal from the shipping package, the MEA needs to be stored in a dry environment until cell or stack assembly. When the cell or stack is shut down or otherwise not in use, it must be sealed to the ambient air.

In contrast to liquid water, steam is tolerated by the Celtec-P MEA and does not cause significant acid loss. The performance under humidified conditions, fig. 3, shows the robustness of the MEA with respect to water content.

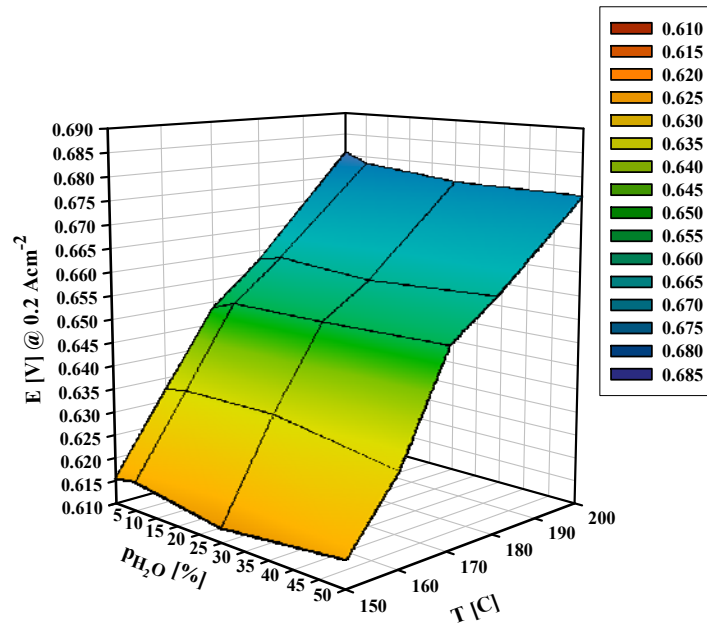


Fig. 3: Data surface of Celtec-P1000 MEA performance under humidified anode gases, based on a dry fuel with 75% H_2 , 24% CO_2 , 1% CO . Humidification does not significantly influence the cell voltage, provided that humidity cannot condense to liquid phase water.

5.2 Operating temperature

Celtec-P MEAs can be operated at temperatures between 120 and 180°C. The lower temperature limit at 120°C is given to avoid formation of *liquid* water. With increasing temperature performance improves, but the high temperature also accelerates certain degradation modes, e.g., carbon corrosion on the cathode, membrane defects and material problems with bipolar plate and sealing. The upper temperature limit of 180°C is given by a trade-off between performance benefits and degradation penalty.

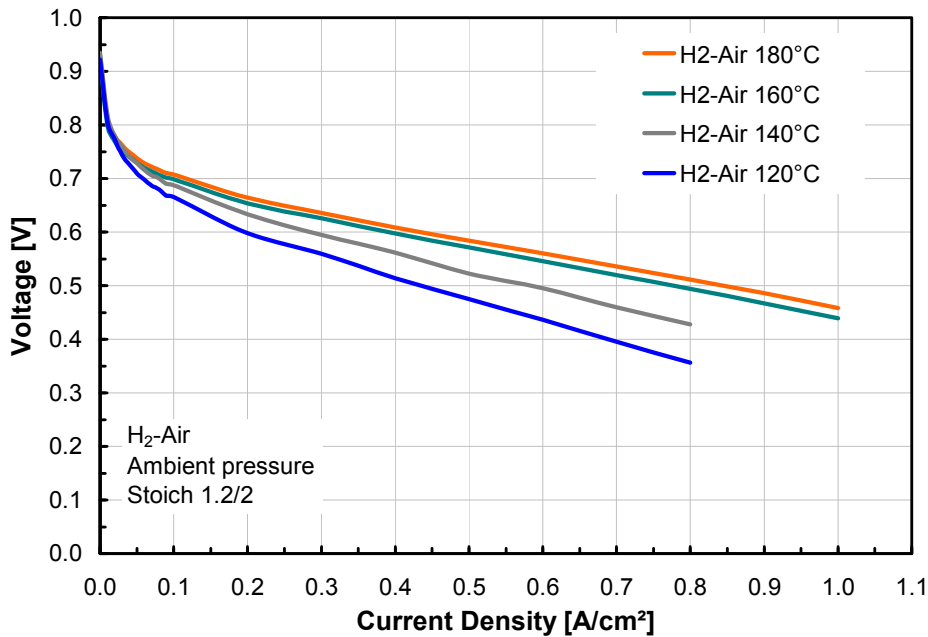


Fig. 4: Typical Celtec-P1000 MEA performance at different temperatures. Improved kinetics on the cathode is a critical parameter for the performance increase with the temperature.

5.3 Fuel and air stoichiometry

Anode

Recommended fuel utilization is 83% or lower (this corresponds to fuel stoichiometry of 1.2 or higher). For higher fuel utilizations the design requirements for the gaskets, flow fields and bipolar plates in the stack (tolerances, sealing, small leaks etc.) are very demanding and may lead to anode fuel starvation.

Cathode

Recommended air utilization is between 25% and 50% (corresponds to air stoichiometry between 4 and 2).

5.4. Tolerance of fuel impurities

Carbon monoxide (CO)

Due to the elevated operating temperature, the CO tolerance of Celtec-P is far superior to conventional low temperature fuel cells. An impression of the CO

tolerance as a function of cell temperature is given in Fig. 5. The graph proposes operating the cell between 160-180°C at a CO concentration of approximately 1%. Higher CO concentration is possible with a technically mature heat management, e.g., 170-180°C and 3% CO. A stack temperature of 190°C can be a peak temperature, but is not recommended for longer operation. It should be recognized that the lower temperature limit for re-starting the stack also depends on the selected CO concentration.

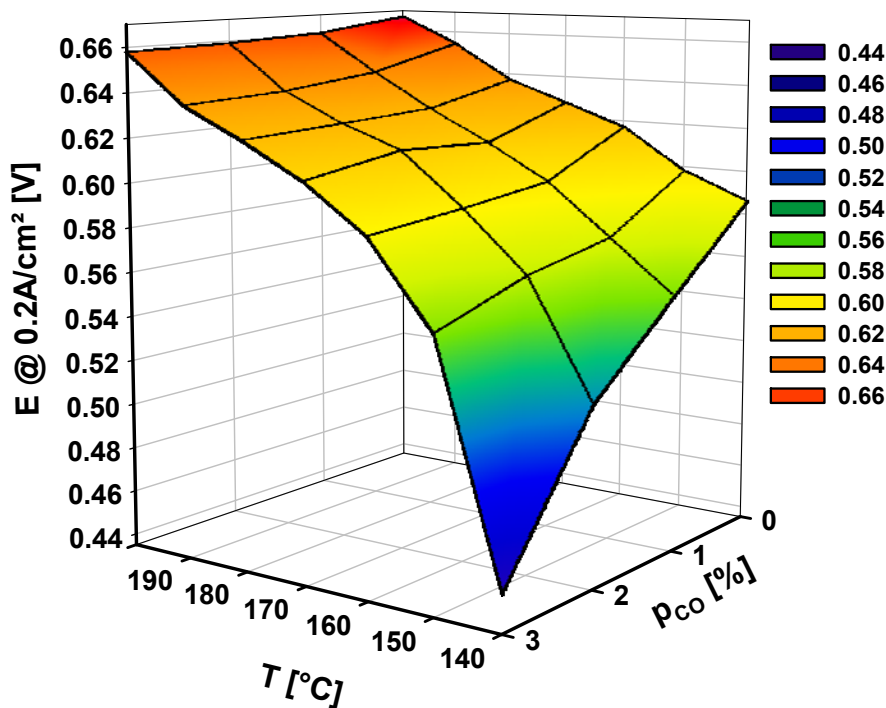


Fig. 5: Data surface of CO Tolerance of Celtec-P as a function of temperature, based on reformat with 60% H_2 , 17% H_2O , balance CO_2 and CO concentrations between 0-3% (0-30,000 ppm). Please note the interaction between CO tolerance and operating temperature window (see text).

Methanol impurities

In a methanol steam reformer, one specific poison for the fuel cell is methanol itself, especially when the reformer is directly connected to the stack. Depending on the steam to methanol ratio and the methanol conversion under operating conditions of the reformer, so called 'methanol-slip' may raise the methanol content to about 5% in the fuel gas. Thus, Fig. 6 demonstrates that methanol impurities have no major impact on performance of Celtec-P1000 MEAs.

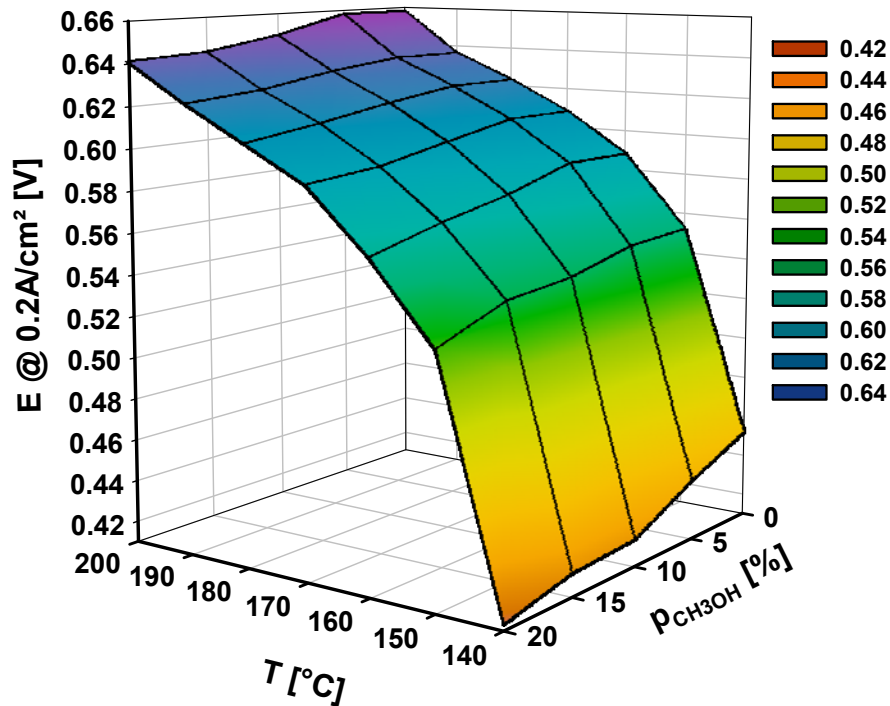


Fig. 6: Influence on methanol impurities in steam reformat on Celtec-P1000 performance. Moderate amounts of methanol, e.g., 5%, cause only minor losses at typical operating temperatures. Reformat with 60% H₂, 17% H₂O, 3% CO, balance CO₂ and 0-20% methanol partial pressure.

Sulfur impurities (H₂S)

Celtec-P1000 MEAs tolerate up to 10 ppm H₂S in reformat as well as in pure hydrogen. More than 1000 hours of stable operation in ongoing tests with 5ppm H₂S in reformat containing 60% H₂, 2% CO and water and CO₂ was demonstrated.

6. MEA performance

6.1 Performance reference data

The key benefit of the Celtec-P1000 MEA is good performance using reformat with high CO concentration, conditions ensuring failure of a low temperature MEA. As an example, reference data at moderate operating temperature are shown in fig. 7, where power densities up to 0.3 W/cm² are realized using steam reformat with 1% CO and typical operating conditions (> 0.5 V).

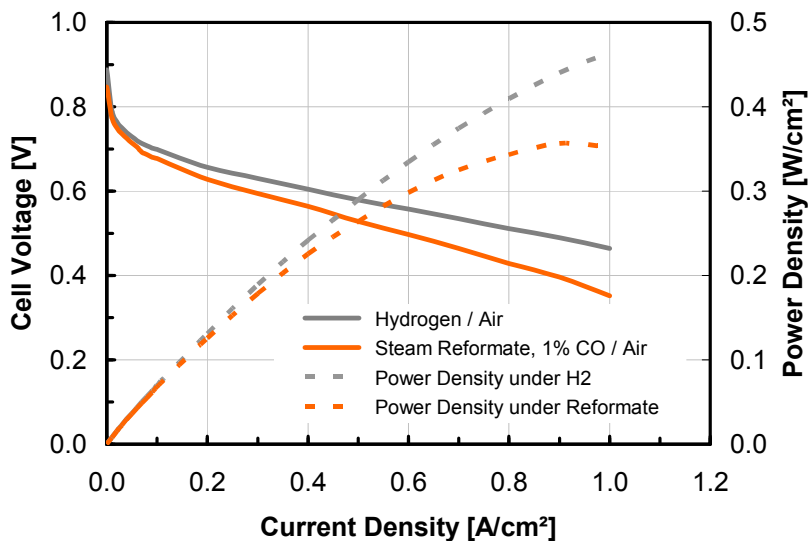


Fig. 7: Celtec-P1000 performance and power density at 160°C. Average data of 50 cm² single cells, ambient pressure, anode $\lambda=1.2$, cathode $\lambda=2.0$, reformat 70% H₂, 29% CO₂, 1%CO.

In the following, test results under different operating conditions are described in more detail:

6.2 Cell operation with oxygen vs. air

Using a fuel stream of pure hydrogen, the influence of the cathode gas composition is demonstrated in fig. 8. The cell was operated with pure oxygen and air at 160°C and 180°C, respectively. The oxygen gain is determined to be approximately 80 mV at 0.2 A/cm² with a slight increase at higher current densities (see fig. 8). Higher values may indicate air distribution and leakage issues on the cathode side.

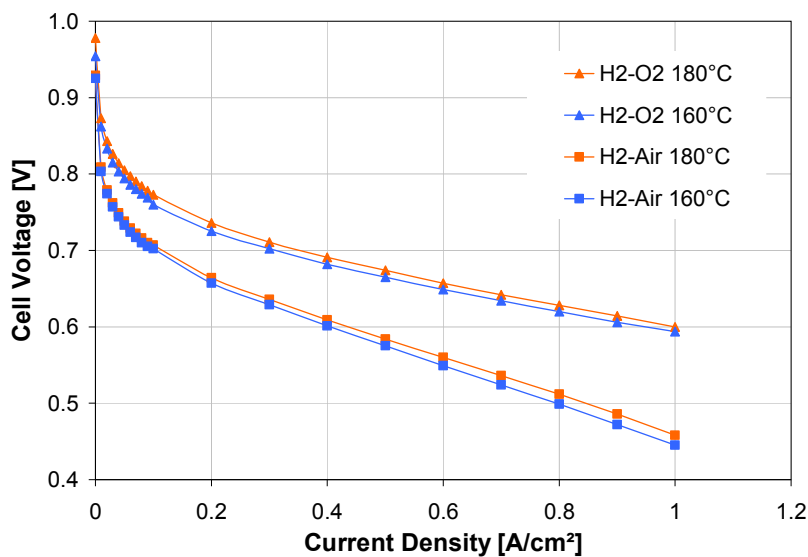


Fig. 8: Performance of Celtec-P1000 under pure oxygen and air. Stoichiometry anode/cathode 1.2/2 for H₂-Air and 1.2/9.5 for H₂-O₂.

6.3 Elevated pressure conditions

Test results at different pressures will be included in this brochure in the near future.

6.4 Performance with typical synthetic reformat types

Reformat from methanol steam reformer

Typical performance characteristics for Celtec-P1000 MEAs in reformat operation are shown in fig. 9. In contact with CO, temperature has a larger impact on performance than it does when pure hydrogen is used.

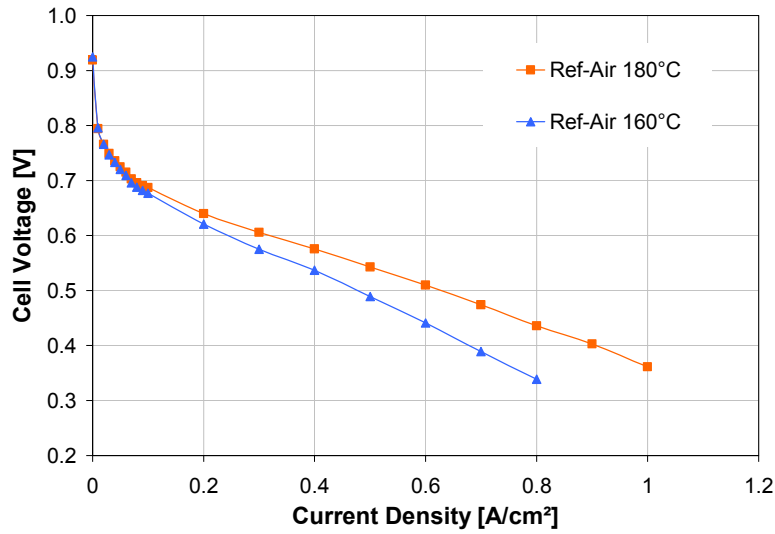


Fig.9: Typical performance of Celtec-P1000 under steam reformate with 70% H_2 , 1% CO , 29% CO_2 , stoichiometry 1.2/2 for H_2 -Air).

Reformate from natural gas ATR reformer

In fig. 10 typical performance data are shown for Celtec-P1000 MEAs using a low hydrogen partial pressure reformate fuel.

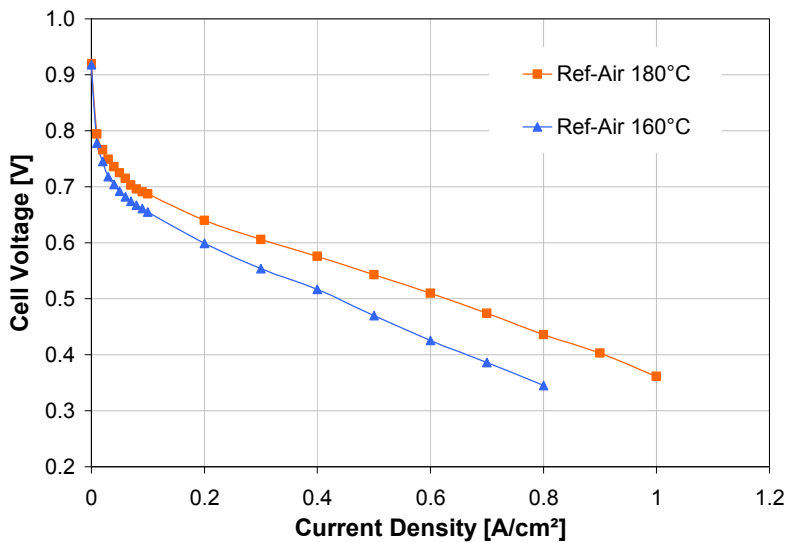


Fig. 10: Typical performance of Celtec-P1000 ATR reformate with low hydrogen content: 35% H_2 , 12% CO_2 , 0.2% CO , 53% N_2 , stoichiometry of anode/cathode 1.2/2.

7. MEA life time

7.1 Life time under pure hydrogen

The currently demonstrated life time of Celtec-P1000 is 20,000 hours determined in a single cell test. The cell is operated at constant load at 0.2 A/cm² at a temperature of 160°C. The average voltage drop is lower than 6 μ V/h and demonstrates the feasibility of Celtec-P1000 material for long term operation.

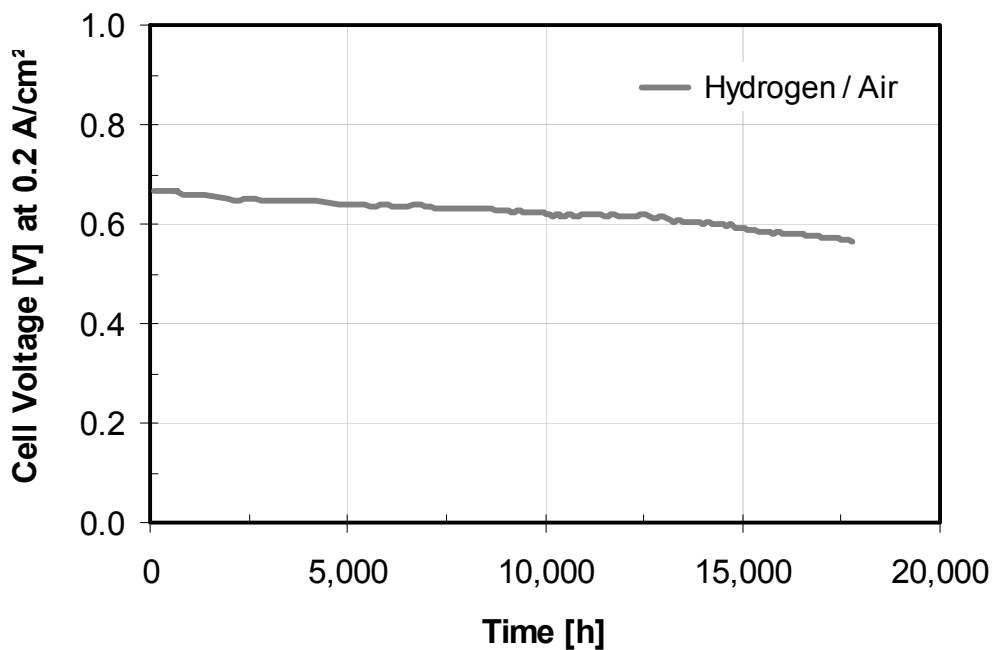


Fig. 11: Life time test of Celtec-P1000, 50 cm² single cell, ambient pressure, 160°C, anode $\lambda=1.2$, cathode $\lambda=2.0$.

Considerable life-time testing under cell conditions specified by customers is performed at BASF FUEL CELL. This includes operation under wet reformate, load and temperature cycling as well as start/stop cycling. In a 3300 hours steam reformate test at 170°C and under cycling conditions the average voltage drop was determined to be 20-25 μ V/h. Work is in progress at BASF FUEL CELL to further improve this performance.

8. Characteristics of Celtec[®]-P PBI/H₃PO₄ system

The Celtec-P membrane consists of concentrated phosphoric acid associated in a polybenzimidazole immobile gel phase. The high proton conductivity of Celtec-P is enabled without external cell humidification over the full range of operating temperatures.

8.1 How are sufficient amounts of H₃PO₄ maintained in the membrane/MEA?

Because of the strong chemical interaction between the basic polymer PBI and phosphoric acid, the PBI polymer acts similar to a super-absorber for the electrolyte and, in fact, the gel membrane appears dry even when the membrane acid content is more than 90%. Nevertheless, the association between PBI and H₃PO₄ is of a hydrogen-bonding nature so that the electrolyte can still be washed out by excessive contact with liquid water. Due to the special manufacturing process at BASF FUEL CELL, the Celtec-P MEA type contains a sufficient amount of electrolyte to provide long cell life-time despite small acid loss from evaporation.

8.2 Phosphoric acid loss rates during MEA operation

As temperature increases within the range of 120°C to 180°C, the partial pressure of the phosphoric acid will slowly increase leading to finite evaporation rate of the electrolyte. Small amounts of phosphoric acid in the gas phase are transported with the product water and the excess gases out of the fuel cell. The typical acid loss rates as a function of temperature are illustrated in the fig. 12. Based on these loss rates and the known amount of acid in the MEA/membrane, a lifetime of more than 40,000 hours for the Celtec-P MEA can be calculated. Thus, acid loss under recommended operating conditions is not a critical parameter for performance stability. Note the minor amount of escaping phosphoric acid vapor may be safely vented to the atmosphere or easily trapped within the fuel cell appliance if so desired.

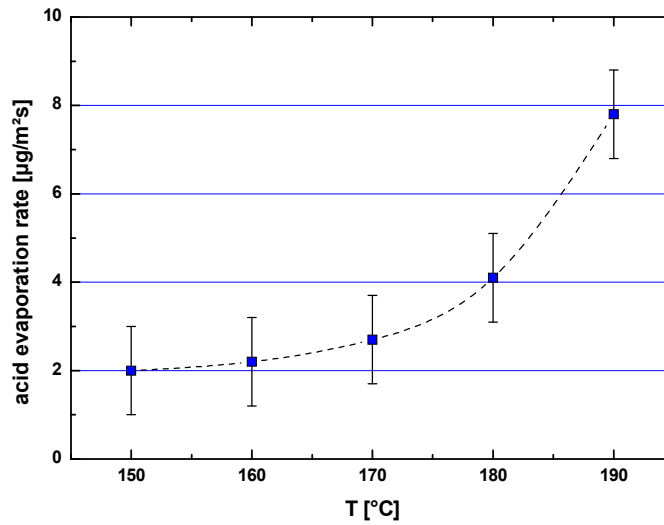


Fig. 12: Phosphoric acid evaporation rate as a function of temperature. Within the recommended operating temperature range acid evaporation is not a critical failure mode.

8.3 Typical H₂ crossover rates under operating conditions

Under correct cell assembling conditions, the membrane of Celtec-P1000 shows low cross-over rates for hydrogen. Typical values in 50 cm² test cells are below 2 mA/cm² at a differential pressure of 0.5 bar. However, over-compression during cell assembling as well as temperatures beyond 180°C can cause membrane defects and negatively affect the gas cross-over rate. In the case of low OCV or gas cross-over issues, please contact BASF FUEL CELL for technical support.

8.4 Typical cell resistances

In 50cm² single cells with graphite flow field plates, the Ohmic cell resistance is typically in the range of 70 to 100 mΩcm² deduced from current interrupt or 10kHz high-frequency measurements. Higher values typically indicate high contact resistances between the bipolar plate and the GDL and can be decreased with a higher MEA compression ratio. The membrane of Celtec-P 1000 shows a high protonic conductivity. Thus, unusually high cell resistances are not caused by this membrane.

9. Start and stop behavior of Celtec[®]-P MEAs

Although the detailed elaboration of start-/stop-procedures for fuel cells with Celtec-P1000 MEAs is still in progress and the subject of continuous research, the current status shall be described here in brief. Depending on the conditions start/stop can cause minor losses. Inappropriate cycling conditions may drastically increase those effects.

Summary of most important aspects during start/stop:

- Do not draw current at temperatures lower than 120°C (liquid water conditions).
- To avoid water condensation, always keep the ports of the stack closed during storage or at temperatures lower than 120°C. The MEA is **hygroscopic!**
- During shut-down, product water on the cathode side can be evaporated due to high air flow. In the ideal case purging with dry inert gases can drive out all condensable water, but this is not available for most applications.
- Combination of high temperature and high potential (e.g. OCV) accelerates degradation of the cathode. A small current density instead of OCV during start-up and shut-down can improve stability.
- Bipolar plates and sealing material can be affected by temperature cycling and imitate failure of the MEA.

9.1 Detailed description: Procedure for shut down/start up

The currently best start-/stop procedure for Celtec-P1000 MEAs can be summarized as follows.

- **START:** Heat up fuel cell up to 70°C (using an external heat source) and start fuel and air flow through the fuel cell. After reaching 120°C, a small current (10mA/cm²) should be drawn until desired operating temperature is reached. The load can then be adjusted as required.

- **STOP:** Switch off load and purge both anode and cathode compartment with nitrogen or another inert gas. Close all gas inlets and outlets to avoid water condensation from humid air, then cool down fuel cell. Alternatively, instead of N₂, just maintain the fuel and air atmosphere under otherwise identical conditions and, in any case, close the gas inlets and outlets.

Start/Stop behavior of Celtec-P1000 can be influenced by a variety of parameters, such as water condensation, gas humidification, and cathode catalyst and carbon oxidation. Furthermore, failures are possible due to bipolar plates (bending or fracture) and sealing materials (damage in the contact area of gasket and MEA). With regard to the MEA, the most important causes for start/stop loss is acid migration due to condensed water, gas transport issues due to carbon corrosion on the cathode and damage or dissolution of the catalyst. Note that operation temperature generally is the most important factor influencing MEA stability. Detailed investigations of start/stop behavior are ongoing at BASF FUEL CELL. Early data suggest the Celtec-P1000 MEA suffers start/stop loss, depending on the conditions, between 0.1 and 2.0 mV/stop. A procedure to minimize start/stop loss shall be elaborated in the near future. In addition, a new generation of MEA, *Celtec-P2000*, with increased chemical stability of the cathode catalyst will be introduced soon.

BASF FUEL CELL will provide further recommendations and technical support on the issue of cell loss on cycling upon request.

10. Failure inducing operating conditions

10.1 MEA over- and under-compression in cell/stack

As mentioned in section 4, the correct compression of the MEA in the fuel cell is very important. If the MEA is compressed less than 15% based on the initial MEA thickness, typically the contact resistance between bipolar plate and MEA increase resulting in a higher Ohmic drop and lower cell performance.

When the MEA is compressed more than 25% based on its initial thickness, the unfavorable result can be increased fuel crossover due to (local) thinning of the membrane and electrical shortcuts. Additionally, due to the over-compression of the MEA the mass transport properties of the electrodes can be negatively affected.

10.2 Storage of MEAs and stacks

It is important to take into account that the MEA is **hygroscopic**. If the MEA is exposed to humid air at low temperatures, it takes up water to dilute the phosphoric acid in the catalyst layer. The consequence is that the acid is partially washed out or at least migrates within the MEA. After opening the water impermeable package containing the MEA, the stack must be assembled as quickly as possible in a low humidity atmosphere. In stored stacks, the ports must be closed. During operation and on cool-down, ports are closed when the cell or stack reaches a temperature of about 120°C.

10.3 Operation at cell potentials above 0.8 V

Cell potentials above 0.8 V should be avoided particularly at operating temperature range, 120°C to 180°C. These high cell potentials induce electrochemical corrosion of the carbon materials in the cathode, leading to irreversible cathode degradation. During the cathode corrosion process, the hydrophobicity of the cathode decreases concomitant with enhanced electrolyte penetration resulting in significantly increased mass transport resistance.

10.4 Operation in the presence of liquid water

The presence of *liquid* water must be avoided. Operating the MEA outside the recommended temperature (120°C to 180°C) in the presence of liquid water will lead to slow dilution and leaching of the phosphoric acid from the catalyst layer and eventually from the membrane. When operating the cell under pressurized conditions, it should be recognized that liquid phase water can be formed even at temperatures higher than 120°C. A higher operating temperature may be required.

10.5 Operation under fuel or air starvation

Fuel or air starvation leads to irreversible degradation of the MEA, since the individual electrode potentials will change significantly to maintain the current. This can result not only in the reversal of the cell potential (negative cell potential), but also to very fast corrosion processes on both anode and cathode. Note that especially on the anode side, very low stoichiometry ≤ 1.1 often leads to fuel starvation problems, when in a single cell or stack the gas distribution is not absolutely homogeneous. Additionally, even small leaks through the gaskets on the

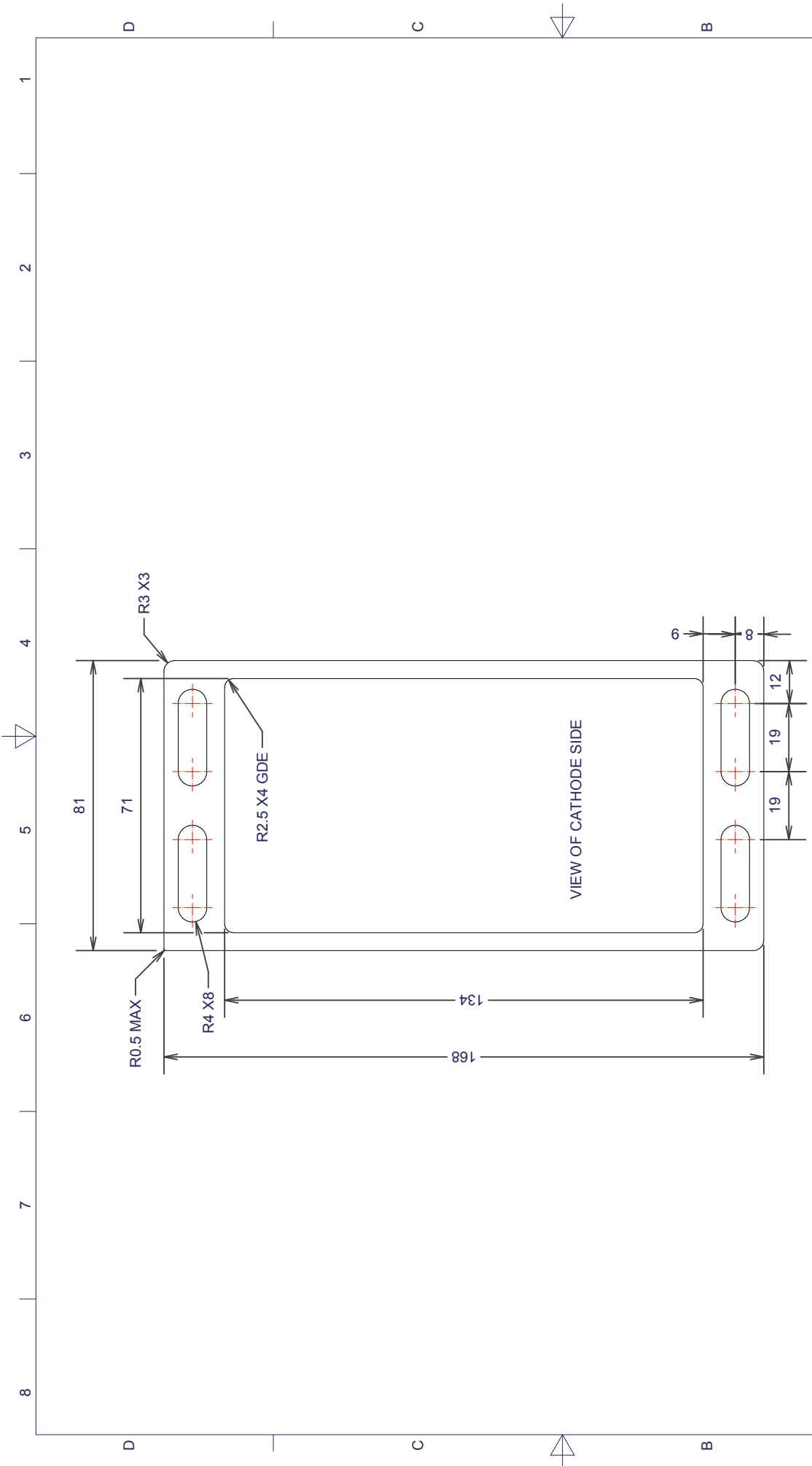
anode may reduce the hydrogen concentration to values typically observed where the cell/stack is effectively operated in a dead-end mode.

10.6 Operation outside the allowed temperature range

The recommended temperature range for the Celtec-P1000 MEA is 120°C to 180°C. Operating the MEA below 120°C may lead to formation of liquid water and the irreversible degradation of the MEA.

Operation at temperatures above 180°C results in increased degradation rates, since currently the materials used in the Celtec-P1000 MEA are designed only up to the specified temperature of 180°C.

With respect to long-term operation, we strongly recommend an operation in the temperature range between 120 and 160 °C.



MEMBRANE-ELECTRODE-ASSEMBLY

Notes:

- 1- Membrane Size Equal to GDE size.
- 2- All dimensions are in millimeters (mm) unless otherwise noted.
- 3- All square corners are R0.5 MAX unless otherwise noted.
- 4- GDE: 134mm x 71mm = 0.009514 m²
- 5- Active Area: 81.28 cm²

Dimensions in millimeters (mm)
Tolerance +/- 0.5mm
unless otherwise specified.

Author	CH	Name	
Check		Date	Mar.5.2012
Approved			
CAD FORMAT : autodesk inventor		THIRD ANGLE PROJECTION	
CAD FILE :		DWG No	

BASF
The Chemical Company

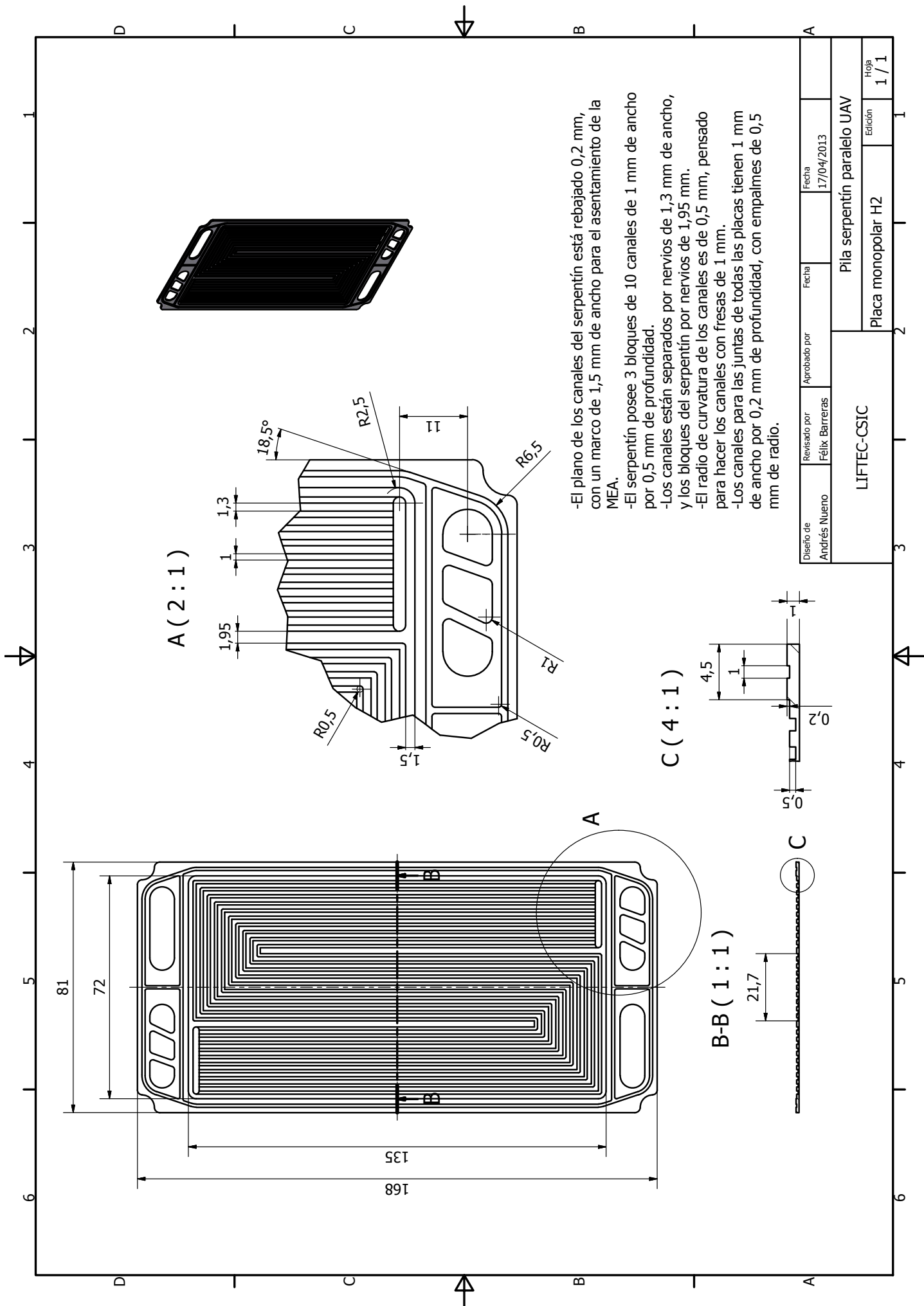
BASF Fuel Cell Inc.
39 Veronica Ave.
Somerset, NJ-08873.
USA

BASF 81.Enymotion T5R3
Celtec (R) P MEA

1 / 1
Custom Size (inches)

ANEXO F

PLANOS DE LAS PLACAS DEL STACK



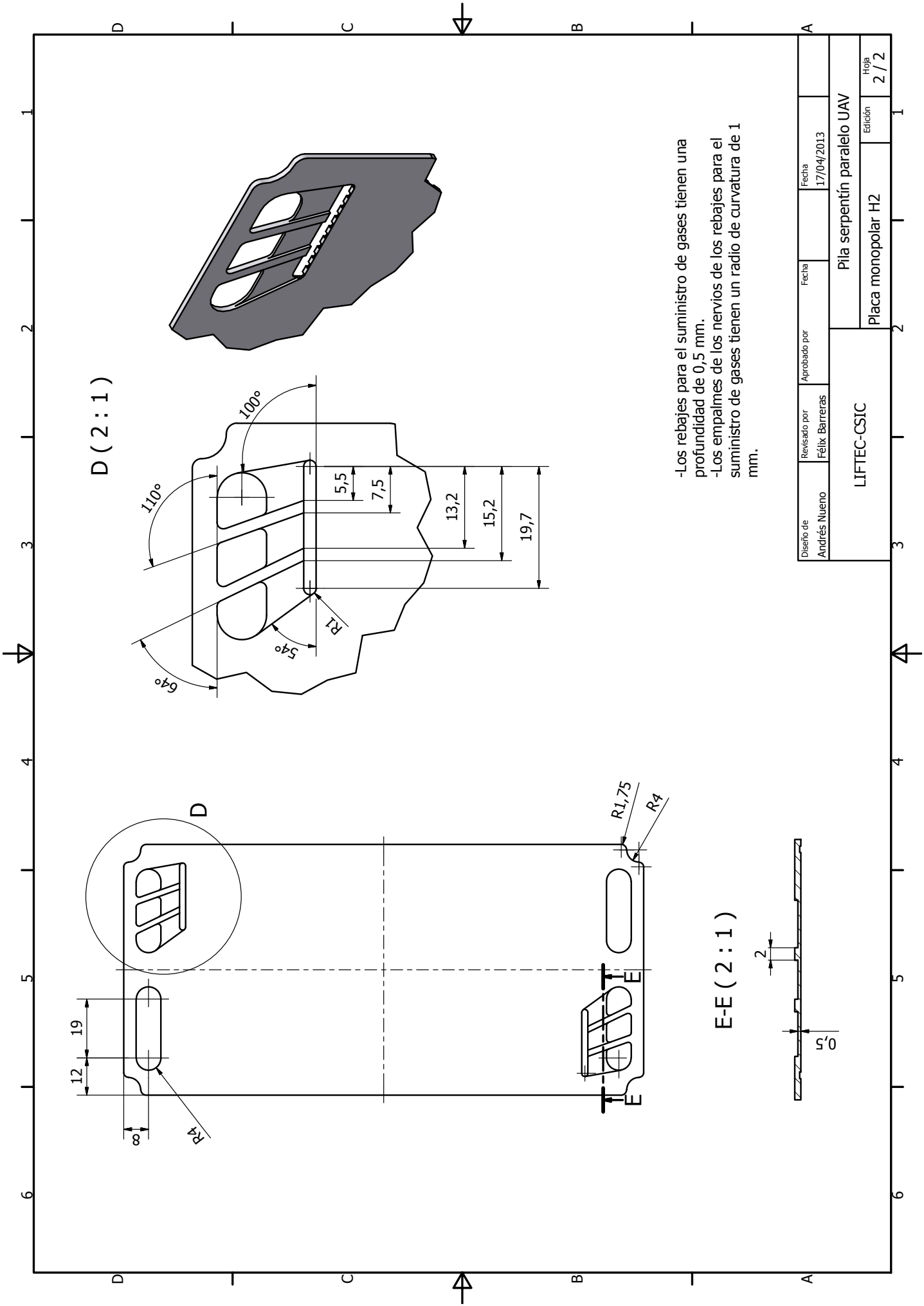
A (2 : 1)

C (4 : 1)

B-B (1 : 1)

- El plano de los canales del serpentín está rebajado 0,2 mm, con un marco de 1,5 mm de ancho para el asentamiento de la MEA.
- El serpentín posee 3 bloques de 10 canales de 1 mm de ancho por 0,5 mm de profundidad.
- Los canales están separados por nervios de 1,3 mm de ancho, y los bloques del serpentín por nervios de 1,95 mm.
- El radio de curvatura de los canales es de 0,5 mm, pensado para hacer los canales con fresas de 1 mm.
- Los canales para las juntas de todas las placas tienen 1 mm de ancho por 0,2 mm de profundidad, con empalmes de 0,5 mm de radio.

Diseño de Andrés Nuero	Revisado por Félix Barreras	Aprobado por	Fecha 17/04/2013
LIFTEC-CSIC		Pila serpentín paralelo UAV	
		Placa monopolar H2	
			Hoja 1 / 1

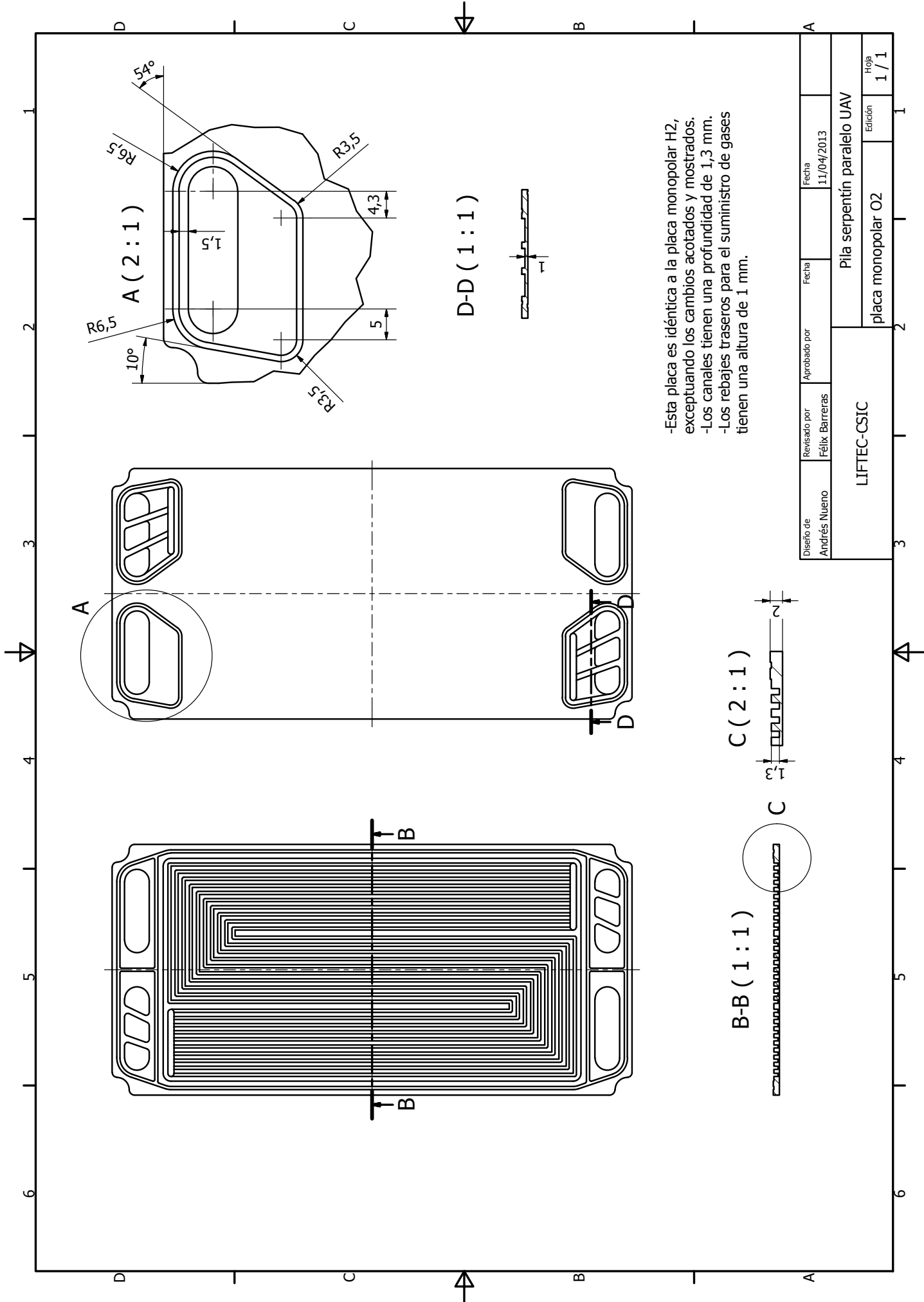


D (2 : 1)

E-E (2 : 1)

-Los rebajes para el suministro de gases tienen una profundidad de 0,5 mm.
 -Los empalmes de los nervios de los rebajes para el suministro de gases tienen un radio de curvatura de 1 mm.

Diseño de Andrés Nuño	Revisado por Félix Barreras	Aprobado por	Fecha 17/04/2013
LIFTEC-CSIC		Pila serpentin paralelo UAV	
		Placa monopolar H2	
			Hoja 2 / 2



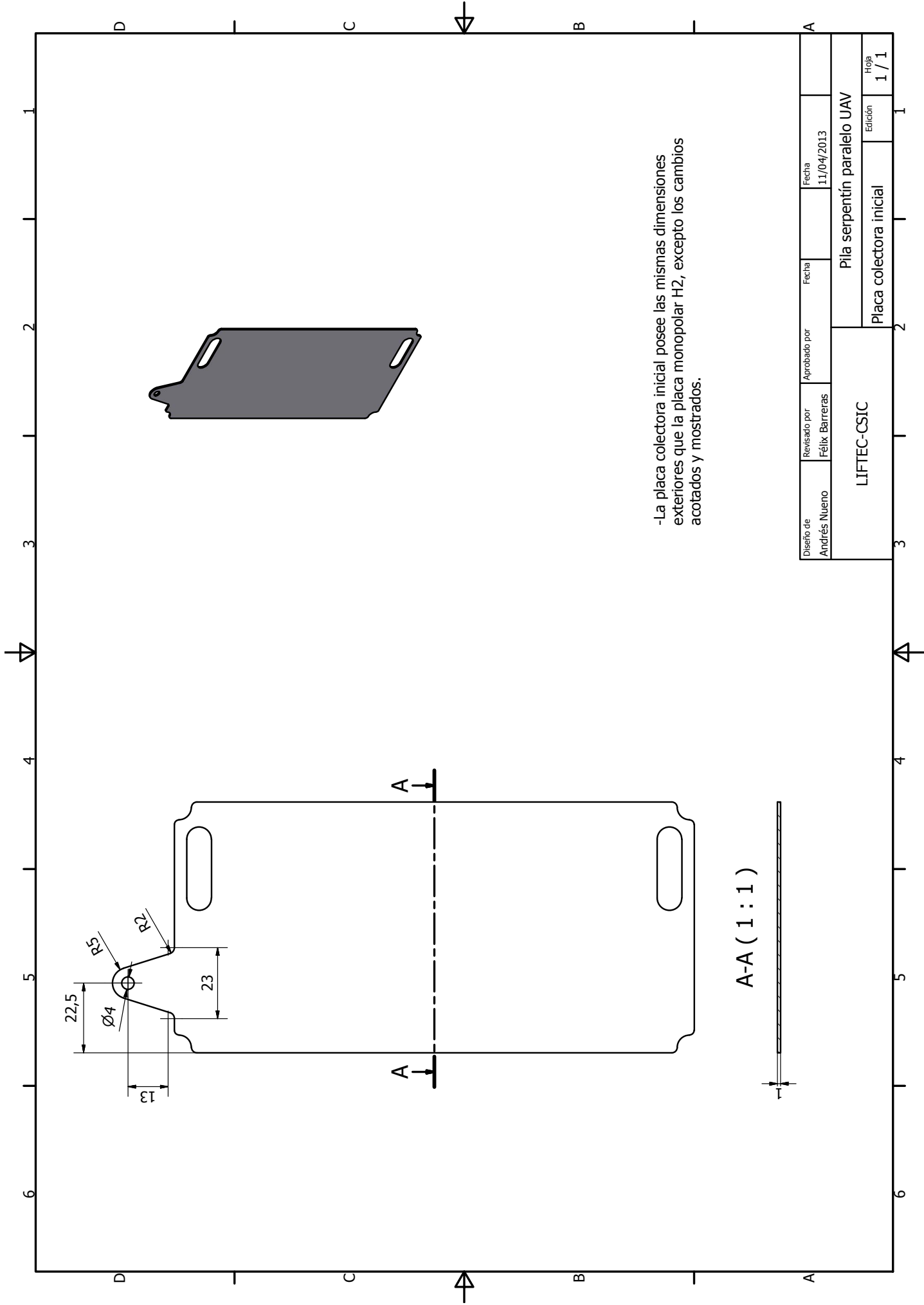
D-D (1 : 1)

B-B (1 : 1)

C (2 : 1)

-Esta placa es idéntica a la placa monopolar H2, exceptuando los cambios acotados y mostrados.
 -Los canales tienen una profundidad de 1,3 mm.
 -Los rebajes traseros para el suministro de gases tienen una altura de 1 mm.

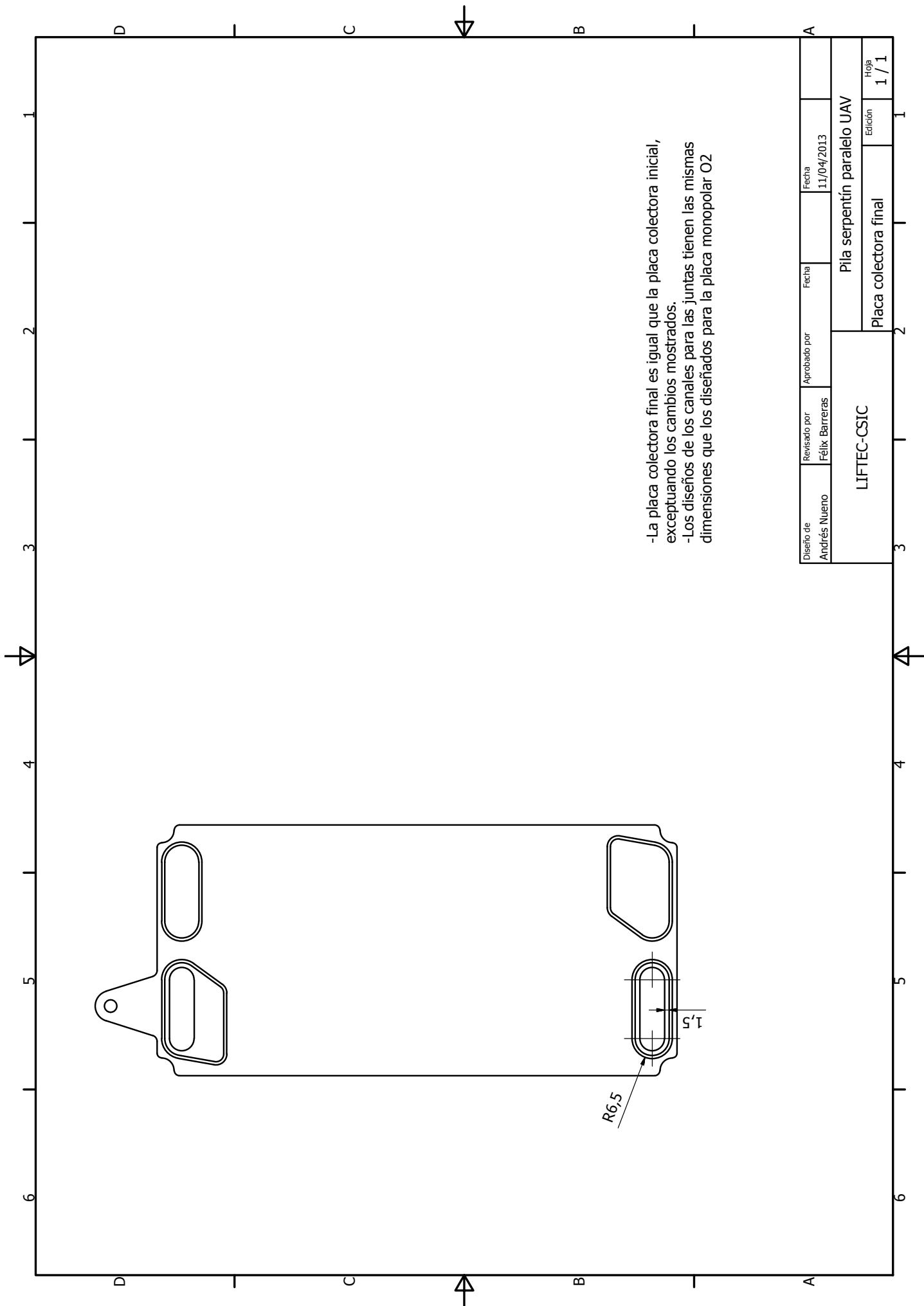
Diseño de Andrés Nuño	Revisado por Félix Barreras	Aprobado por	Fecha 11/04/2013
LIFTEC-CSIC		Pila serpiente paralelo UAV	
		placa monopolar O2	
			Edición 1 / 1



-La placa colectora inicial posee las mismas dimensiones exteriores que la placa monopolar H2, excepto los cambios acotados y mostrados.

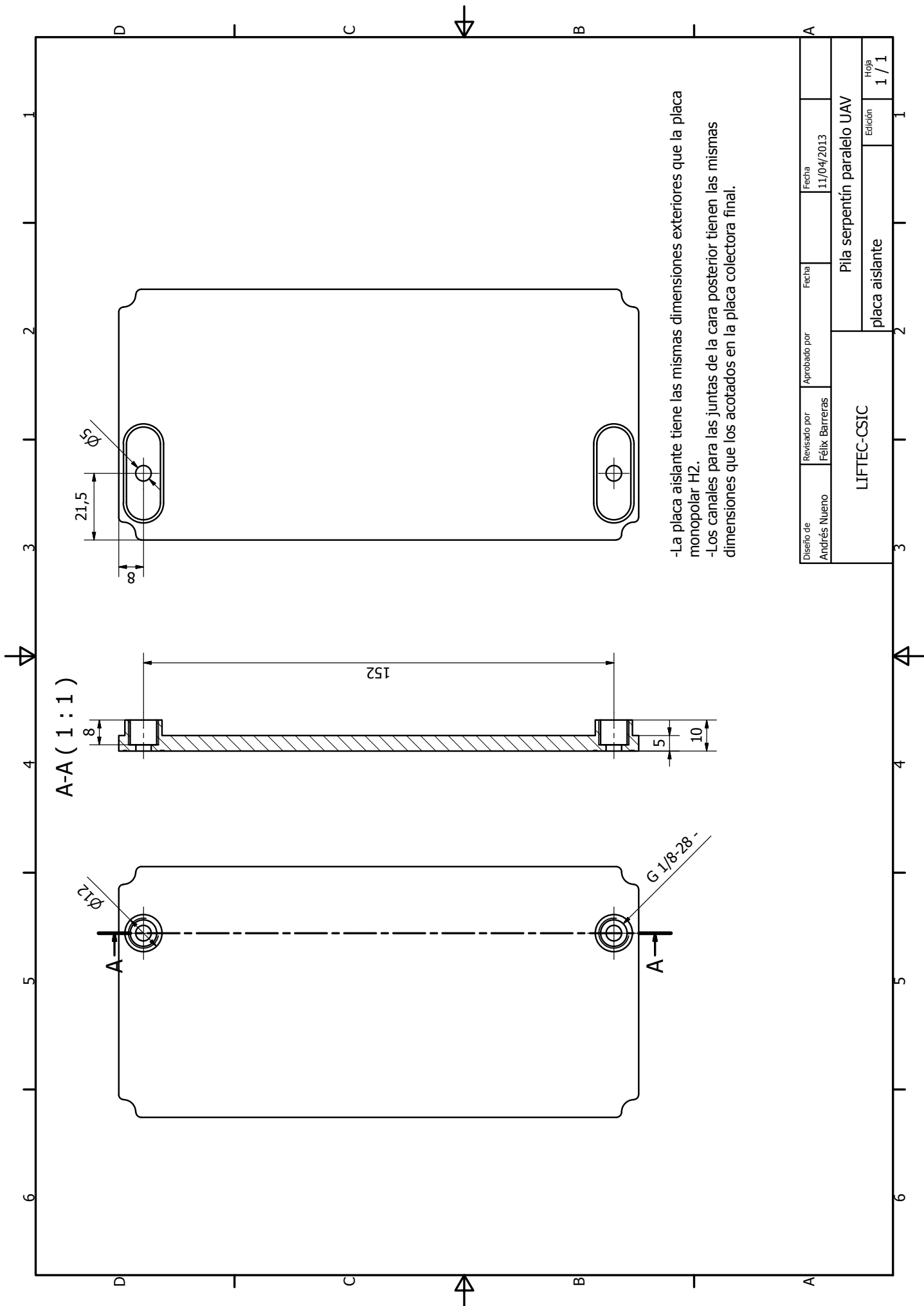
Diseño de Andrés Nuño	Revisado por Félix Barreras	Aprobado por	Fecha 11/04/2013
LIFTEC-CSIC		Pila serpiente paralelo UAV	
		Placa colectora inicial	Edición 1 / 1

A-A (1 : 1)



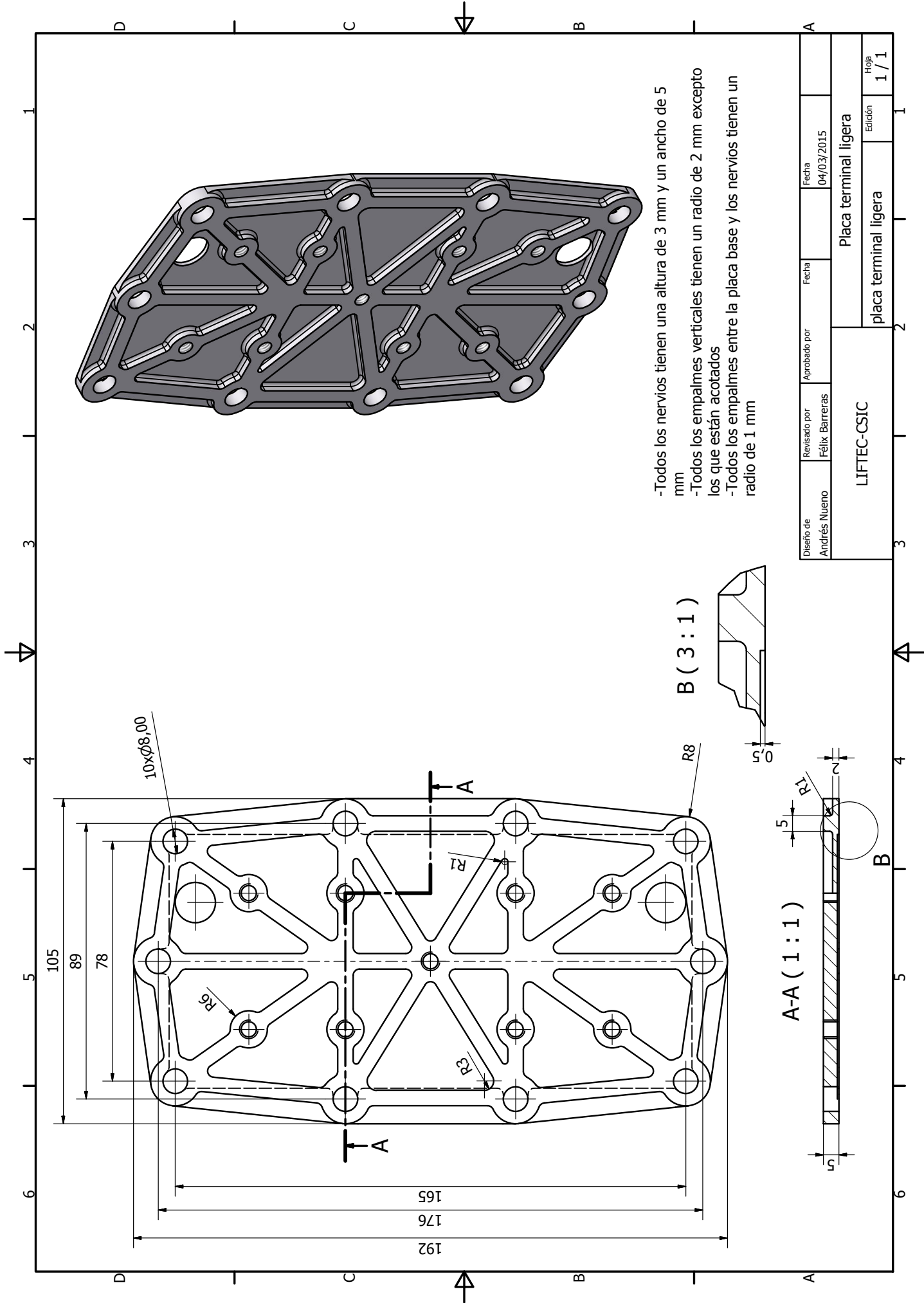
-La placa colectora final es igual que la placa colectora inicial, exceptuando los cambios mostrados.
 -Los diseños de los canales para las juntas tienen las mismas dimensiones que los diseñados para la placa monopolar O2

Diseño de Andrés Nuño	Revisado por Félix Barreras	Aprobado por	Fecha 11/04/2013
LIFTEC-CSIC		Pila serpiente paralelo UAV	
		Placa colectora final	
			Edición 1 / 1



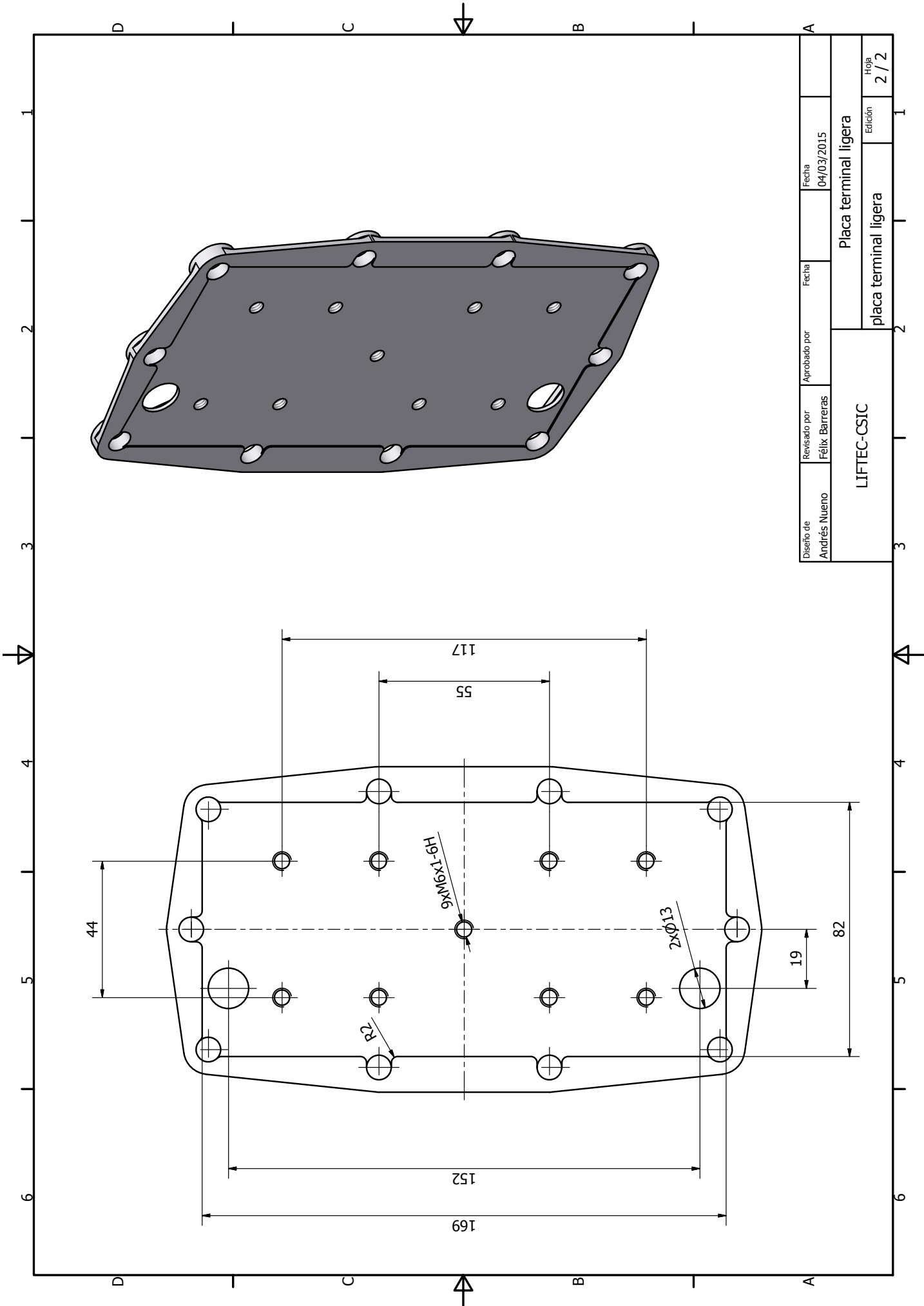
-La placa aislante tiene las mismas dimensiones exteriores que la placa monopolario H2.
 -Los canales para las juntas de la cara posterior tienen las mismas dimensiones que los acotados en la placa colectora final.

Diseño de Andrés Nuño	Revisado por Félix Barreras	Aprobado por	Fecha 11/04/2013
LIFTEC-CSIC		Pila serpiente paralelo UAV	
		placa aislante	
			Hoja 1 / 1



- Todos los nervios tienen una altura de 3 mm y un ancho de 5 mm
- Todos los empalmes verticales tienen un radio de 2 mm excepto los que están acotados
- Todos los empalmes entre la placa base y los nervios tienen un radio de 1 mm

Diseño de Andrés Nuero	Revisado por Félix Barreras	Aprobado por	Fecha 04/03/2015	Placa terminal ligera	
LIFTEC-CSIC				Edición 1 / 1	Hoja 1 / 1



Diseño de Andrés Nuño	Revisado por Félix Barreras	Aprobado por	Fecha 04/03/2015
LIFTEC-CSIC		Placa terminal ligera	
		placa terminal ligera	Hoja 2 / 2

REFERENCIAS

- [1] J. Rifkin, *La economía del hidrógeno*, Editorial Paidós Ibérica, 2007.
- [2] D. S. Lee, G. Pitari, V. Grewe, K. Gierens, J. E. Penner, A. Petzold, M. J. Prather, U. Schumann, A. Bais, T. Berntsen *et al.*, "Transport impacts on atmosphere and climate: Aviation", *Atmospheric Environment*, vol. 44, no. 37, pp. 4678–4734, 2010.
- [3] J. Roskam and C.-T. E. Lan, *Airplane aerodynamics and performance*. DARcorporation, 1997.
- [4] B. Khandelwal, A. Karakurt, P. R. Sekaran, V. Sethi, and R. Singh, "Hydrogen powered aircraft: the future of air transport", *Progress in Aerospace Sciences*, vol. 60, pp. 45–59, 2013.
- [5] A. J. Colozza, *Hydrogen storage for aircraft applications overview*. National Aeronautics and Space Administration, Glenn Research Center, 2002.
- [6] K. E. Aifantis, S. A. Hackney, and R. V. Kumar, *High energy density lithium batteries: materials, engineering, applications*. John Wiley & Sons, 2010.
- [7] B. Scrosati and J. Garche, "Lithium batteries: Status, prospects and future", *Journal of Power Sources*, vol. 195, no. 9, pp. 2419–2430, 2010.
- [8] A. S. Gohardani, G. Doulgeris, and R. Singh, "Challenges of future aircraft propulsion: A review of distributed propulsion technology and its potential application for the all electric commercial aircraft", *Progress in Aerospace Sciences*, vol. 47, no. 5, pp. 369–391, 2011.
- [9] K. Graage, "Energy supply unit on board an aircraft", Oct. 2 2001, US Patent 6,296,957.
- [10] J. S. Langford III, "Aircraft propulsion system using air liquefaction and storage", Apr. 21 1992, US Patent 5,106,035.
- [11] G. Konrad and A. Lamm, "Auxiliary power unit for an aircraft", Sep. 17 2002, US Patent 6,450,447.
- [12] D. E. Long, "High altitude reconnaissance platform", Oct. 6 1987, US Patent 4,697,761.
- [13] A. C. Hoffman, I. Hansen, R. Beach, R. Plencner, R. Dengler, K. Jefferies, and R. Frye, "Advanced secondary power system for transport aircraft", NASA Scientific and Technical Information Office, Tech. Rep. 1985.
- [14] D. L. Daggett, S. Eelman, and G. Kristiansson, "Fuel cell APU for commercial aircraft", in *AIAA/ICAS International Air and Space Symposium and Exposition, OH, July, 2003*.

- [15] P. van Blyenburgh, "UAVs-current situation and considerations for the way forward", DTIC Document, Tech. Rep., 2000.
- [16] R. Austin, *Unmanned aircraft systems: UAVs design, development and deployment*. John Wiley & Sons, 2011, vol. 54.
- [17] M. Bento, "Unmanned aerial vehicles: An overview", *Inside GNSS*, vol. 3, no. 1, pp. 54–61, 2008.
- [18] V. P. McConnell, "Military UAVs claiming the skies with fuel cell power", *Fuel Cells Bulletin*, vol. 2007, no. 12, pp. 12–15, 2007.
- [19] K. Lee, "Development of unmanned aerial vehicle (UAV) for wildlife surveillance", Ph.D. dissertation, University of Florida, 2004.
- [20] Z. Sarris and S. Atlas, "Survey of UAV applications in civil markets", in *IEEE Mediterranean Conference on Control and Automation*, 2001, p. 11.
- [21] T. J. Gross, A. J. Poche Jr, and K. C. Ennis, "Beyond demonstration: the role of fuel cells in DoD's energy strategy", DTIC Document, Tech. Rep., 2011.
- [22] "Aerovironment's unmanned aircraft achieves record flight", *Fuel Cells Bulletin*, vol. 2007, no. 8, pp. 8 –, 2007.
- [23] R. E. Rocheleau, "Final technical report: Fuel cell stack testing and durability in support of Ion Tiger UAV", US Office Management and Budgetary, Tech. Rep. 2007.
- [24] T. H. Bradley, B. A. Moffitt, D. N. Mavris, and D. E. Parekh, "Development and experimental characterization of a fuel cell powered aircraft", *Journal of Power Sources*, vol. 171, no. 2, pp. 793–801, 2007.
- [25] G. D. Rhoads, N. A. Wagner, B. Taylor, D. Keen, and T. H. Bradley, "Design and flight test results for a 24 hour fuel cell unmanned aerial vehicle", in *Proceedings of the 8th Annual International Energy Conversion Engineering Conference, July*, 2010, pp. 25–28.
- [26] T. Kim and S. Kwon, "Design and development of a fuel cell-powered small unmanned aircraft", *International Journal of Hydrogen Energy*, vol. 37, no. 1, pp. 615–622, 2012.
- [27] C. Herwerth, C. Chiang, A. Ko, S. Matsuyama, S. B. Choi, M. Mirmirani, D. Gamble, R. Paul, V. Sanchez, A. Arena *et al.*, "Development of a small long endurance hybrid PEM fuel cell powered UAV", SAE Technical Paper, Tech. Rep., 2007.
- [28] Z. Goraj, A. Frydrychiewicz, and J. Winiecki, "Design concept of a high-altitude long-endurance unmanned aerial vehicle", *Aircraft Design*, vol. 2, no. 1, pp. 19–44, 1999.
- [29] M. Bailey and M. Bower, "High altitude solar power platform", NASA Scientific and Technical Information Office, Tech. Rep., 1992.
- [30] J.W. Youngblood, T.A. Talay, and R.J. Pegg, "Design of long-endurance unmanned airplanes incorporating solar and fuel cell propulsion", NASA Scientific and Technical Information Office, Tech. Rep., 1984.
- [31] W. H. Phillips, "Some design considerations for solar-powered aircraft", NASA Scientific and Technical Information Office, Tech. Rep., 1980.

- [32] "Aerovironment flies world's first hydrogen powered plane", *Fuel Cells Bulletin*, vol. 2005, no. 9, pp. 2 – 3, 2005.
- [33] J. meeting, "NATO UAS classification guide. september NATO UAS classification guide." OTAN, Tech. Rep., Septiembre 2009.
- [34] T. H. Bradley, *Modeling, design and energy management of fuel cell systems for aircraft*. ProQuest, 2008.
- [35] B. A. Moffitt, T. H. Bradley, D. E. Parekh, and D. Mavris, "Design and performance validation of a fuel cell unmanned aerial vehicle", in *44th AIAA Aerospace Sciences J. Meeting and Exhibit*, 2006, pp. 9–12.
- [36] T. H. Bradley, B. A. Moffitt, D. E. Parekh, and D. N. Mavris, "Flight test results for a fuel cell unmanned aerial vehicle", in *Proceedings of the 45th AIAA Aerospace Sciences J. Meeting and Exhibit*, 2007, pp. 8–11.
- [37] J. P. Dunn, "Fuel cell powered electric aircraft", May 27 2003, US Patent 6,568,633.
- [38] J. B. Heywood, *Internal Combustion Engine Fundamentals*. McGraw-Hill, 1988, vol. 930.
- [39] K. Nakajima, K. Shinoda, and K. Onoda, "Experiments on effects of atmospheric conditions on the performance of an automotive gasoline engine", SAE Technical Paper, Tech. Rep., 1969.
- [40] W. W. Pulkrabek, *Engineering fundamentals of the internal combustion engine*. Prentice Hall, 2004.
- [41] I. S. Organization, "Reciprocating internal combustion engines. Part 1: standard reference conditions, declarations of power, fuel and lubricating oil consumptions, and test methods". Geneva, Switzerland, Tech. Rep., 1995.
- [42] A. I. Carmona, *Aerodinámica y actuaciones del avión*. Editorial Paraninfo, 2004.
- [43] D. P. Raymer *et al.*, *Aircraft design: a conceptual approach*. American Institute of Aeronautics and Astronautics, 1999.
- [44] D. Howe, *Aircraft conceptual design synthesis*. John Wiley & Sons, 2000.
- [45] M. Cook, *Flight Dynamic Principles*.
- [46] B. Etkin and L. D. Reid, *Dynamics of flight: stability and control*. John Wiley & Sons, 1982.
- [47] J. L. Boiffier, *The dynamics of flight: The equations*. John Wiley & Sons, 1998.
- [48] W. Stender, *Sailplane weight estimation*. Organisation Scientifique et Technique Internationale du vol à Voile, 1969.
- [49] D. W. Hall and S. A. Hall, "Structural sizing of a solar powered aircraft", *US. NASA contractor report*, 1984.
- [50] A. J. Colozza, *Effect of power system technology and mission requirements on high altitude long endurance aircraft*. National Aeronautics and Space Administration, 1994.

- [51] A. Noth, "Design of solar powered airplanes for continuous flight", Ph.D. dissertation, Autonomous Systems Lab, ETH Zürich, 2008.
- [52] S. W. Jorgensen, "Hydrogen storage tanks for vehicles: recent progress and current status", *Current Opinion in Solid State and Materials Science*, vol. 15, no. 2, pp. 39–43, 2011.
- [53] J. Zheng, X. Liu, P. Xu, P. Liu, Y. Zhao, and J. Yang, "Development of high pressure gaseous hydrogen storage technologies", *International Journal of Hydrogen Energy*, vol. 37, no. 1, pp. 1048–1057, 2012.
- [54] "ISO/TS 15869:2009 gaseous hydrogen and hydrogen blends – land vehicles fuel tanks", ISO, Tech. Rep., 2009.
- [55] D. Mori and K. Hirose, "Recent challenges of hydrogen storage technologies for fuel cell vehicles", *International Journal of Hydrogen Energy*, vol. 34, no. 10, pp. 4569–4574, 2009.
- [56] T. Hua, R. Ahluwalia, J.-K. Peng, M. Kromer, S. Lasher, K. McKenney, K. Law, and J. Sinha, "Technical assessment of compressed hydrogen storage tank systems for automotive applications", *International Journal of Hydrogen Energy*, vol. 36, no. 4, pp. 3037–3049, 2011.
- [57] J. Larminie, A. Dicks, and M. S. McDonald, *Fuel cell systems explained*. John Wiley & Sons, 2003, vol. 2.
- [58] F. Barbir, *PEM fuel cells: theory and practice*. Elsevier, 2012.
- [59] F. Barreras, M. Maza, A. Lozano, S. Báscones, V. Roda, J. E. Barranco, M. Cerqueira, and A. Vergés, "Design and development of a multipurpose utility AWD electric vehicle with a hybrid powertrain based on PEM fuel cells and batteries", *International Journal of Hydrogen Energy*, vol. 37, no. 20, pp. 15 367–15 379, 2012.
- [60] A. M. López-Sabirón, J. Barroso, V. Roda, J. Barranco, A. Lozano, and F. Barreras, "Design and development of the cooling system of a 2 kW nominal power open-cathode polymer electrolyte fuel cell stack", *International Journal of Hydrogen Energy*, vol. 37, no. 8, pp. 7289–7298, 2012.
- [61] J. Barranco, F. Barreras, A. Lozano, and M. Maza, "Influence of CrN-coating thickness on the corrosion resistance behaviour of aluminium-based bipolar plates", *Journal of Power Sources*, vol. 196, no. 9, pp. 4283–4289, 2011.
- [62] F. Barreras Toledo, A. Lozano Fantoba, L. Valiño García, C. Marín Hernández *et al.*, "Bipolar plate for uniform flow distribution in fuel cells", Patente Internacional WO 2008/040835 A1 , 10 de Abril de 2008.
- [63] A. M. López, F. Barreras, A. Lozano, J. A. García, L. Valiño, and R. Mustata, "Comparison of water management between two bipolar plate flow-field geometries in proton exchange membrane fuel cells at low-density current range", *Journal of Power Sources*, vol. 192, no. 1, pp. 94–99, 2009.
- [64] R. Mustata, L. Valino, F. Barreras, M. I. Gil, and A. Lozano, "Study of the distribution of air flow in a proton exchange membrane fuel cell stack", *Journal of Power Sources*, vol. 192, no. 1, pp. 185–189, 2009.

- [65] F. Barreras, A. M. López, A. Lozano, and J. E. Barranco, "Experimental study of the pressure drop in the cathode side of air-forced open-cathode proton exchange membrane fuel cells", *International Journal of Hydrogen Energy*, vol. 36, no. 13, pp. 7612–7620, 2011.
- [66] C. Wannek, W. Lehnert, and J. Mergel, "Membrane electrode assemblies for high-temperature polymer electrolyte fuel cells based on poly (2, 5-benzimidazole) membranes with phosphoric acid impregnation via the catalyst layers", *Journal of Power Sources*, vol. 192, no. 2, pp. 258–266, 2009.
- [67] C. Wannek, I. Konradi, J. Mergel, and W. Lehnert, "Redistribution of phosphoric acid in membrane electrode assemblies for high-temperature polymer electrolyte fuel cells", *International Journal of Hydrogen Energy*, vol. 34, no. 23, pp. 9479–9485, 2009.
- [68] J. Lobato, P. Canizares, M. A. Rodrigo, J. J. Linares, and F. J. Pinar, "Study of the influence of the amount of PBI- H_3PO_4 in the catalytic layer of a high temperature PEMFC", *International Journal of Hydrogen Energy*, vol. 35, no. 3, pp. 1347–1355, 2010.
- [69] J. Zhang, Z. Xie, J. Zhang, Y. Tang, C. Song, T. Navessin, Z. Shi, D. Song, H. Wang, D. P. Wilkinson, Z.-S. Liu, and S. Holdcroft, "High temperature PEM fuel cells", *Journal of Power Sources*, vol. 160, no. 2, pp. 872–891, 2006.
- [70] A. Manso, F. Marzo, J. Barranco, X. Garikano, and M. G. Mujika, "Influence of geometric parameters of the flow fields on the performance of a PEM fuel cell. A review", *International Journal of Hydrogen Energy*, vol. 37, no. 20, pp. 15 256–15 287, 2012.
- [71] A. Morin, F. Xu, G. Gebel, and O. Diat, "Influence of PEMFC gas flow configuration on performance and water distribution studied by SANS: evidence of the effect of gravity", *International Journal of Hydrogen Energy*, vol. 36, no. 4, pp. 3096–3109, 2011.
- [72] J. Feser, A. Prasad, and S. Advani, "On the relative influence of convection in serpentine flow fields of PEM fuel cells", *Journal of Power Sources*, vol. 161, no. 1, pp. 404–412, 2006.
- [73] S. Shimpalee, S. Greenway, and J. Van Zee, "The impact of channel path length on PEMFC flow-field design", *Journal of Power Sources*, vol. 160, no. 1, pp. 398–406, 2006.
- [74] J. Scholta, G. Escher, W. Zhang, L. Küppers, L. Jörissen, and W. Lehnert, "Investigation on the influence of channel geometries on PEMFC performance", *Journal of Power Sources*, vol. 155, no. 1, pp. 66–71, 2006.
- [75] F. Barreras, A. Lozano, V. Roda, J. Barroso, and J. Martín, "Optimal design and operational tests of a high-temperature PEM fuel cell for a combined heat and power unit", *International Journal of Hydrogen Energy*, vol. 39, no. 10, pp. 5388–5398, 2014.
- [76] J. Barroso, J. Renau, A. Lozano, J. Miralles, J. Martín, F. Sánchez, and F. Barreras, "Experimental determination of the heat transfer coefficient for the optimal design of the cooling system of a PEM fuel cell placed inside the fuselage of an UAV", *Applied Thermal Engineering*, vol. 89, pp. 1–10, 2015.
- [77] Ó. González-Espasandín, T. J. Leo, and E. Navarro-Arévalo, "Fuel cells: a real option for unmanned aerial vehicles propulsion", *The Scientific World Journal*, vol. 2014, 2014.
- [78] T. Chang and H. Yu, "Improving electric powered UAVs endurance by incorporating battery dumping concept", *Procedia Engineering*, vol. 99, pp. 168–179, 2015.

- [79] M. Ehsani, Y. Gao, and A. Emadi, *Modern electric, hybrid electric, and fuel cell vehicles: fundamentals, theory, and design*. CRC press, 2009.
- [80] J. Hung and L. F. Gonzalez, "On parallel hybrid-electric propulsion system for unmanned aerial vehicles", *Progress in Aerospace Sciences*, vol. 51, pp. 1–17, 2012.
- [81] Y.-S. Chen, S.-M. Lin, and B.-S. Hong, "Experimental study on a passive fuel cell/battery hybrid power system", *Energies*, vol. 6, no. 12, pp. 6413–6422, 2013.
- [82] R. K. Ahluwalia and X. Wang, "Direct hydrogen fuel cell systems for hybrid vehicles", *Journal of Power Sources*, vol. 139, no. 1, pp. 152–164, 2005.
- [83] J. Bernard, S. Delprat, F. N. Buchi, and T. M. Guerra, "Fuel-cell hybrid powertrain: Toward minimization of hydrogen consumption", *IEEE Transactions on vehicular Technology*, vol. 58, no. 7, pp. 3168–3176, 2009.
- [84] L. Gao, Z. Jiang, and R. A. Dougal, "An actively controlled fuel cell/battery hybrid to meet pulsed power demands", *Journal of Power Sources*, vol. 130, no. 1, pp. 202–207, 2004.
- [85] M. Blackwelder and R. Dougal, "Power coordination in a fuel cell–battery hybrid power source using commercial power controller circuits", *Journal of Power Sources*, vol. 134, no. 1, pp. 139–147, 2004.
- [86] Z. Jiang, L. Gao, M. J. Blackwelder, and R. A. Dougal, "Design and experimental tests of control strategies for active hybrid fuel cell/battery power sources", *Journal of Power Sources*, vol. 130, no. 1, pp. 163–171, 2004.
- [87] R. Moore, S. Ramaswamy, J. Cunningham, and K. Hauer, "A dynamic simulation tool for the battery-hybrid hydrogen fuel cell vehicle", *Fuel Cells*, vol. 6, no. 5, pp. 387–402, 2006.
- [88] H. Zhao and A. F. Burke, "Fuel cell powered vehicles using supercapacitors—device characteristics, control strategies, and simulation results", *Fuel Cells*, vol. 10, no. 5, pp. 879–896, 2010.
- [89] P. Thounthong, S. Rael, and B. Davat, "Energy management of fuel cell/battery/supercapacitor hybrid power source for vehicle applications", *Journal of Power Sources*, vol. 193, no. 1, pp. 376–385, 2009.
- [90] Y. Tang, W. Yuan, M. Pan, and Z. Wan, "Experimental investigation on the dynamic performance of a hybrid PEM fuel cell/battery system for lightweight electric vehicle application", *Applied Energy*, vol. 88, no. 1, pp. 68–76, 2011.
- [91] F. Büchi, G. Paganelli, P. Dietrich, D. Laurent, A. Tsukada, P. Varenne, A. Delfino, R. Kötz, S. Freunberger, P.-A. Magne *et al.*, "Consumption and efficiency of a passenger car with a hydrogen/oxygen PEMFC based hybrid electric drivetrain", *Fuel Cells*, vol. 7, no. 4, pp. 329–335, 2007.
- [92] A. Sripakagorn and N. Limwuthigraijirat, "Experimental assessment of fuel cell/supercapacitor hybrid system for scooters", *International Journal of Hydrogen Energy*, vol. 34, no. 15, pp. 6036–6044, 2009.
- [93] R. T. Bambang, A. S. Rohman, C. J. Dronkers, R. Ortega, A. Sasongko *et al.*, "Energy management of fuel cell/battery/supercapacitor hybrid power sources using model predictive control", *IEEE Transactions on Industrial Informatics*, vol. 10, no. 4, pp. 1992–2002, 2014.

- [94] A. Nishizawa, J. Kallo, O. Garrot, and J. Weiss-Ungethüm, "Fuel cell and li-ion battery direct hybridization system for aircraft applications", *Journal of Power Sources*, vol. 222, pp. 294–300, 2013.
- [95] J. Bernard, M. Hofer, U. Hannesen, A. Toth, A. Tsukada, F. N. Büchi, and P. Dietrich, "Fuel cell/battery passive hybrid power source for electric powertrains", *Journal of Power Sources*, vol. 196, no. 14, pp. 5867–5872, 2011.
- [96] J. Renau, J. Barroso, A. Lozano, A. Nueno, F. Sánchez, J. Martín, and F. Barreras, "Design and manufacture of a high-temperature PEMFC and its cooling system to power a light-weight UAV for a high altitude mission", *International Journal of Hydrogen Energy*, 2016.
- [97] D. Verstraete, A. Gong, D. D.-C. Lu, and J. L. Palmer, "Experimental investigation of the role of the battery in the aerostack hybrid, fuel-cell-based propulsion system for small unmanned aircraft systems", *International Journal of Hydrogen Energy*, vol. 40, no. 3, pp. 1598–1606, 2015.
- [98] J. Renau, A. Lozano, J. Barroso, J. Miralles, J. Martín, F. Sánchez, and F. Barreras, "Use of fuel cell stacks to achieve high altitudes in light unmanned aerial vehicles", *International Journal of Hydrogen Energy*, 2015.
- [99] M. Dou, M. Hou, D. Liang, Q. Shen, H. Zhang, W. Lu, Z. Shao, and B. Yi, "Behaviors of proton exchange membrane fuel cells under oxidant starvation", *Journal of Power Sources*, vol. 196, no. 5, pp. 2759–2762, 2011.
- [100] S. G. Kontogiannis and J. A. Ekaterinaris, "Design, performance evaluation and optimization of a UAV", *Aerospace Science and Technology*, vol. 29, no. 1, pp. 339–350, 2013.
- [101] S. Soares and J. Sodr e, "Effects of atmospheric temperature and pressure on the performance of a vehicle", *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part D: Journal of Automobile Engineering*, vol. 216, no. 6, pp. 473–477, 2002.
- [102] J. Sodr e and S. Soares, "Comparison of engine power correction factors for varying atmospheric conditions", *Journal of the Brazilian Society of Mechanical Sciences and Engineering*, vol. 25, no. 3, pp. 279–284, 2003.
- [103] J. Barranco, F. Barreras, A. Lozano, A. M. Lopez, V. Roda, J. Martin, M. Maza, G. G. Fuentes, and E. Almandoz, "Cr and Zr/Cr nitride CAE-PVD coated aluminum bipolar plates for polymer electrolyte membrane fuel cells", *International Journal of Hydrogen Energy*, vol. 35, no. 20, pp. 11 489–11 498, 2010.
- [104] D. L. Krueger, L. E. Wood, M. R. Gorman, and R. L. Alberg, "Composite materials and process", Apr. 15 1997, US Patent 5,620,780.
- [105] "Commercial aircraft design characteristics trends and growth projections", International Industry Working Group, Tech. Rep., 2007.
- [106] "Summary report, hydrogen, energy and fuel cells a vision for our future", High Level Group for Hydrogen and Fuel Cells, Tech. Rep., 2003.
- [107] T. Hauf, P. Schulte, R. Alheit, and H. Schlager, "Rapid vertical trace gas transport by an isolated midlatitude thunderstorm", *Journal of Geophysical Research: Atmospheres (1984–2012)*, vol. 100, no. D11, pp. 22 957–22 970, 1995.

- [108] W. M. Rohsenow, J. P. Hartnett, and Y. I. Cho, *Handbook of heat transfer*. McGraw-Hill, 1998, vol. 3.
- [109] S. Harmand, B. Watel, and B. Desmet, "Local convective heat exchanges from a rotor facing a stator", *International Journal of Thermal Sciences*, vol. 39, no. 3, pp. 404–413, 2000.
- [110] M. Mori, L. Novak, and M. Sekavcnik, "Measurements on rotating blades using infrared thermography", *Experimental Thermal and Fluid Science*, vol. 32, no. 2, pp. 387–396, 2007.
- [111] T. V. Radhakrishnan, A. K. Verma, C. Balaji, and S. P. Venkateshan, "An experimental and numerical investigation of mixed convection from a heat generating element in a ventilated cavity", *Experimental Thermal and Fluid Science*, vol. 32, no. 2, pp. 502–520, 2007.
- [112] D. A. Howey, A. S. Holmes, and K. R. Pullen, "Radially resolved measurement of stator heat transfer in a rotor–stator disc system", *International Journal of Heat and Mass Transfer*, vol. 53, no. 1, pp. 491–501, 2010.
- [113] F. W. Hartwig, C. A. Bartsch, and H. McDonald, "Miniaturized heat meter for steady-state aerodynamic heat-transfer measurements", *Journal of the Aeronautical Sciences*, vol. 24, no. 3, pp. 239–245, 1957.
- [114] M. G. Dunn, J. Kim, and W. J. Rae, "Investigation of the heat-island effect for heat-flux measurements in short-duration facilities", *Journal of Turbomachinery*, vol. 119, no. 4, pp. 753–760, 1997.
- [115] T. O'Donovan and D. Murray, "Jet impingement heat transfer – Part I: Mean and root-mean-square heat transfer and velocity distributions", *International Journal of Heat and Mass Transfer*, vol. 50, no. 17, pp. 3291–3301, 2007.
- [116] J. Shao, J. Liu, J. Zhao, W. Zhang, D. Sun, and Z. Fu, "A novel method for full-scale measurement of the external convective heat transfer coefficient for building horizontal roof", *Energy and Buildings*, vol. 41, no. 8, pp. 840–847, 2009.
- [117] G. I. Taylor, "Distribution of velocity and temperature between concentric rotating cylinders", in *Proceedings of the Royal Society of London A: Mathematical, Physical and Engineering Sciences*, vol. 151, no. 874. The Royal Society, 1935, pp. 494–512.
- [118] E. N. Sieder and G. E. Tate, "Heat transfer and pressure drop of liquids in tubes", *Industrial & Engineering Chemistry*, vol. 28, no. 12, pp. 1429–1435, 1936.
- [119] A. S. Foust and G. A. Christian, "Non-boiling heat transfer coefficients in annuli", *American Institute of Chemical Engineers*, vol. 36, pp. 541–554, 1940.
- [120] R. H. Perry, D. W. Green, and J. O. Maloney, "Perry's Chemical Engineers' Handbook", *Mc Graw-Hills New York*, pp. 56–64, 1997.
- [121] K. Pavlov, P. Romankov, and A. Noskov, *Examples and problems to the course of unit operations of chemical engineering*. Mir Publishers, 1979.
- [122] G. Cheng, F. Han, and Z. Feng, "Experimental determination of convective heat transfer coefficient in WEDM", *International Journal of Machine Tools and Manufacture*, vol. 47, no. 11, pp. 1744–1751, 2007.

- [123] D. Umbrello, L. Filice, S. Rizzuti, and F. Micari, "On the evaluation of the global heat transfer coefficient in cutting", *International Journal of Machine Tools and Manufacture*, vol. 47, no. 11, pp. 1738–1743, 2007.
- [124] J. O. Aweda and M. B. Adeyemi, "Experimental determination of heat transfer coefficients during squeeze casting of aluminium", *Journal of Materials Processing Technology*, vol. 209, no. 3, pp. 1477–1483, 2009.
- [125] T.-H. Hung, P.-W. Tsai, F.-K. Chen, T.-B. Huang, and W.-L. Liu, "Measurement of heat transfer coefficient of boron steel in hot stamping", *Procedia Engineering*, vol. 81, pp. 1750–1755, 2014.
- [126] K. Zhao, B. Wang, Y. Chang, X. Tang, and J. Yan, "Comparison of the methods for calculating the interfacial heat transfer coefficient in hot stamping", *Applied Thermal Engineering*, vol. 79, pp. 17–26, 2015.
- [127] Y. Kurazumi, T. Tsuchikawa, J. Ishii, K. Fukagawa, Y. Yamato, and N. Matsubara, "Radiative and convective heat transfer coefficients of the human body in natural convection", *Building and Environment*, vol. 43, no. 12, pp. 2142–2153, 2008.
- [128] N. Luo, W. G. Weng, M. Fu, J. Yang, and Z. Y. Han, "Experimental study of the effects of human movement on the convective heat transfer coefficient", *Experimental Thermal and Fluid Science*, vol. 57, pp. 40–56, 2014.
- [129] S. Leenknegt, R. Wagemakers, W. Bosschaerts, and D. Saelens, "Numerical study of convection during night cooling and the implications for convection modeling in building energy simulation models", *Energy and Buildings*, vol. 64, pp. 41–52, 2013.
- [130] K. Arendt and M. Krzaczek, "Co-simulation strategy of transient CFD and heat transfer in building thermal envelope based on calibrated heat transfer coefficients", *International Journal of Thermal Sciences*, vol. 85, pp. 1–11, 2014.
- [131] K. E. A. Ohlsson and T. Olofsson, "Quantitative infrared thermography imaging of the density of heat flow rate through a building element surface", *Applied Energy*, vol. 134, pp. 499–505, 2014.
- [132] G. I. Sultan, "Enhancing forced convection heat transfer from multiple protruding heat sources simulating electronic components in a horizontal channel by passive cooling", *Microelectronics journal*, vol. 31, no. 9, pp. 773–779, 2000.
- [133] M. M. Mohamed, "Air cooling characteristics of a uniform square modules array for electronic device heat sink", *Applied Thermal Engineering*, vol. 26, no. 5, pp. 486–493, 2006.
- [134] G. S. Larraona, A. Rivas, R. Antón, J. C. Ramos, I. Pastor, and B. Moshfegh, "Computational parametric study of an impinging jet in a cross-flow configuration for electronics cooling applications", *Applied Thermal Engineering*, vol. 52, no. 2, pp. 428–438, 2013.
- [135] B. H. Chang and A. F. Mills, "Effect of aspect ratio on forced convection heat transfer from cylinders", *International Journal of Heat and Mass Transfer*, vol. 47, no. 6, pp. 1289–1296, 2004.

- [136] B. Melissari and S. A. Argyropoulos, "Development of a heat transfer dimensionless correlation for spheres immersed in a wide range of Prandtl number fluids", *International Journal of Heat and Mass Transfer*, vol. 48, no. 21, pp. 4333–4341, 2005.
- [137] M. García-Villalba, G. Palau-Salvador, and W. Rodi, "Forced convection heat transfer from a finite-height cylinder", *Flow, turbulence and combustion*, vol. 93, no. 1, pp. 171–187, 2014.
- [138] T. T. Wong, C. W. Leung, Z. Y. Li, and W. Q. Tao, "Turbulent convection of air-cooled rectangular duct with surface-mounted cross-ribs", *International Journal of Heat and Mass Transfer*, vol. 46, no. 24, pp. 4629–4638, 2003.
- [139] B. Lu and P.-X. Jiang, "Experimental and numerical investigation of convection heat transfer in a rectangular channel with angled ribs", *Experimental Thermal and Fluid Science*, vol. 30, no. 6, pp. 513–521, 2006.
- [140] N. Onur and K. Arslan, "Experimental investigation of laminar heat transfer inside trapezoidal duct having different corner angles", *Experimental Heat Transfer*, vol. 28, no. 1, pp. 89–105, 2015.
- [141] H. Togun, T. Abdulrazzaq, S. N. Kazi, A. Badarudin, A. A. H. Kadhum, and E. Sadeghinezhad, "A review of studies on forced, natural and mixed heat transfer to fluid and nanofluid flow in an annular passage", *Renewable and Sustainable Energy Reviews*, vol. 39, pp. 835–856, 2014.
- [142] J. Holman, *Heat transfer, Eighth SI Metric Edition*. McGraw-Hill, 2001.
- [143] S. A. Klein, "Engineering equation solver (EES) for Microsoft Windows operating software, commercial and professional versions", 2014.
- [144] J. Kiefer, "Sequential minimax search for a maximum", *Proc. Am. Math. Soc.* 4, 1953.
- [145] D. F. Barbin, L. C. Neves Filho, and V. Silveira, "Convective heat transfer coefficients evaluation for a portable forced air tunnel", *Applied Thermal Engineering*, vol. 30, no. 2, pp. 229–233, 2010.
- [146] Y. A. Iengel and A. J. Ghajar, *Heat and Mass Transfer, Fundamentals and Applications*. McGraw-Hill, 2010.
- [147] D. G. Hyams, "Curve-expert professional version 2.2.0. a comprehensive data analysis system for windows, mac, and linux." 2014.
- [148] V. Gnielinski, "New equations for heat and mass-transfer in turbulent pipe and channel flow", *International Chemical Engineering*, vol. 16, no. 2, pp. 359–368, 1976.
- [149] H. Hausen, "Darstellung des warmüberganges in rohren durch verallgemeinerte potenzbeziehungen", *Z. VDI Beih. Verfahrenstech*, vol. 4, pp. 91–98, 1943.
- [150] C. Y. Chen, G. A. Hawkins, and H. L. Solberg, "Heat transfer in annuli", *Transactions of the American Society of Mechanical Engineers*, pp. 99–105, 1946.
- [151] I. S. Organization, "Standart atmosphere , ISO 2533", Geneva, Switzerland, Tech. Rep., 1975.

- [152] F. Barreras, A. Lozano, J. Barroso, V. Roda, and M. Maza, "Theoretical model for the optimal design of air cooling systems of polymer electrolyte fuel cells. Application to a high-temperature PEMFC", *Fuel Cells*, vol. 13, no. 2, pp. 227–237, 2013.
- [153] "Compact axial fan catalogue of the ebm-papst St. George GmbH & Co. KG."
- [154] E. C. Foundation, "Roadmap 2015: A practical guide to a prosperous, low carbon europe-policy recommendations." 2015.
- [155] I. E. A. Paris: OECD, "World energy outlook", 2009.
- [156] International Industry Working Group, "Commercial aircraft design characteristics, trends and growth projections", Fifth ed., 2007.
- [157] E. Hydrogen and F. Cells, "A vision for our future, high level group for hydrogen and fuel cells, summary report", 2007.
- [158] F. C. Today. (2013) Fuel cell electric vehicles: The road ahead, third ed. [Online]. Available: <http://www.fuelcelltoday.com/>
- [159] J. Zhang, Y. Tang, C. Song, and J. Zhang, "Polybenzimidazole-membrane-based PEM fuel cell in the temperature range of 100 – 200 C", *Journal of Power Sources*, vol. 172, no. 1, pp. 163–171, 2007.
- [160] F. Barreras, A. Lozano, L. Valino, C. Marin, and A. Pascau, "Flow distribution in a bipolar plate of a proton exchange membrane fuel cell: experiments and numerical simulation studies", *Journal of Power Sources*, vol. 144, no. 1, pp. 54–66, 2005.
- [161] A. Lozano, F. Barreras, L. Valino, and C. Marin, "Imaging of gas flow through a porous medium from a fuel cell bipolar plate by laser-induced fluorescence", *Experiments in Fluids*, vol. 42, no. 2, pp. 301–310, 2007.
- [162] F. Barreras, A. Lozano, L. Valino, R. Mustata, and C. Marín, "Fluid dynamics performance of different bipolar plates: Part I. velocity and pressure fields", *Journal of Power Sources*, vol. 175, no. 2, pp. 841–850, 2008.
- [163] A. Lozano, L. Valiño, F. Barreras, and R. Mustata, "Fluid dynamics performance of different bipolar plates: Part II. flow through the diffusion layer", *Journal of Power Sources*, vol. 179, no. 2, pp. 711–722, 2008.
- [164] A. M. Lopez, F. Barreras, A. Lozano, L. Gonzalez, J. A. Garcia, L. Valiño García, and R. Mustata, "Experimental study of the durability of two different coatings for aluminium-based bipolar plates used in PEM fuel cell stacks", *Journal of New Materials for Electrochemical Systems*, vol. 12, pp. 97–102, 2009.
- [165] R. A. Antunes, M. C. L. Oliveira, G. Ett, and V. Ett, "Corrosion of metal bipolar plates for PEM fuel cells: a review", *International Journal of Hydrogen Energy*, vol. 35, no. 8, pp. 3632–3647, 2010.
- [166] S. Karimi, N. Fraser, B. Roberts, and F. R. Foulkes, "A review of metallic bipolar plates for proton exchange membrane fuel cells: materials and fabrication methods", *Advances in Materials Science and Engineering*, vol. 2012, Article ID 828070, 22 pages, 2012.

- [167] R. Taherian, "A review of composite and metallic bipolar plates in proton exchange membrane fuel cell: Materials, fabrication, and material selection", *Journal of Power Sources*, vol. 265, pp. 370–390, 2014.
- [168] Disponible online: <http://www.fagesbosch.com>
- [169] C. Henskel, "Celtec–P 1000 membrane electrode assembly. Technical information brochure", D-BASF The Chemical Company, Frankfurt, 2001.
- [170] A. A. Shah, K. H. Luo, T. R. Ralph, and F. C. Walsh, "Recent trends and developments in polymer electrolyte membrane fuel cell modelling", *Electrochimica Acta*, vol. 56, no. 11, pp. 3731–3757, 2011.
- [171] Panasonic overview information about Li-ion rechargeable batteries. [Online]. Disponible: <http://na.industrial.panasonic.com/products/batteries/rechargeable-batteries/lithium-ion>
- [172] T. A. Talay, "Introduction to the aerodynamics of flight", NASA Scientific and Technical Information Office, Tech. Rep., 1975.
- [173] F. Tejerina, *Termodinámica*, Tomos I y II. Ed. Paraninfo, 1977.

