

Proyecto Fin de Carrera

Grado en Ingeniería Aeroespacial

Realización de una bancada de ensayos para propulsión híbrida de aeronaves con baterías y pila de combustible

Autor: Guillermo Hernández Lorente

Tutor: Carlos Bordons Alba

Dpto. Teoría de la Señal y Comunicaciones
Escuela Técnica Superior de Ingeniería
Universidad de Sevilla

Sevilla, 2013



Trabajo de Fin de Grado
Grado en Ingeniería Aeroespacial

Realización de una bancada de ensayos para propulsión híbrida de aeronaves con baterías y pila de combustible

Autor:

Guillermo Hernández Lorente

Tutor:

Carlos Bordons Alba

Catedrático

Dep. Ingeniería de Sistemas y Automática.

Escuela Técnica Superior de Ingeniería

Universidad de Sevilla

Sevilla, 2020

Proyecto Fin de Carrera: Realización de una bancada de ensayos para propulsión híbrida de aeronaves con baterías y pila de combustible

Autor: Guillermo Hernández Lorente

Tutor: Carlos Bordons Alba

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

Presidente:

Vocales:

Secretario:

Acuerdan otorgarle la calificación de:

Sevilla, 2020

El Secretario del Tribunal

Agradecimientos

A Blanca y a mi familia por apoyarme en todo lo que me he propuesto y ayudarme a conseguirlo.

A Carlos Bordons y Juan José Márquez por su implicación en mi trabajo y permitirme sacarlo adelante a pesar de las circunstancias adversas que nos ha tocado vivir este año.

A mis amigos, Luca Alda y Francesco Sabiu, por estar siempre cuando les he necesitado y ayudarme en todo lo que han podido con este trabajo.

Resumen

En el trabajo que se va a desarrollar a continuación se explica, de forma detallada, la hibridación de una pila de combustible (PEMFC) Nexa 1200 con 7 baterías de tipo Li-ion, cuyo objetivo es la propulsión de una aeronave, en este caso un tilt-rotor. Para llevar a cabo este proceso, se diseñarán dos tipos de controladores, uno activo, en el cual contaremos con un convertidor elevador DC/DC BEV4 entre la pila de combustible y el bus de potencia, y uno pasivo, en el cual la pila se conectará directamente al bus. Finalmente, se realizará una simulación de la bancada de ensayos real en la que poder probar ambos métodos, cuyos resultados se recogen en este documento.

Abstract

The work to be carried out below explains in detail the hybridization of a Nexa 1200 fuel cell (PEMFC) with 7 Li-ion batteries, the purpose of which is to propel an aircraft, in this case a tilt-rotor. To carry out this process, two types of controllers will be designed, an active one, in which we will have a BEV4 DC/DC converter between the fuel cell and the power bus, and a passive one, in which the cell will be connected directly to the bus. Finally, a simulation of the real test bench will be carried out in which both methods can be tested, the results of which are included in this document.

Índice

Agradecimientos	vii
Resumen	ix
Abstract	xi
Índice de Tablas	xv
Índice de Figuras	xvii
Notación	xx
1 Descripción y objetivos	1
1.1 <i>Descripción general</i>	1
1.2 <i>Objetivos</i>	2
1.3 <i>Estrategia</i>	2
2 Estado del arte	5
2.1 <i>Pilas de combustible</i>	5
2.2 <i>Aplicación en aeronaves</i>	7
3 Caracterización	21
3.1 <i>Caracterización de la pila de combustible</i>	21
3.1.1 Datos aportados por el fabricante	21
3.1.2 Marco teórico	23
3.1.3 Prueba de caracterización	23
3.1.4 Resultados	25
3.1.5 Conclusiones	25
3.2 <i>Caracterización del convertidor</i>	25
3.2.1 Datos aportados po el fabricante	26
3.2.2 Marco teórico	26
3.2.3 Prueba de caracterización	27
3.2.4 Resultados	30
3.2.5 Conclusiones	30
4 Diseño de los controladores	32
4.1 <i>Modelado de los dispositivos</i>	32
4.1.1 Baterías	32
4.1.2 Pila de combustible	36
4.1.3 Motor	36
4.2 <i>Controlador pasivo</i>	36
4.3 <i>Controlador activo</i>	39
4.3.1 Modelado del convertidor	39
4.3.2 Funcionamiento del controlador	41
5 Desarrollo de las pruebas	45
5.1 <i>Descripción de las pruebas</i>	45
5.1.1 Prueba 1. Crucero constante	46
5.1.2 Prueba 2. Crucero con aceleración y desaceleración	46
5.1.3 Prueba 3. Crucero con aterrizaje y despegue intermedios	46
5.2 <i>Pruebas en el controlador pasivo</i>	47
5.2.1 Controlador pasivo. Prueba 1	47
5.2.2 Controlador pasivo. Prueba 2	49
5.2.3 Controlador pasivo. Prueba 3	51
5.3 <i>Pruebas en el controlador activo</i>	53
5.3.1 Controlador activo. Prueba 1	53

5.3.2 Controlador activo. Prueba 2	56
5.3.3 Controlador activo. Prueba 3	59
5.4 Ventajas e inconvenientes	62
6 Conclusiones	65
6.1 Conclusiones sobre la simulación	65
6.2 Futuras líneas de trabajo	66
Apéndice 1 – Batería ANR26650M1	68
Referencias	71

ÍNDICE DE TABLAS

Tabla 2-1. Ejemplos de UAVs con sus respectivos sistemas de propulsión	15
Tabla 2-2. Ejemplos de drones propulsados por pilas de combustible	19
Tabla 3-1. Datos técnicos aportados por el fabricante	22
Tabla 3-2. Datos técnicos aportados por el fabricante	26
Tabla 4-1. Datos técnicos aportados por el fabricante	33
Tabla 5-1. Misión 1	46
Tabla 5-2. Misión 2	46
Tabla 5-3. Misión 3	47

ÍNDICE DE FIGURAS

Figura 1-1-1. Esquema básico del circuito	2
Figura 2-1. Funcionamiento básico la célula de combustible,	6
Figura 2-2. Conjunto de células dentro de la pila,	6
Figura 2-3. Pila ensamblada y lista para funcionar	7
Figura 2-4. Pila ensamblada y lista para funcionar	7
Figura 2-5. Proyecto Antares H2	10
Figura 2-6. Proyecto Ion Tiger	10
Figura 2-7. Proyecto HK36 Super Dimona	11
Figura 2-8. Proyecto EAV-2	11
Figura 2-9. Proyecto SIVA	12
Figura 2-10. Proyecto ALO	12
Figura 2-11. Proyecto TR-60	13
Figura 2-12. Proyecto Zephyr 7	13
Figura 2-13. Proyecto Skeldar V-200	13
Figura 2-14. Proyecto Lipán M3	14
Figura 2-15. Proyecto Stardust II R13	14
Figura 2-16. RQ-2 Pioneer	15
Figura 2-17. Proyecto Phoenix	16
Figura 2-18. Proyecto de Intelligent Energy	17
Figura 2-19. Proyecto Hycopter	17
Figura 2-20. Proyecto Narwhal 2	17
Figura 2-21. Proyecto Ballard	18
Figura 2-22. Proyecto MFD 3000	18
Figura 2-23. Proyecto DS30	19
Figura 3-1. Curva de polarización teórica de la Nexa 1200	22
Figura 3-2. Detalles de las conexiones en la PEMFC	23
Figura 3-3. Sistema completo montado	24
Figura 3-4. Portátil con el software instalado	24
Figura 3-5. Curva de polarización real de la Nexa 1200	25
Figura 3-6. Tarjeta PCI-6229	28
Figura 3-7. Conexión de las placas CB68-LP	28
Figura 3-8. Conexión de las placas CB68-LP a la torre	29
Figura 3-9. Conexión en la torre	29
Figura 3-10. Programa de caracterización de las placas (1)	30

Figura 3-11. Programa de caracterización de las placas (2)	30
Figura 4-1. Cálculo del SOC (1)	33
Figura 4-2. Cálculo del SOC (2)	34
Figura 4-3. Fórmulas de las curvas de potencia	34
Figura 4-4. Interpolación de las tensiones (1)	35
Figura 4-5. Interpolación de las tensiones (2)	35
Figura 4-6. Interpolación de las tensiones (3)	35
Figura 4-7. Interpolación de las tensiones (4)	35
Figura 4-8. Signo de la potencia (1)	36
Figura 4-9. Signo de la potencia (2)	36
Figura 4-10. Modelado de la FC (1)	37
Figura 4-11. Modelado de la FC (2)	37
Figura 4-12. Controlador pasivo	38
Figura 4-13. Panel frontal del controlador pasivo	38
Figura 4-14. Ejemplo de gráfica en el controlador pasivo	39
Figura 4-15. Toma de datos en el diagrama de bloques	39
Figura 4-16. Modelado del convertidor (1)	40
Figura 4-17. Modelado del convertidor (2)	40
Figura 4-18. Modelado del convertidor (3)	41
Figura 4-19. Modelado del convertidor (4)	41
Figura 4-20. Controlador activo	41
Figura 4-21. Panel frontal del controlador activo	42
Figura 4-22. Ejemplo de gráfica en el controlador activo	42
Figura 4-23. Toma de datos en el diagrama de bloques	42
Figura 5-1. Comparativa de potencias	47
Figura 5-2. Comparativa de tensiones	47
Figura 5-3. Comparativa de intensidades	48
Figura 5-4. SOC de las baterías	48
Figura 5-5. Normal litros de H2 consumidos	48
Figura 5-6. Comparativa de potencias	49
Figura 5-7. Comparativa de tensiones	49
Figura 5-8. Comparativa de intensidades	50
Figura 5-9. SOC de las baterías	50
Figura 5-10. Normal litros de H2 consumidos	50
Figura 5-11. Comparativa de potencias	51
Figura 5-12. Comparativa de tensiones	51
Figura 5-13. Comparativa de intensidades	52
Figura 5-14. SOC de las baterías	52
Figura 5-15. Normal litros de H2 consumidos	52

Figura 5-16. Comparativa de potencias	53
Figura 5-17. Comparativa de tensiones	53
Figura 5-18. Comparativa de intensidades	54
Figura 5-19. SOC de las baterías	54
Figura 5-20. Normal litros de H2 consumidos	54
Figura 5-21. Comparativa de las tensiones del convertidor con la pila encendida	55
Figura 5-22. Comparativa de las intensidades del convertidor con la pila encendida	55
Figura 5-23. Comparativa de la intensidad de salida del convertidor con el regulador	55
Figura 5-24. Comparativa de potencias	56
Figura 5-25. Comparativa de tensiones	57
Figura 5-26. Comparativa de intensidades	57
Figura 5-27. SOC de las baterías	57
Figura 5-28. Normal litros de H2 consumidos	58
Figura 5-29. Comparativa de las tensiones del convertidor con la pila encendida	58
Figura 5-30. Comparativa de las intensidades del convertidor con la pila encendida	58
Figura 5-31. Comparativa de la intensidad de salida del convertidor y el regulador	59
Figura 5-32. Comparativa de potencias	59
Figura 5-33. Comparativa de tensiones	60
Figura 5-34. Comparativa de intensidades	60
Figura 5-35. SOC de las baterías	60
Figura 5-36. Normal litros de H2 consumidos	61
Figura 5-37. Comparativa de las tensiones del convertidor con la pila encendida	61
Figura 5-38. Comparativa de las intensidades del convertidor con la pila encendida	61
Figura 5-39. Comparativa de la intensidad de salida del convertidor y el regulador	62

Notación

PEMFC	Pila de combustible de intercambio protónico
UAV	Vehículo aéreo no tripulado
Li-Po.	Polímero de litio
MTOW	Peso máximo de despegue
MPL	Máxima carga de pago
Pnom	Potencia nominal del sistema híbrido
RCS	Software de control remoto
Uinsp	Set Point de la tensión de entrada
Uoutsp	Set Point de la tensión de salida
Iinsp	Set Point de la intensidad de entrada
Ioutsp	Set Point de la intensidad de salida
Uinav	Actual value de la tensión de entrada
Uoutav	Actual value de la tensión de salida
Iinav	Actual value de la intensidad de entrada
Ioutav	Actual value de la intensidad de salida
SOC	Estado de carga de las baterías
Reg_Iout_Conv	Regulador de la intensidad de salida del convertidor
Vin_Conv	Tensión de entrada del convertidor
Vout_Conv	Tensión de salida del convertidor
Iin_Conv	Intensidad de entrada del convertidor
Iout_Conv	Intensidad de salida del convertidor
P_Ref	Potencia de referencia
V_Ref	Tensión de referencia
V_FC	Tensión de la pila

1 DESCRIPCIÓN Y OBJETIVOS

Esto es una cita al principio de un capítulo.

- El autor de la cita -

En este primer apartado se realizará una breve descripción del problema que estudiaremos, así como los objetivos del mismo y el método utilizado para lograrlos.

1.1 Descripción general

En este estudio, llevaremos a cabo la integración de una pila de combustible de intercambio protónico (PEMFC), la Nexa1200, en un sistema híbrido de energía para la propulsión de una aeronave.

Este sistema híbrido llevará integrada por un lado la pila de combustible y por otro un sistema de baterías Li-ion, siendo el objetivo la realización de una bancada de ensayos donde poder probarlo y establecer diferentes tipos de hibridación, siendo en un caso las baterías las que proporcionen la potencia necesaria requerida por el motor, entrando en juego la pila cuando estas estén descargadas a un cierto nivel, por un lado, cargándolas y por otro continuando con la alimentación del motor. Veremos como a ciertos niveles de potencia esto no siempre podrá ser posible.

Otro caso posible es en el que sea la pila la que lleve el peso de la propulsión, usándose las baterías para controlar los picos de potencia en ciertas fases de vuelo, dado que la dinámica de la pila es mucho más lenta, y se puede ver afectada por estos picos repentinos. Estos diferentes modos de propulsión se ensayarán en la bancada y sacaremos conclusiones acerca de su viabilidad.

En primer lugar, utilizaremos un control activo de la pila. Dado que las baterías dan una tensión constante, y que la de la pila es variable, se implementará un convertidor DC/DC unidireccional entre la pila y el bus de potencia, con el objetivo de proporcionar una tensión de salida constante desde la pila. En este caso usaremos el BEV4, para el cual diseñaremos un controlador en LabVIEW con el objetivo de prever los posibles cambios en la tensión proporcionada por la pila.

Por otro lado, diseñaremos también un control pasivo de la pila para el caso en el que las baterías lleven el peso de la propulsión. En este caso no tendremos un convertidor entre la pila y el bus, por lo que la conexión será directa y habrá que tener cuidado a la hora de controlar la variación en la tensión de salida de la pila, ya

que si se pasa de unos límites admisibles podría poner en riesgo a otros elementos del circuito.

A continuación, se muestra un esquema básico del circuito general:

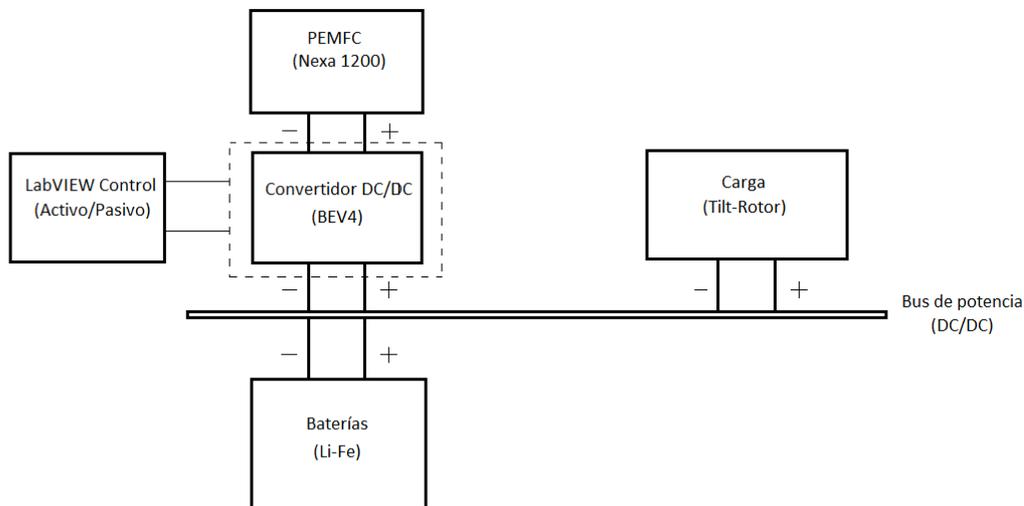


Figura 1-1-1. Esquema básico del circuito

1.2 Objetivos

Los principales retos a los que nos enfrentamos en este trabajo son:

1. Integrar la pila de combustible en el motor de una aeronave inicialmente alimentada con baterías.
2. El control en tiempo real de las referencias del convertidor DC/DC elevador de tensión (BEV4) utilizado para adecuar la tensión de salida de la pila hasta los valores requeridos por del bus de potencia, logrando que la pila de hidrógeno funcione siempre dentro de los rangos de potencia encuadrados en la zona lineal de su curva de polarización.
3. El control de la pila para el caso en el que no dispongamos de un convertidor que regule la tensión de salida de la PEMFC.

1.3 Estrategia

Los pasos llevados a cabo para conseguir estos objetivos son:

1. En el segundo capítulo hacemos una revisión de la situación actual del objeto de estudio.
2. En el tercer capítulo realizamos una caracterización de la pila Nexa1200, del convertidor BEV4, así como pruebas sobre los mismos para comprobar su estado.
3. En el cuarto capítulo se desarrollan los algoritmos que regirán el comportamiento de los controladores activo y pasivo, incluyendo su implementación en LabVIEW.
4. En el quinto capítulo se documentarán las pruebas realizadas de forma simulada para comprobar la validez de ambos sistemas, destacando las ventajas e inconvenientes de cada uno.
5. En el sexto y último capítulo se realizará una conclusión, y se abrirá la puerta a futuras líneas de trabajo.

2 ESTADO DEL ARTE

Nuestra mayor gloria no se basa en no haber fracasado nunca, sino en habernos levantado cada vez que caímos

-Confucio-

En este capítulo analizaremos en primer lugar la situación de las pilas de combustible en el panorama energético actual, para más adelante hacer una revisión documental de varios proyectos y estudios relacionados con la hibridación de estas pilas con baterías de distintos tipos, así como los objetivos propulsivos de diferentes aeronaves.

2.1. Pilas de combustible

Desde los inicios de la era industrial, el abastecimiento energético se ha nutrido de los combustibles fósiles, empezando por el carbón, seguido por el petróleo y finalmente por el gas natural. La oposición social a la energía nuclear y el bajo interés mostrado hacia las energías renovables, por su carácter aleatorio y elevado coste de producción, pueden llevar al planeta a una situación crítica ya que la tendencia actual de consumo energético está en contradicción con los deseos mostrados a escala mundial en el Acuerdo de París, todo ello sin comentar la situación crítica de las reservas de combustibles fósiles.

Como se comenta en [1], el problema del uso masivo de combustibles fósiles no es solo debido a sus facilidades y a las complicaciones del uso de energías renovables si no a la ausencia de un vector energético, es decir, una sustancia o dispositivo que almacena energía, de tal manera que ésta pueda liberarse posteriormente de forma controlada, para aprovecharla. Desde un punto de vista social y económico, el uso de energías primarias (recursos naturales) como fuentes directas de energía no es posible. En cualquier caso, incluso en el de los combustibles fósiles, es necesario realizar cierta transformación de estos recursos primarios. La energía procedente de estos recursos debe ser transportada hasta los sistemas consumidores, como puede ser un motor de combustión interna, por lo que se necesita de un portador. En el caso de un sistema de baterías, la batería se puede considerar un sistema consumidor durante su carga y a la energía eléctrica como el vector energético, producido por distintas fuentes primarias.

Las investigaciones de nuevos sistemas de producción se intentan alejar del uso de combustibles fósiles. La industria se intenta decantar por los sistemas enteramente eléctricos desde la producción hasta el consumidor, cualquiera que sea el consumo, incluidos los sistemas de transporte. Esa tendencia se debe, además de los problemas medioambientales causados por los combustibles fósiles, a las altas pérdidas energéticas que introducen en el sistema por ir de la mano de las máquinas térmicas.

Aquí es donde aparece el hidrógeno, que permite una conexión entre los sistemas de transporte y los de producción energética distinta a los combustibles fósiles. La idea de su uso no es como fuente de energía, sino

como portador de los picos de los sistemas productores que aprovechan las intermitentes energías renovables. En este sentido, el uso de baterías que almacenen esos picos obliga a fuertes inversiones y el escalado actual de estos sistemas de almacenamiento implica enormes retos. El hidrógeno se contempla como otra forma de almacenamiento de los picos de energía mediante su extracción de las fuentes naturales.

Idealmente, la electrólisis del agua (H_2O) haría posible la producción de H_2 . Pero las dificultades que aún presenta esta opción hacen que se busquen otras formas de producción. Su extracción de combustibles fósiles o materia orgánica es posible y, en el caso de combustibles fósiles que tienen alto contenido de hidrógeno, es actualmente la más extendida. A la dificultad de la opción ideal de la electrólisis como fuente de producción de hidrógeno, se le une la dificultad de los sistemas de almacenamiento del hidrógeno. Al ser un material tan ligero y poco denso, son necesarias altas presiones en los depósitos, lo que evidencia la necesidad de materiales especiales que aguanten las solicitaciones, que sean abundantes, de fácil obtención y que eviten las problemáticas pérdidas de hidrógeno por fugas.

El sentido de los esfuerzos de desarrollo de la conocida como economía del hidrógeno tiene un pilar fundamental en las pilas de combustible. El modo de funcionamiento de estos dispositivos es la reacción de dos sustancias para que su transformación química produzca movimiento de electrones en el circuito al que se conecte. La pila recibe un flujo de entrada de reactantes y expulsa un flujo de salida de productos tras producirse la reacción. Estos flujos son continuos y, en principio, a más cantidad de material introducido, la capacidad de suministro de corriente eléctrica aumenta. Su objetivo es la obtención de energía eléctrica a partir de las reacciones electroquímicas entre un combustible (hidrógeno o compuestos de hidrógeno) y un oxidante (oxígeno atmosférico o puro), evitando la combustión característica de otro tipo de unidades de potencia.

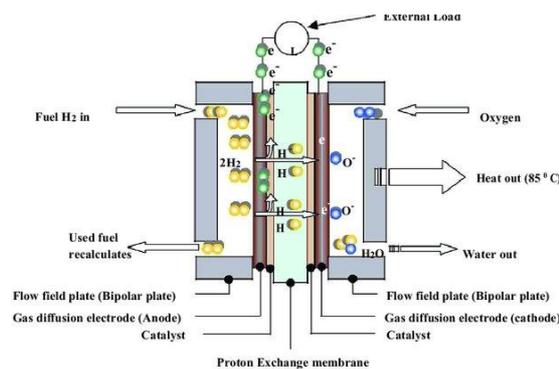


Figura 2-1. Funcionamiento básico la célula de combustible, [33]

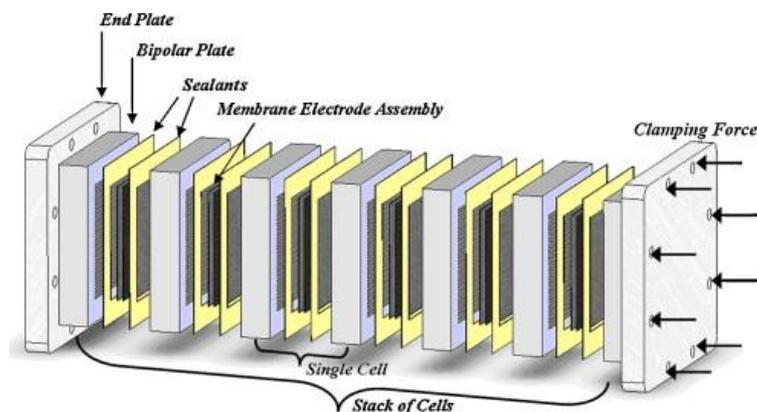


Figura 2-2. Conjunto de células dentro de la pila, [2]

La gran ventaja de este tipo de fuentes de potencia es el uso de hidrógeno procedente de compuestos que no produzcan residuos tras la extracción. La idea consiste en usar los excedentes de las energías renovables para la producción de hidrógeno a partir de la disociación de agua.

En nuestro caso usaremos una pila de combustible de intercambio protónico (PEMFC), que es la más usada en el caso de las aeronaves. En ella, las bajas temperaturas de funcionamiento reducen el tiempo de arranque y son suficientes para que el calor residual sea aprovechable por otros sistemas internos de la aeronave. Es usual que los residuos de estas pilas (agua y aire) sean usados para abastecimiento de otros sistemas en labores de refrigeración o calentamiento según los niveles de temperatura a los que funcione la pila. También pueden ser expulsados a la atmósfera sin problema alguno.

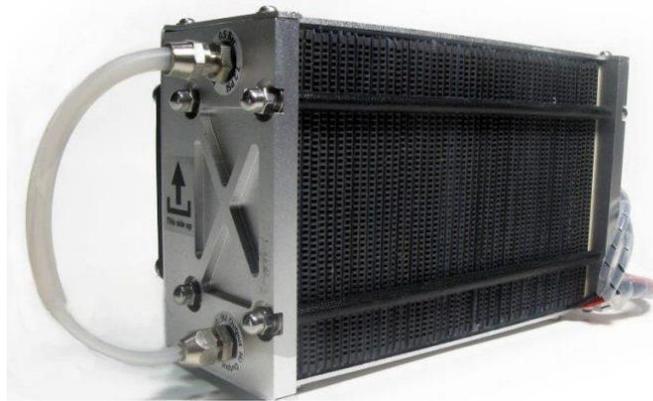


Figura 2-3. Pila ensamblada y lista para funcionar, [3]



Figura 2-4. Pila ensamblada y lista para funcionar, [4]

2.2. Aplicación en aeronaves

Los vehículos aéreos no tripulados (UAV), alentados por los recientes desarrollos tecnológicos, han experimentado un gran interés en los últimos años en aplicaciones militares y civiles. La mayoría de los países desarrollados ya han adquirido vehículos aéreos no tripulados o planean hacerlo pronto. Los sistemas de propulsión actuales se basan en diferentes tipos de motores de combustión interna alimentados por combustibles fósiles, pero con la situación energética global, las pilas de combustible están comenzando a ganar protagonismo. Estas tienen ventajas en términos de resistencia, eficiencia, emisiones y sigilo que las hacen ideales para aplicaciones UAV.

Como se indica en [5], el hecho de tener una densidad de potencia menor que los motores de combustión convencionales es una de las razones por las cuales todavía su uso no se haya extendido a grandes aeronaves. En cualquier caso, el motor es solo un componente del sistema de propulsión. Debe estar montado en el UAV y debe estar provisto de medios de encendido o arranque, suministro de combustible, control de enfriamiento y

gestión de gases de escape si es necesario. Todos estos hechos influirán en la elección final. Al comparar la potencia y las densidades de energía, no solo se debe tener en cuenta el peso del motor, sino también el peso del sistema de almacenamiento de energía y los sistemas auxiliares del motor.

Si enumeráramos resumidamente las ventajas de implementar células de combustible respecto a los motores convencionales podríamos destacar:

- Más eficiente que las tecnologías de combustibles fósiles,
- Alta densidad de energía, mayor resistencia,
- Fiabilidad: pocas piezas móviles y fácil automatización,
- Conversión de energía directa (sin combustión),
- Ruido y vibración insignificantes,
- Emisiones bajas o nulas,
- Variedad de aplicaciones: además de los sistemas de propulsión en vehículos aéreos no tripulados, podrían usarse en APU, sistemas de energía auxiliar, estaciones de control en tierra, etc.
- El agua, así como el calor y el aire de escape con bajo contenido de oxígeno, es un producto secundario de la pila de combustible que podría tener otras aplicaciones para compensar las desventajas de peso (particularmente en vehículos aéreos no tripulados grandes), como el suministro de agua para otros subsistemas, descongelación o inertización de un tanque de combustible fósil.

Pero también existen ciertas desventajas:

- Alto costo: aún no es una tecnología madura y utiliza materiales caros como el platino, que se utiliza como catalizador
- Baja densidad de potencia en comparación con otros sistemas
- Disponibilidad de hidrógeno: H₂, uno de los combustibles utilizados en las celdas de combustible, no es naturalmente abundante; debe obtenerse mediante electrólisis del agua o reformado de hidrocarburos
- Cuestiones de seguridad con respecto al manejo de H₂ (el gas de hidrógeno forma mezclas explosivas con el aire) y la toxicidad del metanol, aplicado en otro tipo de pilas de combustible.

La propulsión eléctrica ofrece las ventajas de bajo costo, alta eficiencia y confiabilidad, también como bajo ruido y firmas infrarrojas en comparación con los motores de pistón. Sin embargo, los sistemas convencionales propulsados eléctricamente se ven afectados por la densidad de energía comparativamente baja de las baterías actuales, lo que limita la resistencia de la misión. En contraste, los sistemas de pilas de combustible típicamente tienen una considerable mayor densidad de energía que las baterías y, por lo tanto, ofrecen la posibilidad de mejorar la duración de estas. Por otro lado, las celdas de combustible pueden sufrir una baja densidad de potencia y una respuesta dinámica lenta. Para superar estos inconvenientes y aumentar la flexibilidad del diseño del sistema de potencia, se puede crear un sistema que aprovecha las ventajas de ambas fuentes de energía, creando así un sistema que tiene una alta densidad de potencia, mientras se mantiene una ventaja significativa de densidad de energía sobre las baterías solas. Sin embargo, la integración presenta grandes desafíos.

Como bien se explica en [6], los sistemas de energía híbridos se suelen clasificar en dos arquitecturas: activos, con elementos de control, que en la gran mayoría de los casos son convertidores DC/DC, y es lo que se desarrollará en este trabajo; y pasivo, con un acoplamiento directo entre los componentes del sistema. La elección de la configuración más adecuada para una aplicación determinada depende de los requisitos de potencia, energía, peso y volumen, así como las características del sistema de pila de combustible y las baterías. La configuración activa permite un desacoplamiento del tamaño y las condiciones de funcionamiento de las baterías y la pila de combustible mediante convertidores DC/DC, lo que permite un control más preciso del sistema de alimentación gracias al control y la gestión de dichos convertidores, siendo el sistema más complejo. La eficiencia se reduce debido a la pérdida de voltaje, el costo del sistema y un mayor peso y volumen. Las configuraciones pasivas con conexiones directas al bus de DC ofrecen las ventajas de menores

pérdidas, menor costo y una arquitectura más simple. Sin embargo, el control de potencia activa no es posible en esta configuración, debido a la ausencia de convertidores. En consecuencia, se requiere un diseño e integración cuidadosos de las células de combustible y las baterías para asegurar una operación de rango de voltaje similar y condiciones de carga adecuadas de las baterías desde la pila de combustible. También hay varias arquitecturas posibles en los sistemas de configuración pasiva, dependiendo de si la célula de combustible puede cargar las baterías sin ninguna restricción, si hay requisitos de regulación de carga durante este proceso, o incluso si no es posible cargar las baterías desde las celdas de combustible.

La mayoría de los sistemas de energía de batería-pila de combustible demostrados en pequeños vehículos aéreos no tripulados corresponden a configuraciones pasivas, con la pila de combustible como fuente de energía principal, mientras que la batería soporta el funcionamiento de la pila de combustible cuando la carga de energía es mayor que la suministrada por la celda de combustible.

Un caso de ellos es [7], en el que se usan dos diodos en lugar del convertidor DC/DC, conectando directamente la pila de combustible y la batería. Los resultados indican que se puede aumentar la eficiencia de la operación y simplificar el sistema aplicando el concepto de hibridación directa. La respuesta rápida de la salida de la batería compensa completamente el retraso en la respuesta de salida de la célula de combustible. Además, también se valida con éxito la capacidad de recargar sin un convertidor DC/DC. También vemos esta misma aplicación en [8], donde usan un sistema de hibridación análogo, con baterías LiPo, para llevar un UAV hasta la troposfera. En él, la hibridación de la pila con las baterías elimina los picos repentinos en la corriente generada por la pila, que son responsables de los fenómenos de degradación rápida que reducen drásticamente su vida útil. En la prueba a largo plazo, se simulan tres situaciones de vuelo diferentes, y se demuestra la robustez del sistema de control, que es capaz de entregar eficientemente la energía demandada durante el vuelo de ascenso, incluso cuando las perturbaciones aleatorias son de $\pm 15\%$. También se evidencia la importancia de las purgas una vez que las baterías LiPo se apagan, y la pila suministra toda la potencia. La acumulación de vapor de agua provoca ondas en la curva de voltaje, y es cuando los dos gases reactivos tienen que ser purgados. Otro ejemplo de este tipo de hibridación es [9], en el que se usa un sistema de hibridación ya integrado previamente, llamado AeroPack, donde se demuestra que durante una carga de corriente continua de hasta 5.5-6.0 A, la corriente proviene casi exclusivamente de la pila de combustible, solo a cargas más altas se complementa con el paquete de baterías.

Por otro lado, encontramos en [10] y [11] un sistema híbrido activo, llamado AeroStack, en el que un convertidor DC/DC en su placa de administración de potencia controla el reparto de la carga entre la célula de combustible y la batería. En comparación con un sistema híbrido pasivo, un híbrido activo generalmente aumenta la potencia de salida máxima (para una combinación dada de pila de combustible y batería), al tiempo que reduce el peso y el volumen del sistema. En el sistema AeroStack, la pila de combustible está conectada directamente a la carga, mientras que la batería suministra energía a través de un convertidor DC/DC bidireccional que controla la descarga y la carga. La batería LiPo sólo proporciona energía cuando la pila de combustible por sí sola no puede satisfacer la demanda. La carga sigue el voltaje de la batería. Cuando la demanda de energía es baja, la célula de combustible funciona en modo de seguimiento de la carga, mientras recarga la batería simultáneamente a través de la placa de administración de potencia. Esto permite la selección de una batería con una capacidad mínima de almacenamiento de energía y es ventajoso debido a la mayor eficiencia de las células de combustible a niveles de potencia más bajos.

A continuación, realizaremos un desglose sobre pequeñas aeronaves, la mayoría UAV, con sus respectivos sistemas de propulsión:

1. Antares-H2: Este pequeño avión tripulado, inaugurado en 2009 por el Instituto de Termodinámica Técnica DLR en colaboración con Lange Aviation, es el primero del mundo en funcionar íntegramente con pila de combustible. Como se observa en las imágenes, los depósitos de hidrógeno diseñados para este avión se encuentran debajo de las alas, mientras que las pilas y la entrada de aire se encuentran en la parte superior de la cápsula. Por último, el conducto de aire para la refrigeración pasa justo por debajo del espacio donde se encuentra la carga útil.

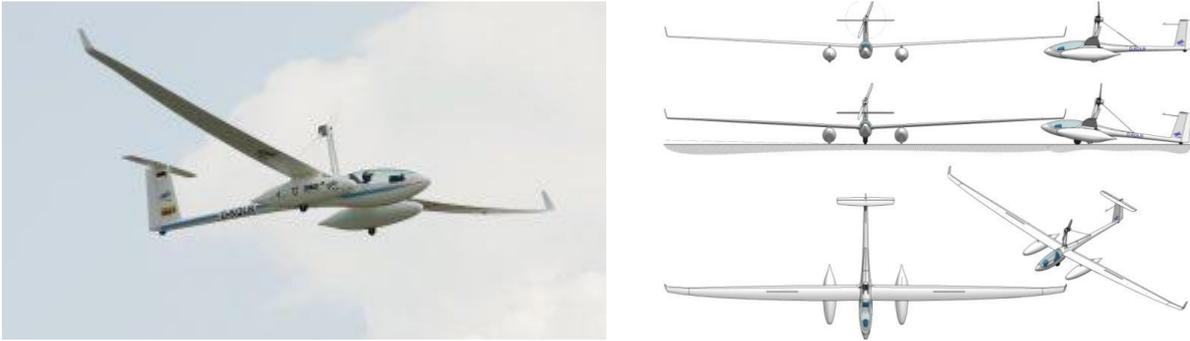


Figura 2-5. Proyecto Antares H2, [12]

2. Ion Tiger: Este UAV, desarrollado por el Naval Research Laboratory, está propulsado íntegramente por una PEMFC de la compañía Protonex. En una de sus pruebas de resistencia llegó a durar 48 horas. En este caso, fue propulsado por hidrógeno líquido criogénico en lugar de gas hidrógeno almacenado en un tanque de alta presión. Los increíbles resultados de esta prueba de resistencia se deben a que el hidrógeno líquido es tres veces más denso que el gaseoso, lo que permite almacenar más cantidad de energía.



Figura 2-6. Proyecto Ion Tiger, [13]

3. HK 36 Super Dimona: Este planeador motorizado durante toda su historia con motores de pistón, fue el avión que Boeing decidió utilizar para realizar un vuelo íntegramente propulsado con pila de combustible. En el proyecto participaron cinco socios: Diamond Aircraft of Austria suministró el avión, Intelligent Energy del Reino Unido, empresa de la que hablaremos más adelante, proporcionó el hardware y el soporte técnico de la PEMFC; Sener diseñó y construyó una unidad controladora de pila de combustible para ser utilizada en actividades de investigación; Aerlyper integró el motor eléctrico en el avión; y ATP suministró el motor, las baterías y los controladores para completar el sistema de propulsión eléctrica y realizar las pruebas de vuelo.



Figura 2-7. Proyecto HK36 Super Dimona, [14]

4. EAV-2: Este UAV, desarrollado por el Instituto de Investigación Aeroespacial de Corea (KARI), fue construido con el objetivo de probar el paquete de energía combinado de energía solar, pila de combustible y la batería. KARI diseñó el vehículo para que este tuviera un perfil con bajo número de Reynolds, una estructura muy ligera, y una célula solar de tipo monocristalino en la superficie del ala, como se puede observar en las imágenes.



Figura 2-8. Proyecto EAV-2, [15]

5. SIVA: Construido por el Instituto Nacional de Técnica Aeroespacial (INTA), este sistema aéreo no tripulado pionero en España, realiza misiones de reconocimiento, vigilancia y adquisición de blancos desde el año 2006 en distintos campos de maniobra de la península. Tras las buenas prestaciones proporcionadas mediante un motor de combustión, el INTA decidió iniciar el estudio de una segunda fase de este proyecto, incluyendo las tecnologías de pilas de combustible con el fin de evaluar la viabilidad de incluir un motor eléctrico impulsado por la energía suministrada por una PEMFC.



Figura 2-9. Proyecto SIVA, [16] [17]

6. ALO: Plataforma aérea no tripulada de medio alcance que puede operar de forma completamente autónoma desde pistas no preparadas y que puede ser utilizada en multitud de aplicaciones. En este caso el sistema de propulsión es un motor de combustión interna.

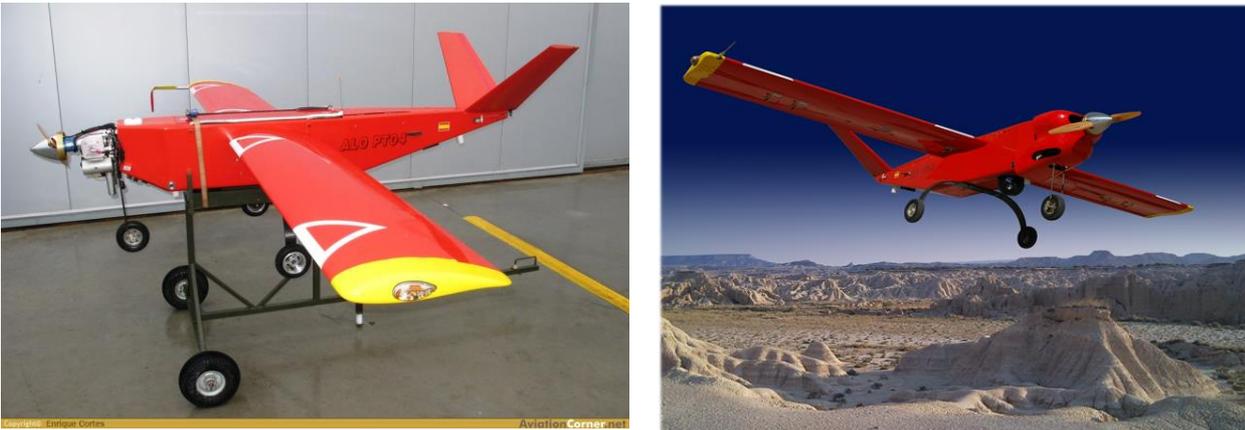


Figura 2-10. Proyecto ALO, [18]

7. TR-60: Este UAV es característico debido a la versatilidad que ofrecen los rotores basculantes que posee en las alas, lo que no lo convierte ni en un avión de ala fija ni en un helicóptero, y está diseñado para una gran variedad de funciones militares y civiles. Las funciones propuestas para el TR-60 incluyen búsqueda y rescate, apoyo humanitario, reconocimiento general, transporte de suministros y mercancías a distancia, retransmisión de comunicaciones y supervivencia.



Figura 2-11. Proyecto TR-60, [19]

8. Zephyr 7: Airbus llevó a cabo la construcción de este Pseudosatélite de Gran Altitud (High Altitude Pseudo-Satellite – HAPS) que completó con éxito una prueba que consistió en más de 11 días de vuelo sin interrupción. Este HAPS funciona utilizando exclusivamente energía solar, que le permite propulsarse por el día, y recargar una batería que abastece un motor eléctrico, que es el encargado de la propulsión nocturna. El vuelo fue muy exigente, ya que tuvo que lidiar con días más cortos y noches más prolongadas.

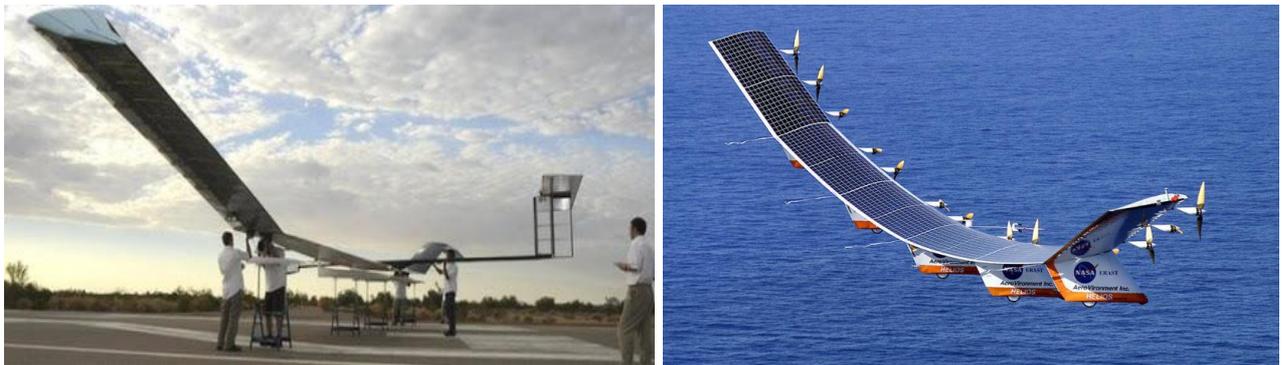


Figura 2-12. Proyecto Zephyr 7, [20]

9. Skeldar V-200: Este UAV de despegue y aterrizaje vertical de alcance medio (VTOL) está desarrollado por el Grupo Saab. Es capaz de ser lanzado desde la cubierta de cualquier barco, y ofrece inteligencia y vigilancia en tiempo real. El Skeldar V-200 también se utiliza para la evaluación instantánea de daños en batalla y el control de fuego indirecto. Se puede utilizar ocasionalmente para soporte logístico y transferencias de barco a barco o de barco a tierra en condiciones climáticas adversas. Este UAV está propulsado también por un motor de combustión interna.

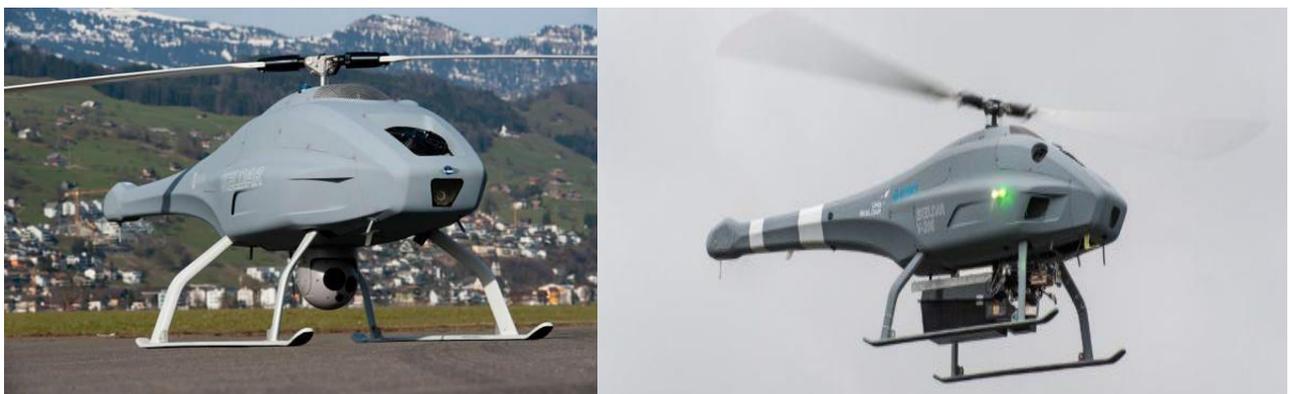


Figura 2-13. Proyecto Skeldar V-200, [21]

10. Lipán M3: Este vehículo aéreo no tripulado fue creado por las Fuerzas Armadas de Argentina. Además de ser utilizado para reconocimiento, este UAV es capaz de recibir y analizar datos sobre las características geográficas de la zona de estudio, con el objetivo de obtener datos sobre el clima y las condiciones meteorológicas, que a su vez se suman a la amplia funcionalidad que posee, en la que podemos incluir fines civiles, pero sólo bajo la supervisión de representantes militares. Está equipado con dispositivos de telemetría moderna, una cámara de alta resolución y posicionamiento global, que le permite recibir y manipular grandes cantidades de datos.



Figura 2-14. Proyecto Lipán M3, [22]

11. Stardust II R13: Construido por IDETEC UAV Chile, esta versión incluye dispositivos para adquisición de imágenes con cámara multispectral para agricultura de precisión, cámara RGB y sistema de transmisión de video en tiempo real. Este UAV está propulsado íntegramente por un motor eléctrico.

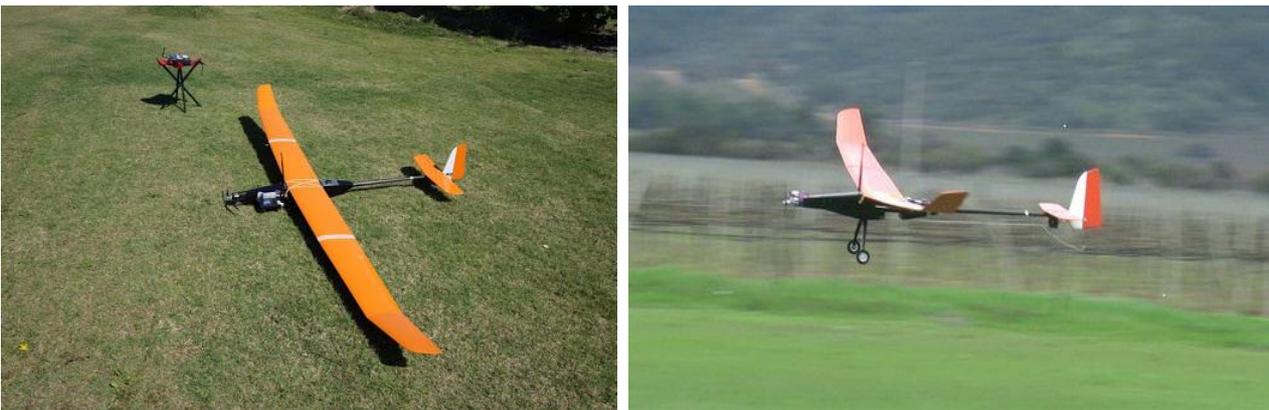


Figura 2-15. Proyecto Stardust II R13, [23]

12. RQ-2 Pioneer: Este vehículo representa uno de los primeros dispositivos de vigilancia no tripulados de la Marina de los EE. UU. A pesar de ser diseñado originalmente en conjunto por las compañías israelíes AAI Corp. e Israel Aircraft Industries, la Armada adaptó el diseño original para una operación que se desplegaba desde acorazados, para posteriormente ser adoptado por la Infantería de Marina para operaciones en tierra. El sistema UAV de Pioneer realiza una gran variedad de misiones de reconocimiento, vigilancia, adquisición de objetivos y evaluación de daños en batalla. La baja sección transversal del radar y la versatilidad del control remoto proporcionan un alto grado de cobertura para la aeronave.



Figura 2-16. RQ-2 Pioneer, [24]

Organización	Aeronave	b(m)	Peso(kg)	H(m)	V(km/h)	SdP	Pgen(kW)	A(h)
DLR	Antares-H2	20	460	2560	175	PEMFC	33	-
NRL	Ion Tiger	5,2	16	-	-	Protonex FC	0,55	26
BRTE	HK 36 Super Dimona	16,3	800	1000	100	PEMFC + B(Li-ion)	20	0,33
KARI	EAV-2	7	18	5000	43	FC+CS+B	-	22,3
INTA	SIVA	5,8	300	-	180	CI	37	6
INTA	ALO	3,5	60	4000	115	CI	11,2	8
KARI	TR-60	5	210	150	250	TP	41	-
Airbus	Zephyr 7	22,5	53	21000	56	Motor eléctrico + CS	0,9	336
SAAB	Skeldar V-200	Helicopter	235	3000	140	CI	41	6
FA Argentina	Lipán M3	4,38	60	2000	80	CI	13,1	5
IDETEC Chile	Stardust II R13	3,2	3,7	4000	65	Motor eléctrico (LiPo Bat.)	-	2
AAI, IAI	RQ-2 Pioneer	5,2	205	4600	200	CI	19	-

Tabla 2-1. Ejemplos de UAVs con sus respectivos sistemas de propulsión

b: Envergadura

H: Altura máxima de vuelo

SdP: Sistema de potencia

A: Autonomía

B: Baterías

CS: Células solares

CI: Motor de combustión interna

TP: Turbo-propeller

Por otro lado, si nos ceñimos al mundo de los drones, encontramos una gran variedad comercial. Nosotros nos vamos a centrar en los propulsados mediante pilas de combustible. Debido al desarrollo y la optimización en estos últimos años a la hora de implementar este sistema de potencia en drones, gran cantidad de empresas han tomado la decisión de empezar a producirlos.

Este tipo de dron tiene varias ventajas con respecto a los propulsados por batería. La más característica es que potencia generalmente la autonomía, ya que algunos de los que mencionaremos posteriormente pueden durar hasta 4 veces más tiempo en vuelo y tener una cobertura de área 16 veces mayor. Estos drones también se caracterizan por una gran facilidad a la hora de realizar el repostaje, debido a la facilidad para rellenar el depósito de hidrógeno, así como una gran flexibilidad en relación con el tipo de misión, debido a que algunos de estos drones comerciales poseen depósitos de diferentes tamaños, lo que optimiza el peso de la misión.

Respecto a los motores de combustión interna, las pilas de combustible también proporcionan gran cantidad de ventajas. Para empezar, el hidrógeno es una fuente de energía segura y fácilmente disponible. Por otro lado, el ruido es reducido, en comparación con la combustión interna, lo que da como resultado altitudes de vuelo más bajas aceptables. También es destacable que las celdas de combustible funcionan de manera más eficiente a grandes altitudes que los motores de combustión interna, lo que permite su uso efectivo en regiones montañosas. Por último, una de las características más significativas es que las celdas de combustible no producen emisiones, lo cual se va convirtiendo en primordial con el paso de los años.

Realizaremos una selección y comentaremos sus características funcionales más reseñables:

1. Phoenix: Este dron creado por Spectronik se caracteriza por sus 6 hélices, todas de 76,2 cm de diámetro. Usa una pila de combustible Protium 2000 hibridada con una batería 9S Li-Po de 5000mAh.



Figura 2-17. Proyecto Phoenix, [25]

2. Intelligent Energy: Esta empresa tiene 3 tipos de drones, ambos caracterizados por 4 hélices, en función de la potencia a la que trabajan: 650, 800 y 2400 W. Las pilas de combustibles utilizadas, creadas por la misma empresa varían en tamaño y peso, siendo la primera de 2415 cm³ y 0,8 kg, la segunda de 2745 cm³ y 0,9 kg y la última de 13182 cm³ y 4,4 kg. Las baterías a las que se hibridan en este caso las pilas tienen una capacidad de 1300mAh, 1800 mAh y 3300 mAh respectivamente. En el

último caso son 2 baterías en serie de 6S. En la tabla los datos se refieren únicamente al sistema de propulsión. MTOW pasa a ser el peso del sistema de propulsión.



Figura 2-18. Proyecto de Intelligent Energy, [26]

3. Hycopter: Este dron de la empresa HES tiene 6 hélices, dispuestas en torno al centro de gravedad de forma circular y está alimentado con una pila de combustible híbrida con baterías de tipo LiPo, que son las que permiten alcanzar los picos de potencia.



Figura 2-19. Proyecto Hycopter, [27]

4. Narwhal 2: En este caso, el dron fabricado por la empresa BSHARK, consta de 4 hélices, dispuestas con un ángulo de 90° entre ellas.



Figura 2-20. Proyecto Narwhal 2, [28]

5. Ballard: Este caso es análogo al de la empresa Intelligent Energy. Posee 2 tipos de dron caracterizados por una disposición de sus hélices análoga a la anterior, y que se diferencian en la potencia suministrada: 650 y 1200W. Están propulsados por una pila FCair de la misma empresa, cuya potencia es complementada con la de una batería LiPo 6S. En la tabla los datos se refieren únicamente al sistema de propulsión. MTOW pasa a ser el peso del sistema de propulsión.



Figura 2-21. Proyecto Ballard, [29]

6. MFD 3000: Fabricado por Watts Innovations, este dron posee 6 hélices, separadas entre sí por ángulos de 60°. Está propulsado por una pila de combustible de la empresa previamente mencionada Intelligent Energy, de 2400W.



Figura 2-22. Proyecto MFD 3000, [30]

7. DS30: Este dron, fabricado por Doosan, posee 8 hélices, dispuestas de forma circular en torno al centro de masas.



Figura 2-23. Proyecto DS30, [31]

Organización	Dron	H2(L)	MTOW (kg)	MPL (kg)	Pnom(W)	Vout(V)	Autonomía (h)
Spectronik	Phoenix	9	21	2	2000	36-54	1,5
Intelligent Energy	1	-	11,3	-	650	19,6-25,2	-
Intelligent Energy	2	-	11,5	-	800	19,6-25,2	-
Intelligent Energy	3	-	15,7	-	2400	50-70	-
HES	Hycopter	5-9-12	15	2,5	1500	5-32	3,5
BSHARK	Narwhal 2	3,5	8,8	2,2	-	-	2
Ballard	1	-	1,8	-	650	24,5	-
Ballard	2	-	4	-	1300	24,5	-
Watts Innovations	MFD 3000	6	20,9	4,5	-	-	1
Doosan	DS30	7-10,8	24,9	5	2600	-	2

Tabla 2-2. Ejemplos de drones propulsados por pilas de combustible

MTOW: Peso máximo en despegue

MPL: Máxima carga de pago

Pnom: Potencia nominal del sistema híbrido

3 CARACTERIZACIÓN

La curiosidad es una de las más permanentes y seguras características de una vigorosa inteligencia.

- Samuel Johnson -

En este capítulo realizaremos una caracterización de los elementos con los que trabajaremos. En primer lugar, lo haremos con la pila de combustible Nexa 1200, comentando sus principales características y los datos aportados por el fabricante. También realizaremos una prueba de recuperación de esta. En segundo lugar, haremos lo propio con el convertidor BEV4, con el que mediante un algoritmo que implementaremos en LabVIEW comprobaremos que funciona de manera adecuada.

3.1 Caracterización de la pila de combustible

En este trabajo utilizaremos la ya mencionada Nexa 1200, cuya información desarrollamos a continuación.

3.1.1 Datos aportados por el fabricante

A continuación, se presenta la tabla aportada por el manual de uso de la pila de combustible de intercambio protónico Nexa 1200:

Designación	Definición	Especificación
Datos físicos	Dimensiones (H x W x D)	220 x 400 x 550 mm
	Peso	22 kg
	Tipo de protección	IP22
Potencia de salida	Voltaje de salida	20-36 V _{DC}
	Corriente nominal	65 A _{DC} max.
	Salida máxima	1200 W @ 5-25 °C
	Salida nominal	1000 W @ 35 °C
Combustible		H ₂ , hydrogen gas
	Pureza mínima	4.0 (= 99,99 %)

	Presión de entrada admisible	1...15 bar
	Consumo de hidrógeno a 1200 W	15 NL/min
Suministro eléctrico	Potencia mínima de entrada	110 W _{DC}
	Fuente de alimentación	12-36 V _{DC}
Oxidante	Oxígeno	Oxígeno atmosférico
	Caudal de volumen	Max 335 m ³ /h
	Concentración de oxígeno	Min 18%
	Presión ambiente	700-1100 mbar
	Temperatura	5-35 °C
	Agua en forma de vapor contenido en los gases de escape a potencia nominal	550 g/h
Entorno de operación	Lugar de trabajo	Dentro de los laboratorios, ambiente seco
	Temperatura ambiente	5-35 °C
	Humedad relativa	0...95 % , sin condensación
Almacenamiento	Temperatura ambiente	3-30 °C
Transporte	Temperatura ambiente	-40-+70 °C

Tabla 3-1. Datos técnicos aportados por el fabricante

Por otro lado, también disponemos de la curva de polarización de la pila. En la prueba de recuperación que se desarrollará posteriormente, analizaremos el comportamiento de la pila y veremos cuanto se asemeja su comportamiento real al de la curva teórica.

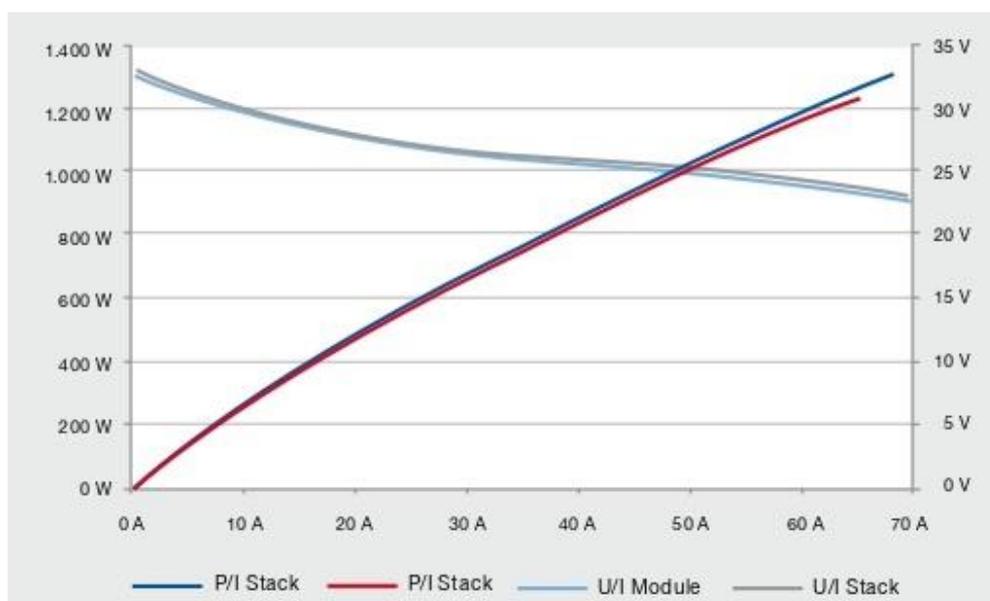


Figura 3-1. Curva de polarización teórica de la Nexa 1200

3.1.2 Marco teórico

Nexa 1200 es una unidad de pila de combustible completa que, con un voltaje de salida entre 20 - 36 V y una corriente de salida máxima de 65 A, entrega una potencia de salida de 1200 W. Se puede integrar directamente en una aplicación en varias posiciones de instalación. La unidad convierte la energía química del hidrógeno en energía eléctrica y térmica y agua. La unidad se puede suministrar con hidrógeno mediante el suministro de laboratorio con un reductor de presión aguas abajo, un electrolizador o recipientes de hidruro metálico, siendo este último nuestro caso. El aire de enfriamiento que fluye a través de la pila proporciona el oxígeno requerido para la reacción química. La unidad se puede controlar mediante el software de control remoto (RCS) Nexa 1200.

3.1.3 Prueba de caracterización

Para llevar a cabo la recuperación de la pila Nexa 1200, la cual llevaba varios años sin utilizarse, se necesitaron los siguientes elementos, los cuales vienen incluidos en el pack con la propia pila:

- Un relé de carga, que evita el paso de corriente si la unidad no está en un modo de operación adecuado
- Un diodo de corriente inversa montado en un disipador de calor, el cual protege a la pila contra una posible corriente inversa desde la carga a la unidad
- Un conector de 3 clavijas para conectar la fuente de alimentación externa.
- Una válvula externa que conecta el dispositivo con el hidrógeno, la cual aporta una protección adicional entre el suministro de hidrógeno y la pila. Separa la pila del suministro de hidrógeno.

Finalmente, necesitamos la fuente de alimentación externa, que en nuestro caso es una fuente de la marca Kaise, modelo HYS3003S-3, y el aporte externo de hidrógeno.

Por otro lado, necesitamos un portátil en el que previamente hemos instalado software RCS de la pila y los drivers necesarios, el cual recibirá toda la información necesaria (variables de tensión, intensidad, potencia de salida...) via CAN-USB.



Figura 3-2. Detalles de las conexiones en la PEMFC



Figura 3-3. Sistema completo montado

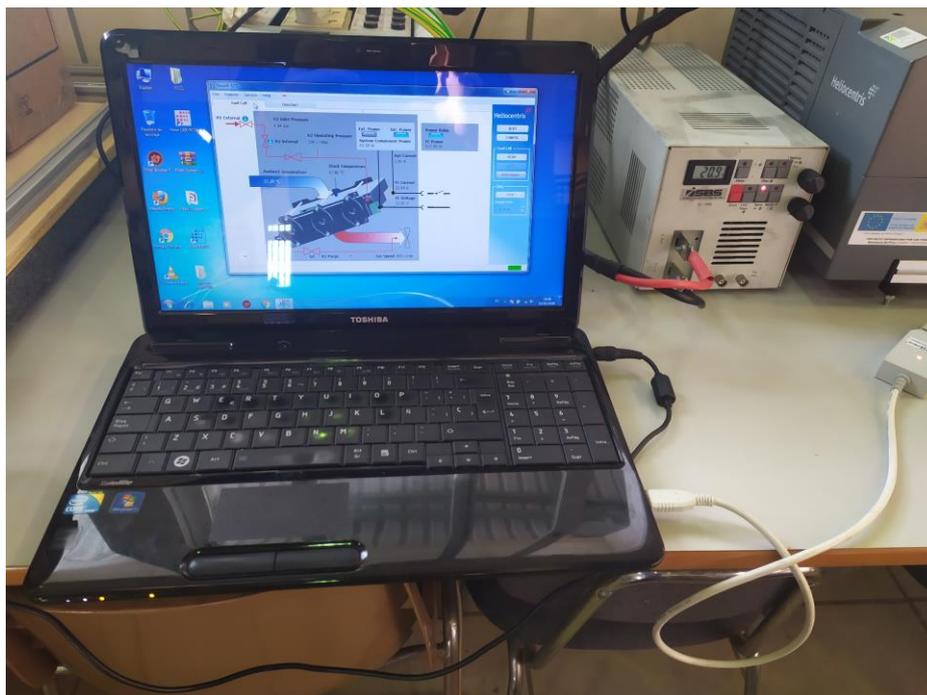


Figura 3-4. Portátil con el software instalado

Teniendo todo instalado correctamente, el proceso fue el siguiente: Se comenzó solicitando desde una carga externa una potencia de 100W, y se fueron introduciendo escalones de la misma cantidad cada 5 minutos, buscando la estabilización aproximada de la tensión generada por la pila (Fuel Cell Voltage), con el objetivo de humedecer la pila, para que en los ensayos con el motor pueda llegar a la potencia solicitada por el mismo.

El objetivo era llegar a unos 800-900W, ya que la potencia nominal de esta pila son 1200, pero al ser antigua y llevar tiempo sin usarse, no esperábamos que fuera a dar más. El límite de la prueba lo marcaba la tensión de la pila, ya que no podía descender de los 20V, siendo éste el límite operacional teórico de la Nexa 1200, lo que podría llevar a daños en la pila. Se llevaron a cabo 2 procesos de subida y bajada de potencia por la carga externa, pero al final de la primero, cuando la pila iba por 800W, nos dimos cuenta al ver los valores tan altos de temperatura que se estaban manejando que la pila estaba excesivamente pegada a la carga y por ello la

temperatura había subido unos 10°C, lo que había probablemente adulterado la prueba y por ello decidimos hacer una segunda empezando de nuevo. Este hecho se puede observar claramente en la foto del sistema completo montado, en el cual vemos la excesiva proximidad entre la pila y la carga.

En la segunda prueba la pila subió hasta 800W, y el descenso mediante escalones análogos se hizo sin ningún tipo de sorpresa también. Esta prueba se realizó sin incidencias y se dio por válida.

En la gráfica y en la interfaz del software aparecieron varios datos reseñables. El primero son los picos en la FC Power. Estos se deben a las purgas de H₂ que realiza la pila, lo que hace que el sistema necesite durante ciertos instantes más potencia.

Por otro lado, la SC Power (System Component Power), es decir, la potencia que necesita el sistema de la pila para funcionar está dentro de la FC Power (Fuel Cell Power), que es la potencia proporcionada por la pila. Esto queda manifestado claramente cuando al hacer las purgas previamente comentadas, la FC Power varía, lo que significa que no es solo la potencia que sale hacia la carga externa.

Por último, también son reseñables las variaciones que encontramos en la FC Power, ya que al subirla cada 5 minutos 100W, durante el transcurso de los siguientes 5 minutos sube por su cuenta aproximadamente 15 W más, y en los escalones de bajada sucede lo inverso. Esto es a causa de que la carga solicita un amperaje concreto, no una potencia, por lo que con las variaciones del FC Voltage se producen variaciones en la FC Power.

3.1.4 Resultados

A continuación se representa la curva de polarización obtenida en la prueba previamente explicada.

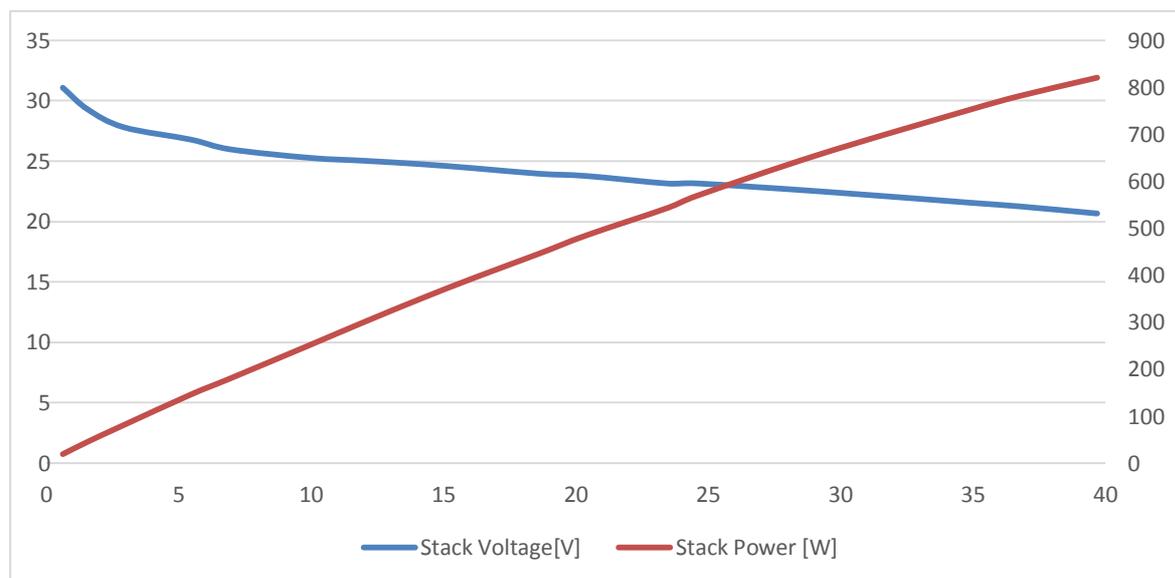


Figura 3-5. Curva de polarización real de la Nexa 1200

3.1.5 Conclusiones

Comparando ambas curvas de polarización, se observa que sus valores no distan demasiado, pero confirmamos que con el paso del tiempo la potencia que puede alcanzar la pila ha descendido considerablemente.

3.2 Caracterización del convertidor

Para realizar el control activo de la pila, se utilizará el convertidor DC/DC unidireccional BEV4.

3.2.1 Datos aportados por el fabricante

Aquí se presenta una tabla con las especificaciones técnicas del convertidor DC/DC:

Parámetros	Valor	Notas
Entrada		
Potencia de entrada	4kW	Pila de combustible
Tensión de entrada	20-80 VDC	
Máxima intensidad de entrada	80A	
Capacidad	Typ. 3630 μ F 100V	
Salida		
Tensión de salida	Tensión de entrada-100 VDC	
Corriente de salida	0-65A	
Capacidad	Tip. 1980 μ F 160V	
Parámetros electrónicos		
Frecuencia de cambio	Aprox. 105kHz por etapa (Resumen 210 kHz)	1. Incremento => 0° 2. Incremento => 180°
Static regulation - Precisión de control en estado estacionario - Precisión de la medida del voltaje - Precisión de la medida de corriente	$\square \pm 1\%$ < $\pm 2\%$ < $\pm 5\%$	
Eficiencia	Tip. 98,0%	@ $I_{in} = 50A / U_{in} = 45V /$ $U_{out} = 80V$
	Tip. 97,4%	@ $I_{in} = 100A / U_{in} = 45V /$ $U_{out} = 80V$
Fuente de alimentación auxiliar	12VDC $\pm 15\%$ 1A (2A _{peak})	Start-up interno DC/DC-Convertidor tip. 9,5V
Potencia auxiliar	Nom. $\square 15W$ Durante incrementos tip. 24W	
Protección térmica (semiconductores)	Tip. 110°C	Reduciendo el ancho de pulso
Límite interno de voltaje de salida	Tip. 110VDC	
Temperatura de trabajo	-15°C to +40°C	
Humedad relativa	95%	
Interfaz		
Comunicación	Señales analógicas 0-10 VDC	

Tabla 3-2. Datos técnicos aportados por el fabricante

3.2.2 Marco teórico

El BEV4 es un convertidor elevador unidireccional DC/DC. Este puede ser alimentado por un voltaje de entrada de 20-80 VDC, mientras que el máximo voltaje de salida es de 100 VDC. La entrada y salida de energía utilizan un sistema de tierra común (sin aislamiento galvánico). Un control de temperatura interno de la unidad de potencia limita la potencia de aumento si existe una refrigeración insuficiente (por ejemplo, con la unidad de ventilador bloqueada).

Para el control del convertidor es necesaria una alimentación auxiliar de 12V. El convertidor se activa activamente mediante la entrada ON/OFF.

Los parámetros de entrada y salida se pueden ajustar mediante setpoints analógicos (0-10 V). Los valores reales analógicos (0-10V) informan sobre los valores realmente existentes del convertidor. El convertidor elevador siempre regula el parámetro (U_{in} / U_{out} / I_{in} / I_{out}) máximo que se alcanza primero. Para hacer más llevadera la lectura del trabajo, se utilizarán las siguientes abreviaciones:

- Set Point de la tensión de entrada: U_{insp}
- Set Point de la tensión de salida: U_{outsp}
- Set Point de la intensidad de entrada: I_{insp}
- Set Point de la intensidad de salida: I_{outsp}
- Actual value de la tensión de entrada: U_{inav}
- Actual value de la tensión de salida: U_{outav}
- Actual value de la intensidad de entrada: I_{inav}
- Actual value de la intensidad de salida: I_{outav}

3.2.3 Prueba de caracterización

Para realizar las pruebas del convertidor, necesitamos conocer de alguna forma los datos de las variables de entrada y salida del mismo, lo cual se hace mediante dos tarjetas de adquisición de datos, las cuales había que conocer como trabajaban antes de hacer las pruebas mencionadas, ya que no disponíamos del datasheet de las mismas.

El primer paso fue la instalación de la tarjeta PCI-6229 de National Instruments en una torre del laboratorio, para lo cual también hubo que trabajar para poder encontrar los controladores que permitieron que fuera compatible. Esta tarjeta es la que nos va a permitir el proceso de adquisición de datos para poder hacer pruebas con el convertidor.

Una vez realizado este proceso, se conectaron las dos placas CB-68LP de National Instruments a la tarjeta que ya hemos comentado. Estas tarjetas son las que irán posteriormente conectadas al convertidor, pero antes de hacerlo hay que comprobar que el proceso de adquisición de datos funciona adecuadamente. Para ello, se realizó en LabVIEW un programa básico de generación y adquisición de señales, para el cual se necesitaba un bloque llamado DAQ Assistant, que tras una larga búsqueda fue encontrado instalando la versión LabVIEW 2016 64bits y el paquete NI-DAQmx 16 y realizando una actualización para la vinculación de ambos.

El primer programa, el de generación de señales, consistía simplemente en mandar 4 voltajes diferentes a las 4 posibles salidas que había en las placas mediante un bloque DAQ Assistant de generación de señales. Al no disponer del datasheet, hubo que detectar cuales eran concretamente las salidas mediante la medición de cada una de ellas con un polímetro.

El segundo programa, el de adquisición de señales, se realizó incluyendo al anterior un bloque DAQ Assistant de adquisición de señales, y conectando las cuatro salidas previas a las cuatro entradas existentes, conseguimos detectar a que indicador numérico de LabVIEW le correspondía cada entrada de la placa.



Figura 3-6. Tarjeta PCI-6229

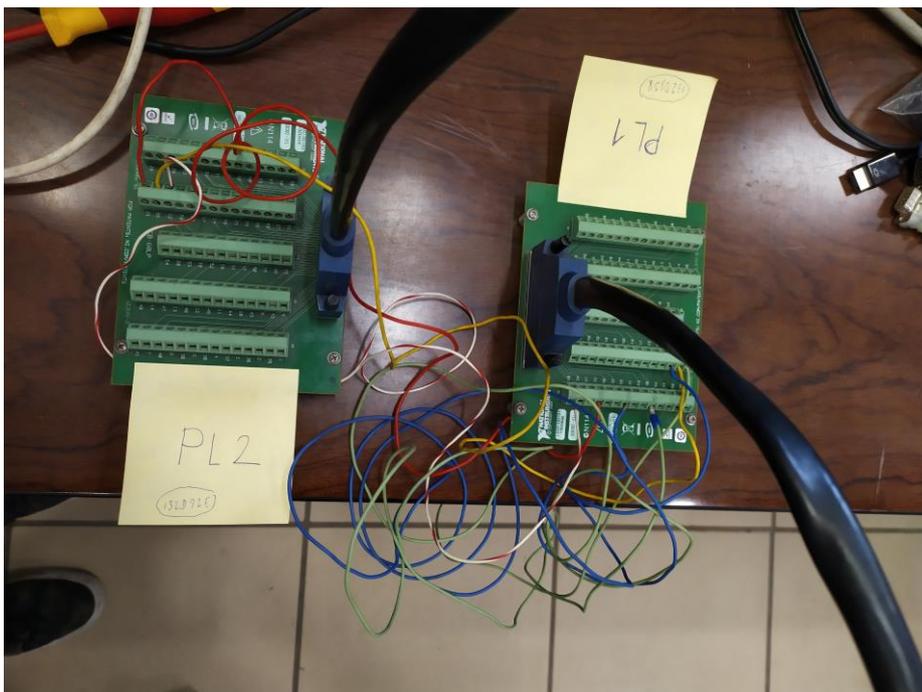


Figura 3-7. Conexión de las placas CB68-LP

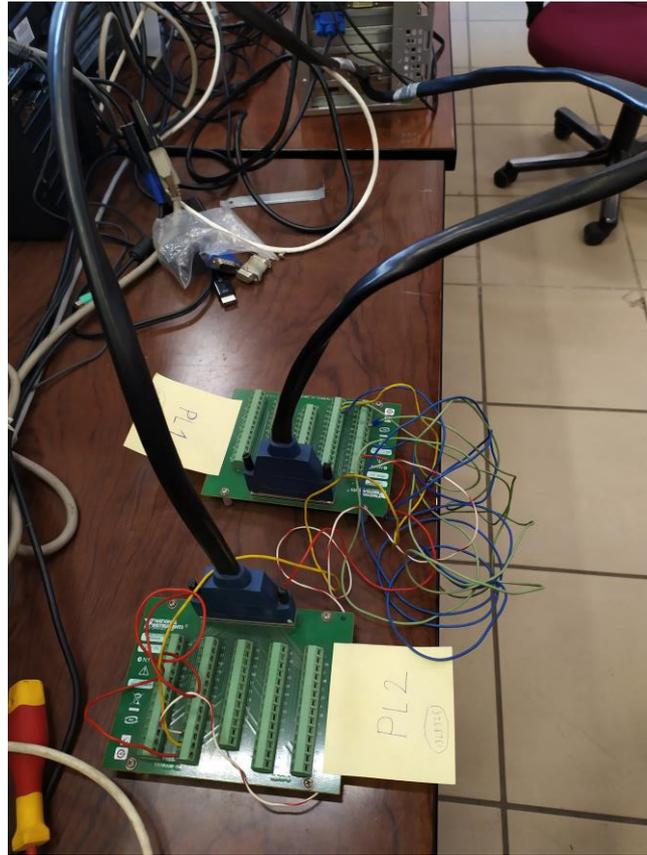


Figura 3-8. Conexión de las placas CB68-LP a la torre



Figura 3-9. Conexión en la torre

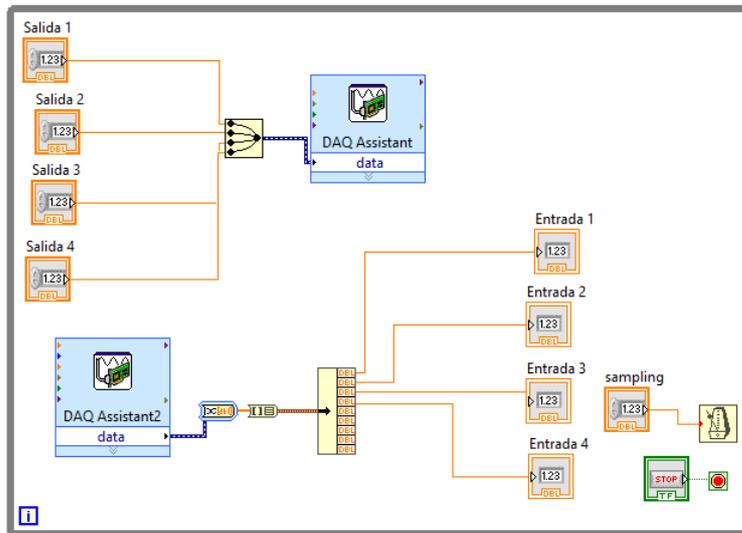


Figura 3-10. Programa de caracterización de las placas (1)

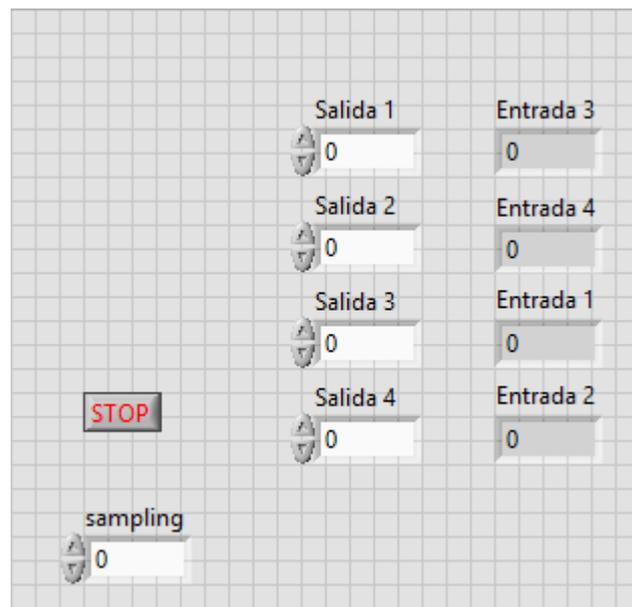


Figura 3-11. Programa de caracterización de las placas (2)

Una vez conocidas las entradas y salidas de estas placas, pudimos pasar a realizar las pruebas con el convertidor.

3.2.4 Resultados

Debido a la imposibilidad de ir a los laboratorios para realizar las pruebas de caracterización por el COVID-19, ha sido imposible sacar ningún tipo de resultado sobre las actuaciones del convertidor.

3.2.5 Conclusiones

Como hemos comentado previamente, la ausencia de pruebas y por consiguiente de resultados, no nos ha permitido deducir ninguna conclusión sobre el convertidor elevador DC/DC BEV4.

4 DISEÑO DE LOS CONTROLADORES

Hay una fuerza motriz más poderosa que el vapor, la electricidad y la energía atómica: la voluntad

-Albert Einstein-

En este capítulo se realizará un desarrollo de los controladores diseñados en LabVIEW con el objetivo de modelar la hibridación entre la pila de combustible y las baterías. Debido a la pandemia del COVID-19 que ha asolado nuestro país durante este año, ha sido imposible completar la realización de la bancada de ensayos, y estos controladores, que originariamente, estaban diseñados para conectarse a dispositivos reales, se han tenido que conectar a simulaciones de estos para poder llevar a cabo las pruebas de forma virtual. A continuación, se explicará también como se han diseñado estas simulaciones.

4.1 Modelado de los dispositivos

Debido a la situación tan complicada por la que hemos pasado estos meses, se ha decidido modelar en LabVIEW el comportamiento de los siguientes dispositivos:

4.1.1 Baterías

Las baterías que se utilizarían en la bancada real, serían análogas a las que aparecen en el Apéndice 1, cuyos valores más reseñables se comprimen en la siguiente tabla:

Nombre	ANR26650
Material	LiFePO4
Empresa	A123 SYSTEMS
Dimensiones (mm)	26x65 (forma cilíndrica)
Peso (g)	76
Capacidad nominal (Ah)	2,5
Capacidad mínima (Ah)	2,4
Voltaje nominal (V)	3,3V
Potencia (W/kg)	2600
Método de carga estándar recomendado	2,5 A a 3,6V, 60 min

Método de carga rápida al 80% SOC recomendado	10 A a 3,6V, 12 min
Corriente máxima de descarga (A)	50
Temperatura de descarga (°C)	-30 a 55
Temperatura de almacenamiento (°C)	-40 a 60

Tabla 4-1. Datos técnicos aportados por el fabricante

La idea original era trabajar con un pack de siete baterías como la mencionada anteriormente, todas conectadas en serie. Para llevar a cabo la simulación, se ha tomado como referencia la gráfica de descarga a potencia constante de las baterías que aparece en el datasheet del Apéndice 1, a partir del cual, se puede observar como en función del estado de carga (SOC) de las baterías, y de la potencia a la que estas están trabajando podemos conocer la tensión a la que se encuentran. Supondremos que las pruebas se llevarán a cabo a una temperatura de 23°C, que es bastante razonable, para adecuarnos a las condiciones impuestas en el datasheet.

Para poder llevar a cabo este modelado, primero se ha dimensionado para siete baterías la gráfica que aparece en el datasheet para una sola. El segundo paso ha sido obtener las funciones de las curvas que aparecen en esta gráfica para las diferentes potencias analizadas. Finalmente, se ha modelado en LabVIEW la interpolación de los valores de las tensiones a cada potencia, para así poder estimar la tensión a la que están trabajando las baterías en función de la potencia que están suministrando a tiempo real.

Finalmente, una vez conocida la potencia y la tensión a la que están trabajando las baterías, podemos calcular la corriente que pasa por ellas.

Por otro lado, para calcular el SOC de las baterías, se ha decidido usar la siguiente fórmula, extraída de [32] :

$$SOC_t = SOC_{t_0} + \int_{t_0}^t \frac{\eta I}{C_n} dt \quad (4-1)$$

Para modelarlo, al ser simplemente esa integral una suma, hemos realizado dentro del bucle en el que se modelará el programa entero un bucle en el que se parte del valor al inicio de la misión, SOC(t0), y al que se le va sumando el valor de lo que hay dentro de la integral en función de la intensidad a la que están las baterías, cuyo cálculo ya se ha explicado. Se ha tomado como valor de la capacidad el mencionado anteriormente, 2,5 Ah, y como valor del rendimiento hemos tomado 0,87, en base a [34]. Por ultimo, el hecho de dividir entre 7200 es debido a que el bucle en el que está enmarcado todo este modelado itera cada 0,5 segundos y la capacidad está en Ah.

A continuación, se observa la implementación en LabVIEW del proceso comentado previamente.

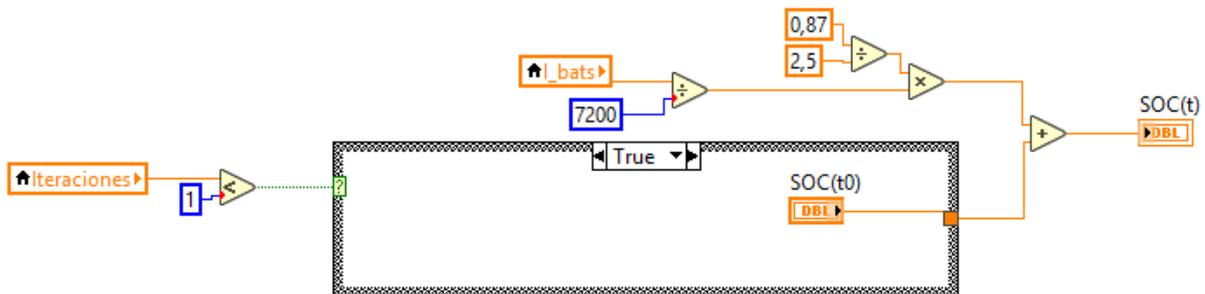


Figura 4-1. Cálculo del SOC (1)

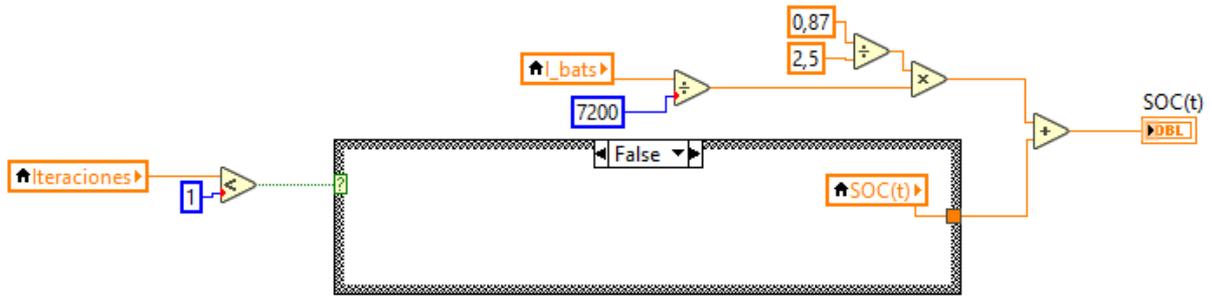


Figura 4-2. Cálculo del SOC (2)

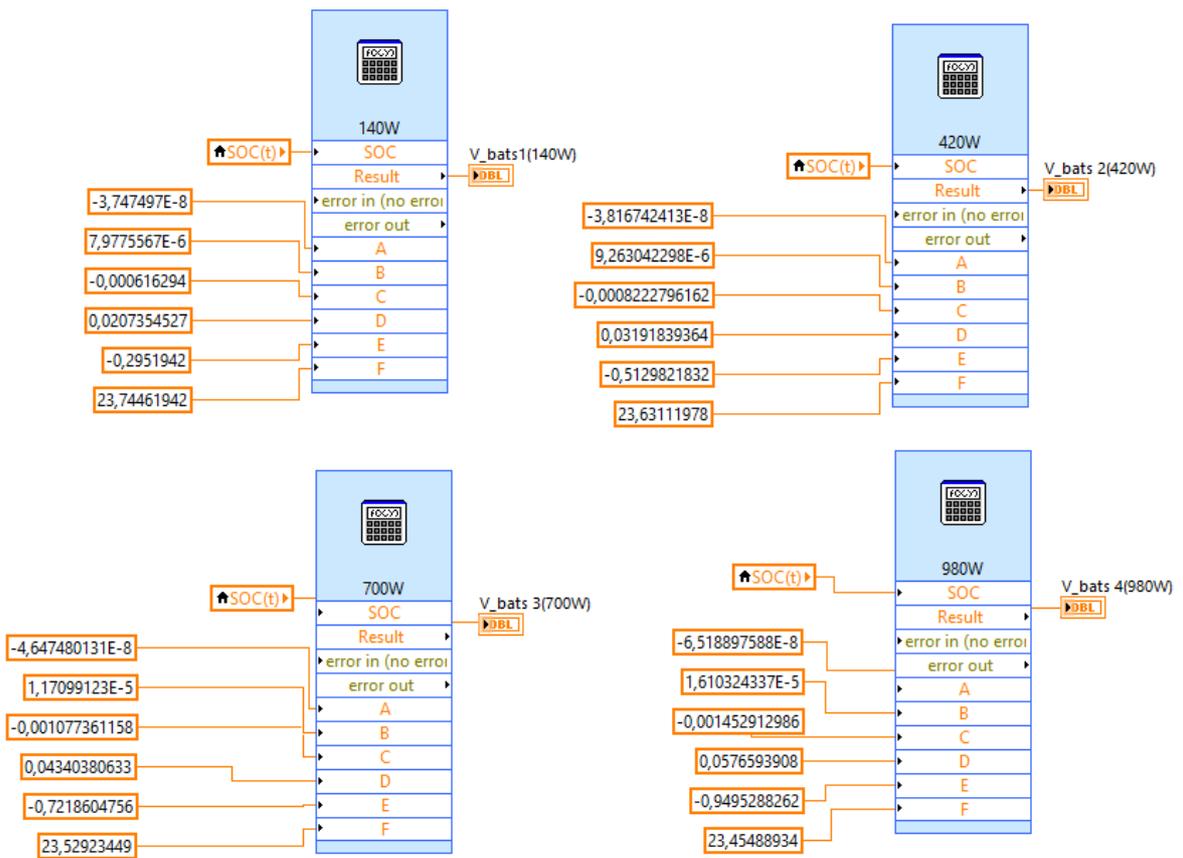


Figura 4-3. Fórmulas de las curvas de potencia

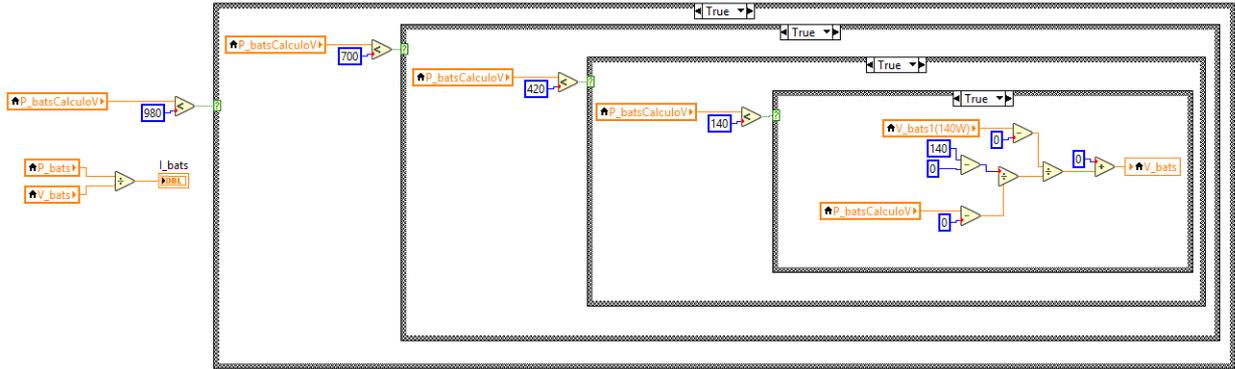


Figura 4-4. Interpolación de las tensiones (1)

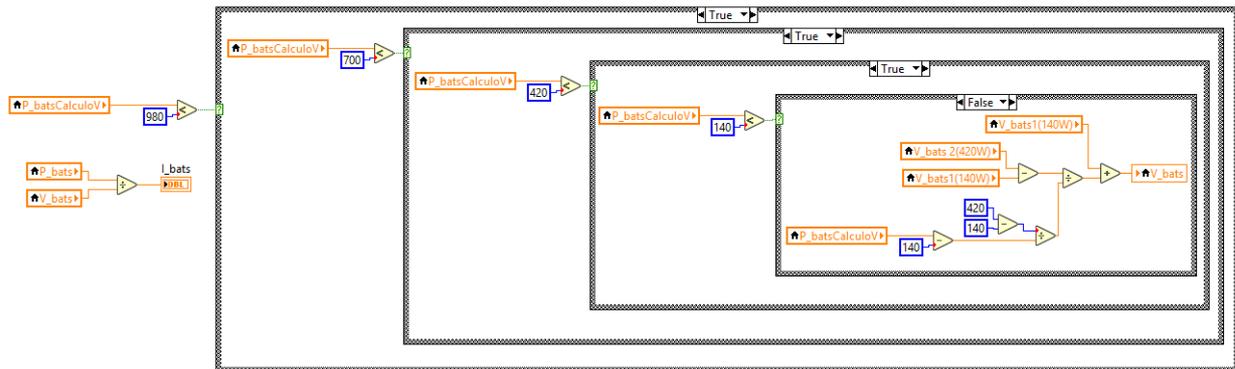


Figura 4-5. Interpolación de las tensiones (2)

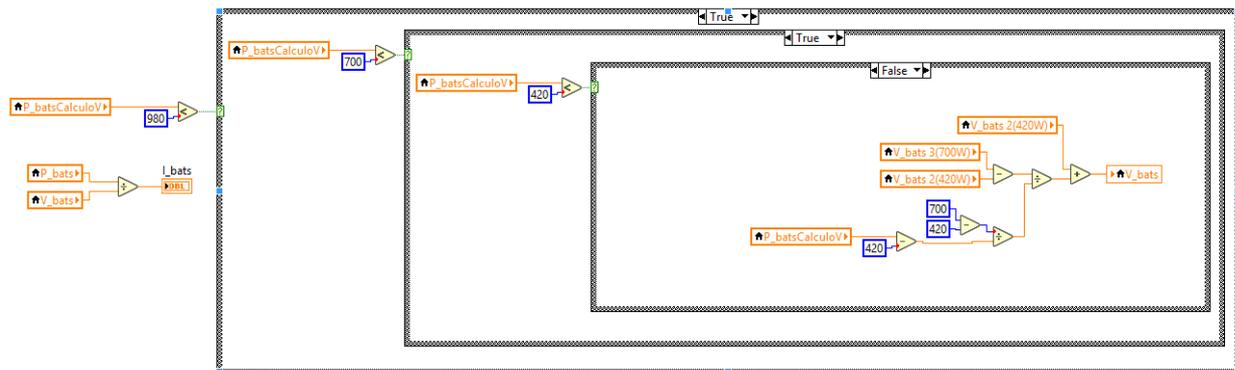


Figura 4-6. Interpolación de las tensiones (3)

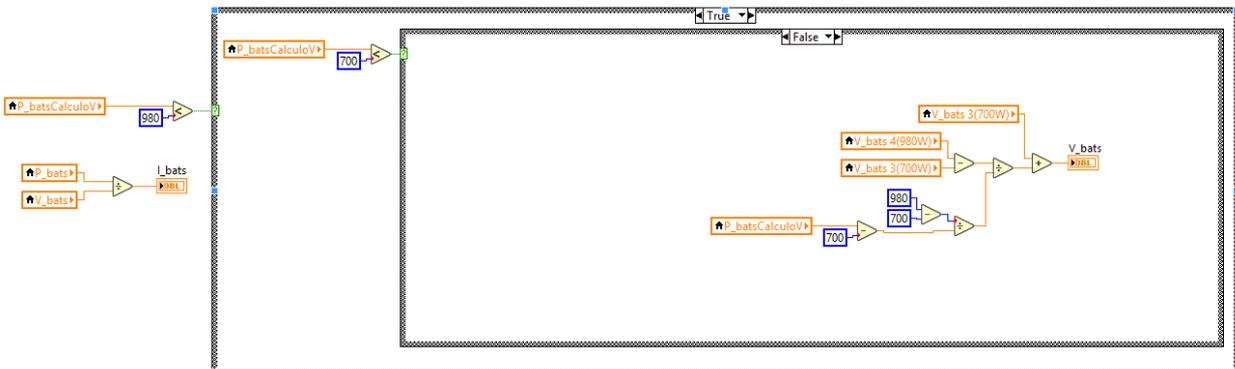


Figura 4-7. Interpolación de las tensiones (4)



Figura 4-8. Signo de la potencia (1)



Figura 4-9. Signo de la potencia (2)

Como apunte, se observa que el valor de la potencia de las baterías que utilizamos para el cálculo de la intensidad no es el mismo que el que se utiliza para el cálculo de la tensión. Para el primero usamos P_bats , y para el segundo $P_batsCalculoV$. Esto ocurre porque con el fin de simplificar el modelo, únicamente le cambiamos el signo a la potencia cuando esta está suministrando, con el objetivo de que para calcular y las tensiones de trabajo esta sea siempre positiva.

4.1.2 Pila de combustible

En el caso de la pila, el modelo se hará de una forma más sencilla. A partir de la curva de polarización teórica que aparece en el apartado 3.1.1, se ha obtenido la función de la curva tensión – intensidad. Partiendo de que, al estar la pila trabajando en paralelo con las baterías, ambos equipos tienen que estar a la misma tensión, podemos conocer la intensidad a la que la PEMFC está trabajando. Una vez conocidos ambos valores, averiguaremos cuánta potencia está proporcionando la pila. Las imágenes de su modelado en LabVIEW las introduciré en los siguientes apartados debido a que en el control pasivo la pila actúa de manera independiente, mientras que en el controlador activo meteremos un convertidor en el circuito, cuyo modelado comentaré en el tercer punto.

También se realizará un análisis en las pruebas que se desarrollarán más adelante de los normal litros de hidrógeno que se consumirán en cada prueba, es decir, litros de hidrógeno a un valor de la temperatura ambiente de $0\text{ }^{\circ}\text{C}$, un valor de la presión atmosférica de 1,01325 bar, y un valor de la humedad relativa del aire del 0%. Este dato lo conoceremos a partir de un análisis de la Nexa1200, como vemos en [35], en el cual se nos facilita el flujo de hidrógeno que proporcionan los depósitos en función del amperaje al que se está trabajando. Conociendo este dato, podremos averiguar, en función de la potencia a la que trabaja la PEMFC, los normal litros que se habrán consumido al final de la prueba.

4.1.3 Motor

Por último, el modelado del motor se realizará de forma que tengamos que solo conozcamos la potencia a la que se requiere que trabaje. A partir de ello, al estar éste en paralelo con el pack de baterías, conoceremos la tensión a la que está, y a partir de la intensidad que está pasando por la pila (si esta está encendida) y por las baterías, conoceremos la que le llega al motor.

4.2 Controlador pasivo

En primer lugar, vemos como se ha modelado la pila en este tipo de controlador en base a lo comentado en el apartado anterior.

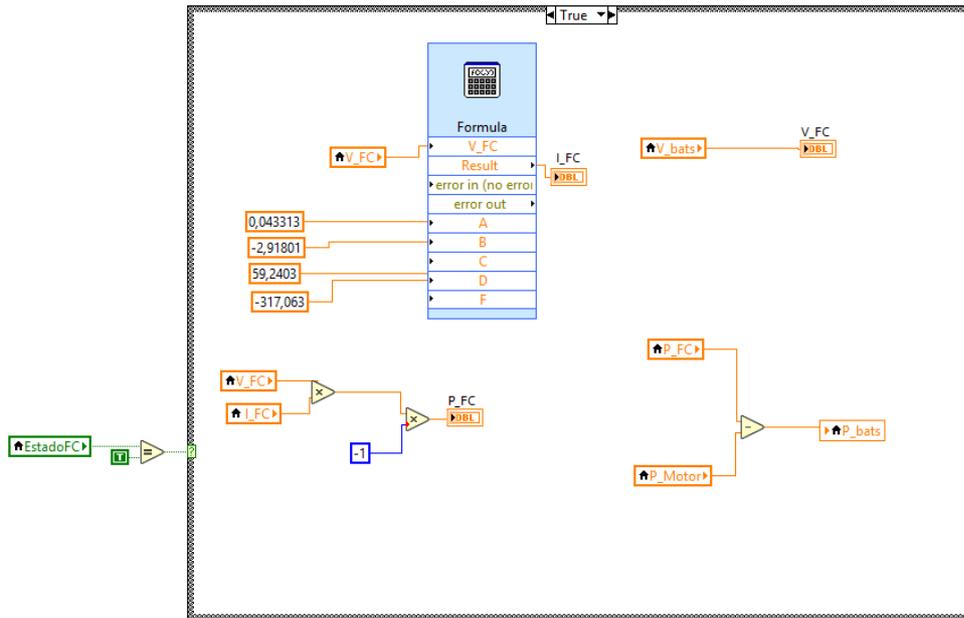


Figura 4-10. Modelado de la FC (1)

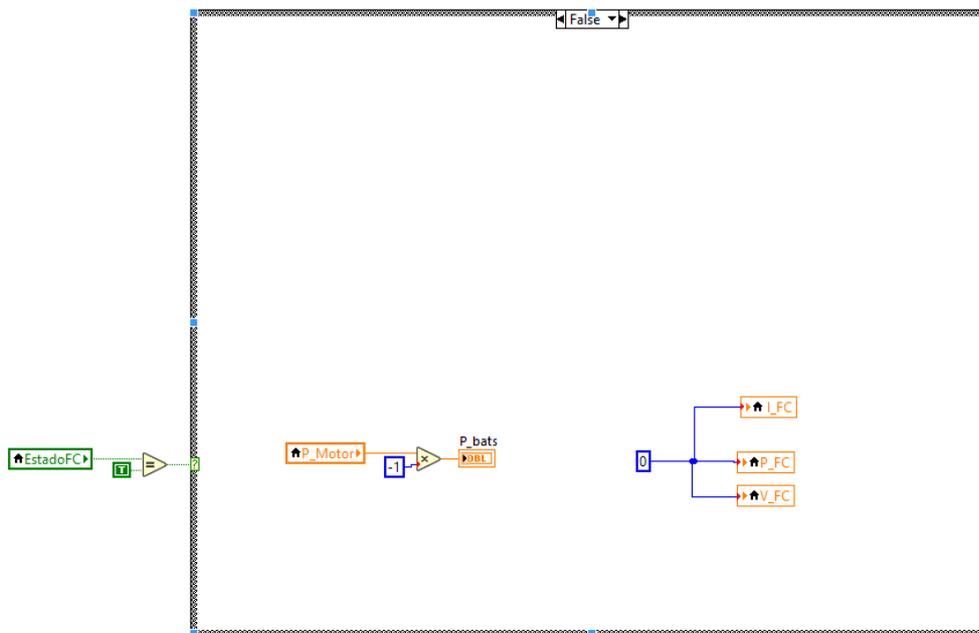


Figura 4-11. Modelado de la FC (2)

En este controlador, se han llevado a cabo los siguientes parámetros de control:

El primero es que la PEMFC se enciende cuando el SOC de las baterías llega a un límite inferior de 0,25, a partir del cual, y en base a las curvas de potencia de las baterías se observa que los valores de tensión empiezan a disminuir considerablemente, lo que podría dañar la pila al hacerla trabajar a unos valores de tensión por debajo de lo recomendable, en base a lo observado en la prueba de caracterización de esta.

Segundo, cuando la PEMFC se enciende, se le ponen unos límites a su tensión, en base a dos criterios. El primero es que la pila como comentamos en la prueba no puede trabajar por debajo de los 20V ni por encima de los 36V. El segundo es fijarle al valor nominal de tensión del pack de baterías, 23,1V, unos límites de trabajo del 20% dado que sobrepasarlos podría producir la gasificación de las baterías. Esto nos deja un intervalo de trabajo entre los 20V y los 27,7V.

Por último, en el caso de que la PEMFC llene el pack de baterías de forma completa, volveríamos a apagarla

para que volvieran a ser las baterías las que abastecieran por completo al motor.

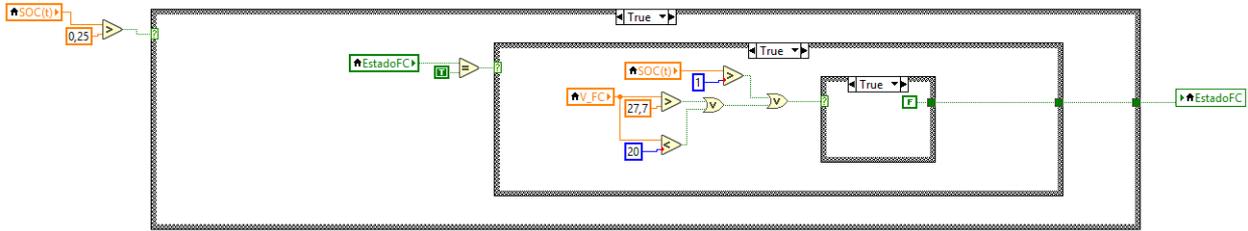


Figura 4-12. Controlador pasivo

El funcionamiento sería muy sencillo: En el caso de que el SOC de las baterías esté por debajo de 0,25, la pila se tiene que encender. Si el SOC está por encima de 0,25, si la pila está encendida y cumple las restricciones comentadas (tensión entre 20 y 27,7 y SOC menor de 1), esta se mantiene encendida. Por el contrario, si incumple cualquiera de ellos, se tendría que apagar para que la batería volviera actuar de forma única.

Por otro lado, a continuación, se presenta la pantalla frontal del diseño del controlador pasivo en LabVIEW, así como los datos recopilados para generar las gráficas.

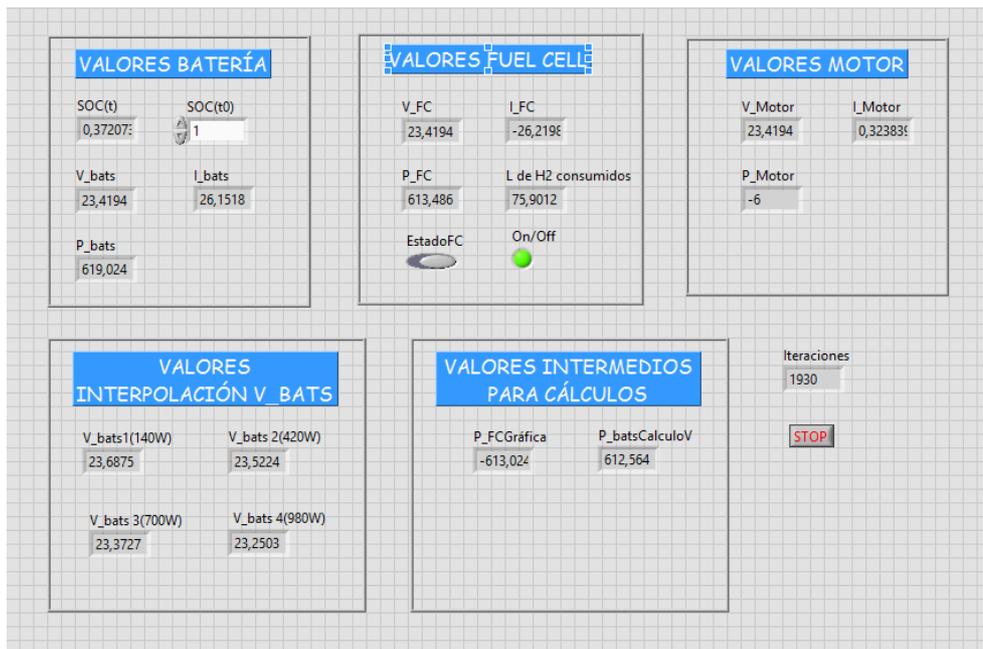


Figura 4-13. Panel frontal del controlador pasivo

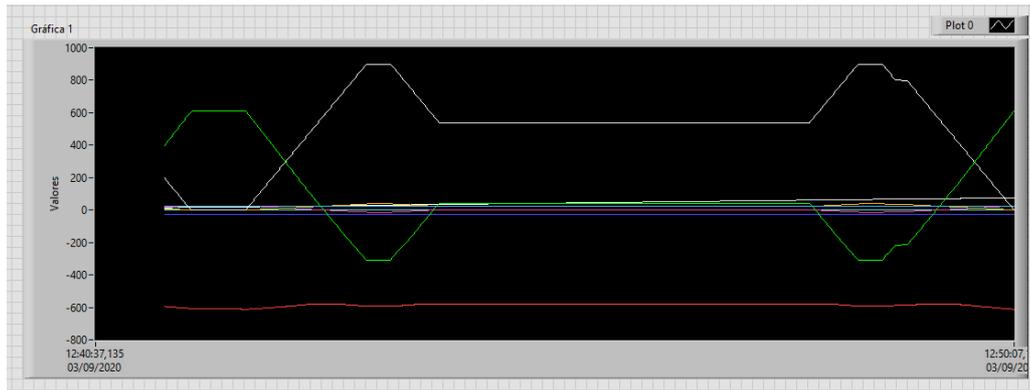


Figura 4-14. Ejemplo de gráfica en el controlador pasivo

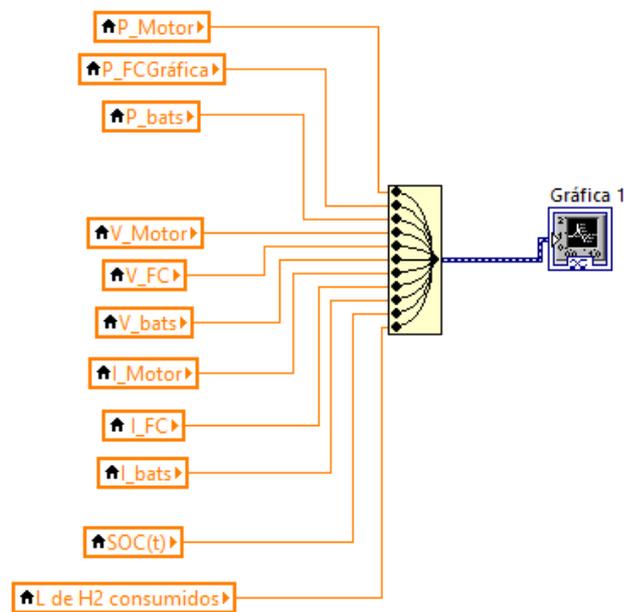


Figura 4-15. Toma de datos en el diagrama de bloques

4.3 Controlador activo

En este caso, comentaremos en primer lugar como diseñaremos la simulación del convertidor, para más tarde explicar como actúa el controlador.

4.3.1 Modelado del convertidor

En este caso, introducimos en el control un convertidor elevador teórico, el cual, como comentamos en el apartado 3 para el caso del BEV4, tiene 4 parámetros regulables (U_{outsp} , U_{insp} , I_{outsp} e I_{insp}), de forma que el convertidor regula los valores en torno al parámetro que alcance primero. En nuestro caso, sabiendo que la tensión a la que trabaja el convertidor es la misma que la de las baterías, se ha decidido que el parámetro que se controlará siempre va a ser el I_{outsp} . Así obtenemos la P_{out} .

A partir de ello obtenemos la potencia que está suministrando el convertidor, y suponiendo que éste actúa con un rendimiento ideal, conoceremos la potencia que está aportando la pila. Mediante el análisis de su curva de polarización, como hemos explicado previamente, podremos conocer su tensión e intensidad.

El hecho de que el convertidor sea elevador provoca que tengamos que realizar ciertos ajustes a la hora de programarlo. A raíz de [36], conocemos como actúa el convertidor BEV4 cuando el parámetro regulador es la I_{outsp} . Al ser elevador, este solo realiza un seguimiento de la I_{outsp} en el caso de que la que la tensión de salida de este sea mayor que la de entrada. Por tanto, cuando las intensidades desciendan lo suficiente como

para que las tensiones de salida y entrada sean iguales, o incluso la de entrada sea mayor que la de salida, la I_{outav} actuará de forma independiente a la I_{outsp} . Esto hace que, a partir de una intensidad, que no es fija ya que la tensión a la que se está trabajando no es constante, por debajo se cree una especie de histéresis de la que tendremos que salir aumentando el valor de la I_{outsp} si queremos retomar el control del convertidor.

Para modelar lo comentado en el párrafo anterior, hemos realizado un bucle if (Case Structure en LabVIEW), cuyas entradas son el valor de la I_{outsp} (Reg_ I_{out_Conv}), así como la condición para que este sea verdadero o falso, que es un booleano And, cuyas condiciones son que la tensión de salida (V_{out_Conv}) sea mayor que la de entrada (V_{in_Conv}), así como que el valor de la I_{outsp} sea mayor que una intensidad de referencia que se generará cuando los valores de V_{out_Conv} y V_{in_Conv} estén muy próximos. En la salida del bucle tenemos la I_{outav} (I_{out_Conv}). En el caso de que el bucle sea verdadero, asociaremos la I_{outsp} con la I_{outav} , en el caso de que no (al ser V_{in_Conv} mínimamente mayor que V_{out_Conv}), se generarán en un reducido intervalo de 0,2V unos valores de referencia (P_{Ref} y V_{Ref}) que se asociarán con los de salida del convertidor (P_{out_Conv} y V_{out_Conv}). En el caso de que la I_{outsp} siga descendiendo y se salga de ese intervalo por debajo, identificaremos la I_{outav} con los valores de referencia mencionados previamente hasta que la I_{outsp} vuelva a aumentar para retomar el control de la intensidad de salida del convertidor.

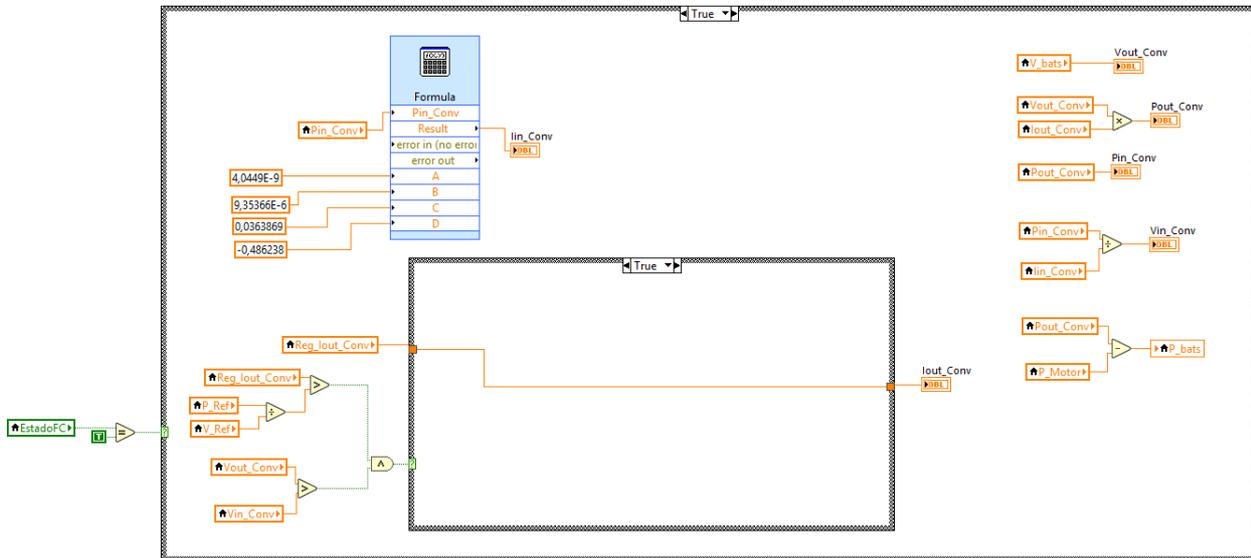


Figura 4-16. Modelado del convertidor (1)

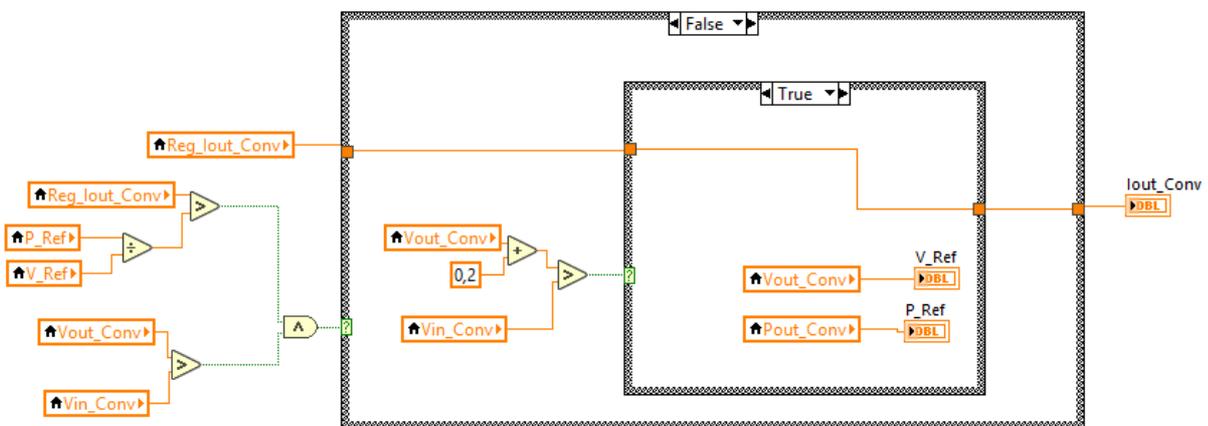


Figura 4-17. Modelado del convertidor (2)

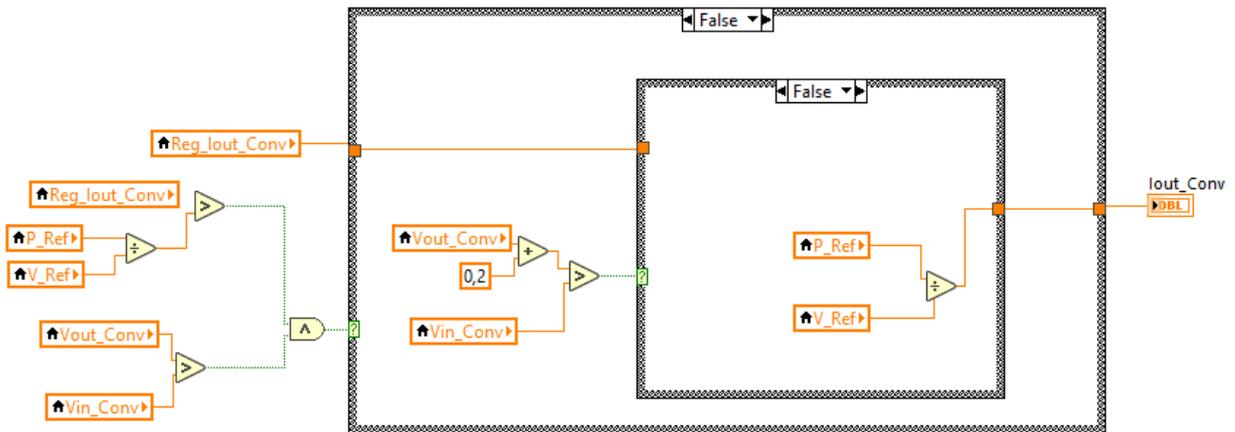


Figura 4-18. Modelado del convertidor (3)

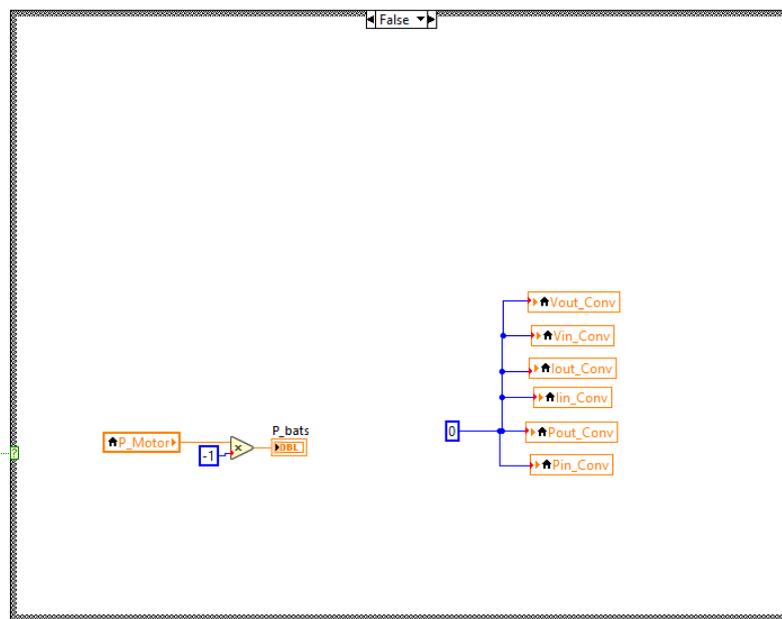


Figura 4-19. Modelado del convertidor (4)

4.3.2 Funcionamiento del controlador

Por último, el funcionamiento y desarrollo del controlador es análogo al anterior, con la única diferencia de que en este caso el parámetro al que se le ponen los límites de tensión se llama Vin_Conv en vez de V_FC.

También se adjunta, como hemos hecho con el controlador pasivo, el panel frontal y la toma de datos para las gráficas que se generan en las pruebas.

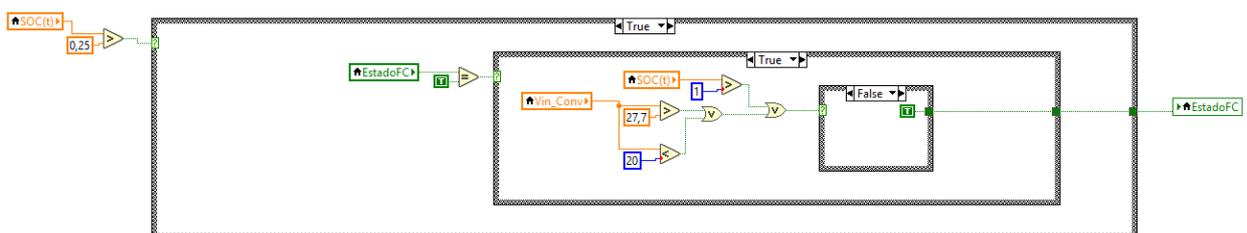


Figura 4-20. Controlador activo

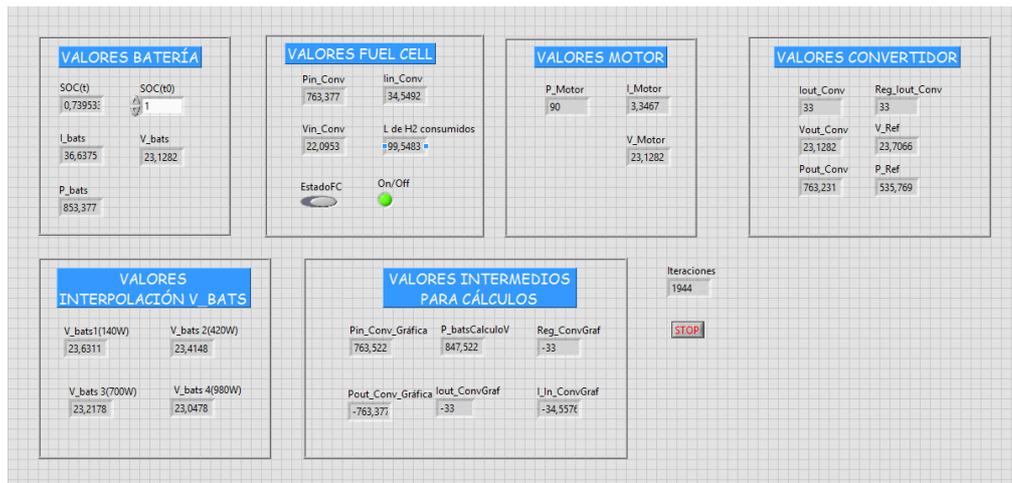


Figura 4-21. Panel frontal del controlador activo

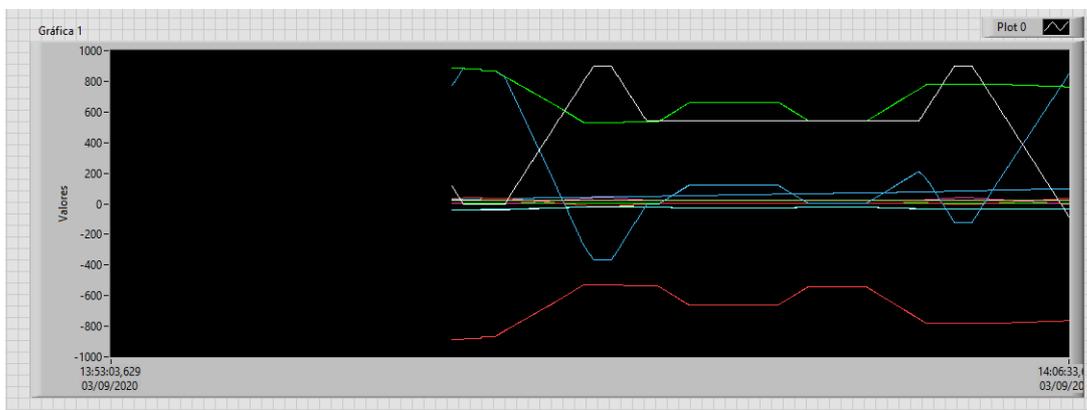


Figura 4-22. Ejemplo de gráfica en el controlador activo

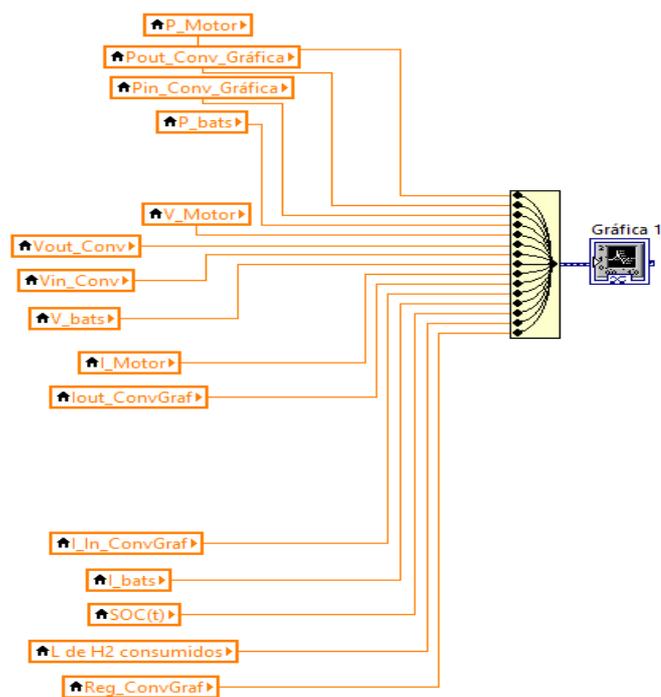


Figura 4-23. Toma de datos en el diagrama de bloques

5 DESARROLLO DE LAS PRUEBAS

Nuestra mayor debilidad radica en renunciar. La forma más segura de tener éxito es siempre intentarlo una vez más

- Thomas A. Edison

En este apartado desarrollaremos las pruebas que se realizarán de forma simulada, dada la imposibilidad a la hora de realizarlas de forma real, así como los resultados de las mismas para cada uno de los controladores que hemos diseñado. Por último, comentaremos brevemente las ventajas e inconvenientes de ambos controladores.

5.1 Descripción de las pruebas

A la hora de diseñar las pruebas, hemos decidido que se ejecuten las mismas en ambos controladores para así poder realizar una comparativa de como actúa cada uno ante unas exigencias de potencia análogas. Esta comparativa no es del todo precisa, ya que, ante la posibilidad de regular la intensidad proporcionada por el convertidor elevador en el controlador activo, la potencia que proporcionará este último no será constante. Esto se debe a que también estamos interesados en conocer como se comporta este tipo de controlador ante cambios graduales en la Ioutsp.

En las pruebas que se presentarán a continuación, se estudiarán varios factores:

- Comparativa entre las tensiones de la PEMFC (V_{in} y V_{out} del convertidor en el caso del controlador activo), de las baterías y del motor
- Comparativa entre las intensidades de la PEMFC (I_{in} y I_{out} del convertidor en el caso del controlador activo), de las baterías y del motor
- Comparativa entre las potencias de la PEMFC (P_{in} y P_{out} del convertidor en el caso del controlador activo), de las baterías y del motor
- SOC de las baterías
- Normal litros de H_2 consumidos por la PEMFC
- Comparativa entre la I_{outav} del convertidor y el regulador de intensidad fijado

En las pruebas, el sistema comenzará abasteciéndose únicamente de las baterías, hasta que estas lleguen a un nivel del SOC en torno a 0,25, a partir del cual encenderemos la PEMFC. En este punto, en función de la potencia que exija el motor, las baterías actuarán de sumidero o en su defecto ayudarán a la PEMFC a abastecer de potencia al motor. En el caso de que las baterías lleguen al máximo de su capacidad, la pila volverá a apagarse ya que si está sigue en funcionamiento se estaría desperdiciando potencia. Las baterías estarán en funcionamiento continuamente, algo que es totalmente necesario, ya que, ante picos de potencia puntuales, su dinámica es mucho más rápida que la de la PEMFC y nos permite que estos sean absorbidos sin mayor problema.

5.1.1 Prueba 1. Crucero constante

En esta primera prueba, la más sencilla, se realiza un simple despegue durante un breve intervalo de tiempo, que será el mismo que se requiera para el aterrizaje, con un intervalo más amplio entre ambos, que será un período de crucero a velocidad y potencia constante.

Tramo	Tiempo (s)	Potencia media (W)	Energia (Wh)
Despegue	90	566,7	14,17
Crucero	780	300	65
Aterrizaje	90	566,7	14,17
Misión	960		93,34

Tabla 5-1. Misión 1

5.1.2 Prueba 2. Crucero con aceleración y desaceleración

En esta prueba hemos introducido durante el crucero un tramo de aceleración y desaceleración para ver como se comportan los controladores frente a ello. Entre ambos tramos hemos introducido un crucero a una potencia mayor. El tiempo de despegue y aterrizaje también es ligeramente mayor.

Tramo	Tiempo (s)	Potencia media (W)	Energia (Wh)
Despegue	140	551,8	21,49
Crucero 1	250	300	20,83
Aceleración	50	475	6,60
Crucero 2	110	650	19,86
Desaceleración	50	475	6,60
Crucero 3	225	300	18,75
Aterrizaje	140	551,8	21,49
Misión	965		115,62

Tabla 5-2. Misión 2

5.1.3 Prueba 3. Crucero con aterrizaje y despegue intermedios

En esta tercera prueba, hemos variado la potencia de crucero, y hemos introducido una breve parada a mitad de esta para averiguar como si los controladores se adaptan correctamente a este tipo de situaciones. Es una prueba exactamente simétrica, y en ella veremos reflejada una de las ventajas de los controladores activos respecto a los pasivos.

Tramo	Tiempo (s)	Potencia media (W)	Energia (Wh)
Despegue 1	120	573,8	19,13
Crucero 1	230	540	34,5
Aterrizaje 1	120	573,8	19,13
Parada	25	0	0
Despegue 2	120	573,8	19,13
Crucero 2	230	540	34,5
Aterrizaje 2	120	573,8	19,13
Misión	965		145,52

Tabla 5-3. Misión 3

5.2 Pruebas en el controlador pasivo

A continuación, se presentan los resultados de las pruebas mencionadas en el primer apartado.

5.2.1 Controlador pasivo. Prueba 1

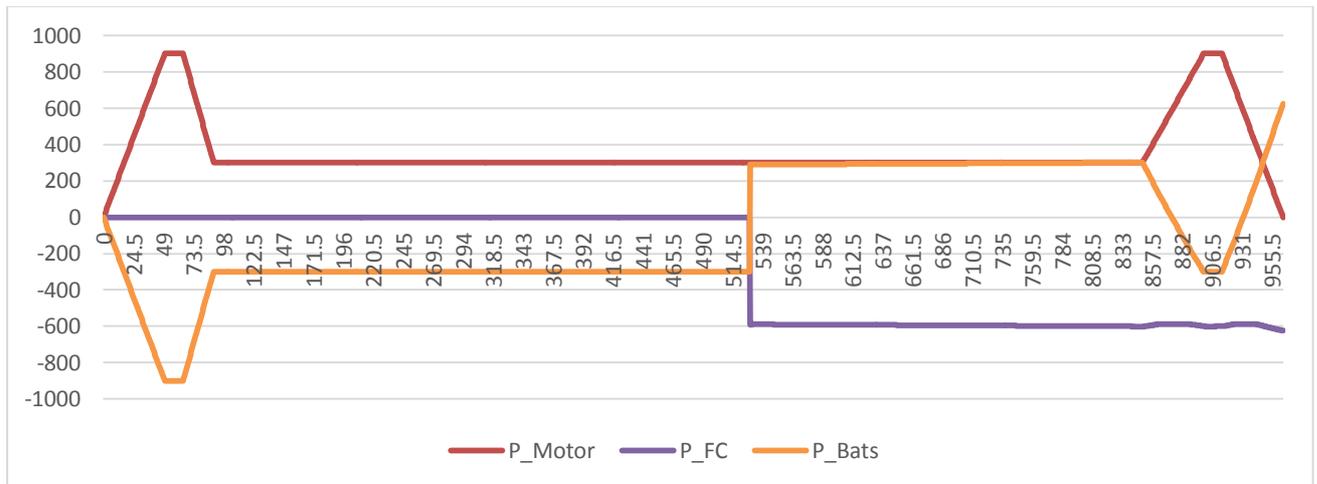


Figura 5-1. Comparativa de potencias

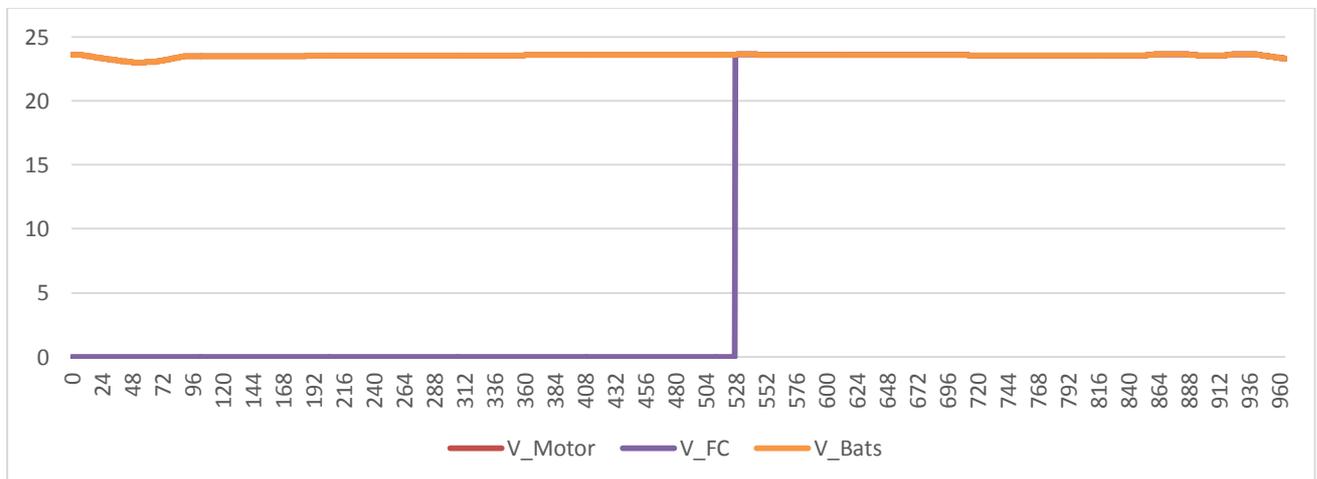


Figura 5-2. Comparativa de tensiones

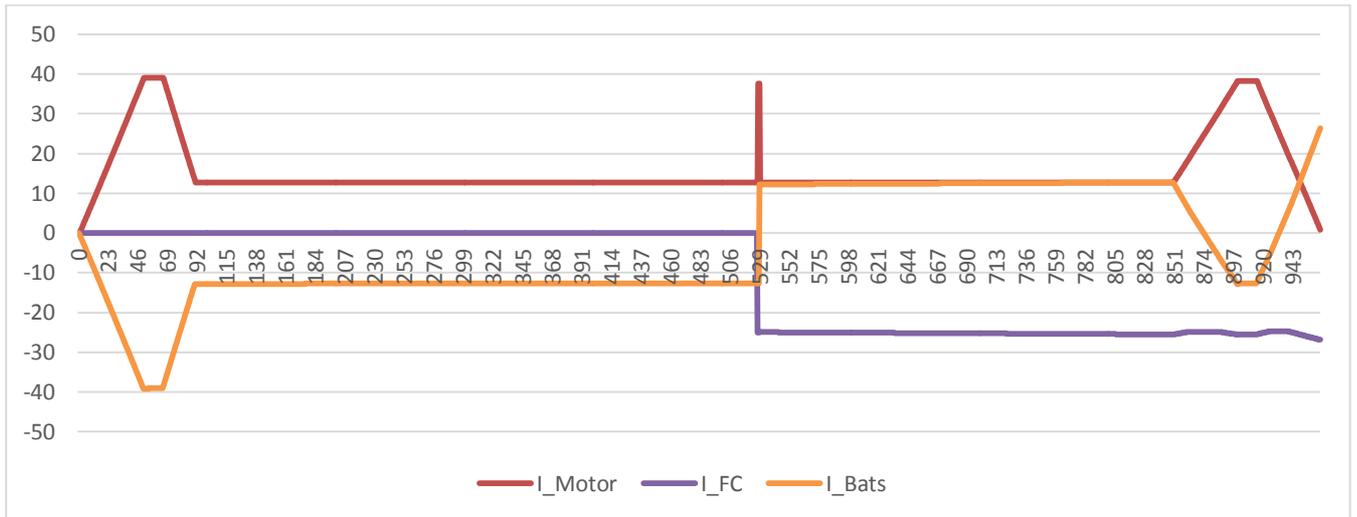


Figura 5-3. Comparativa de intensidades

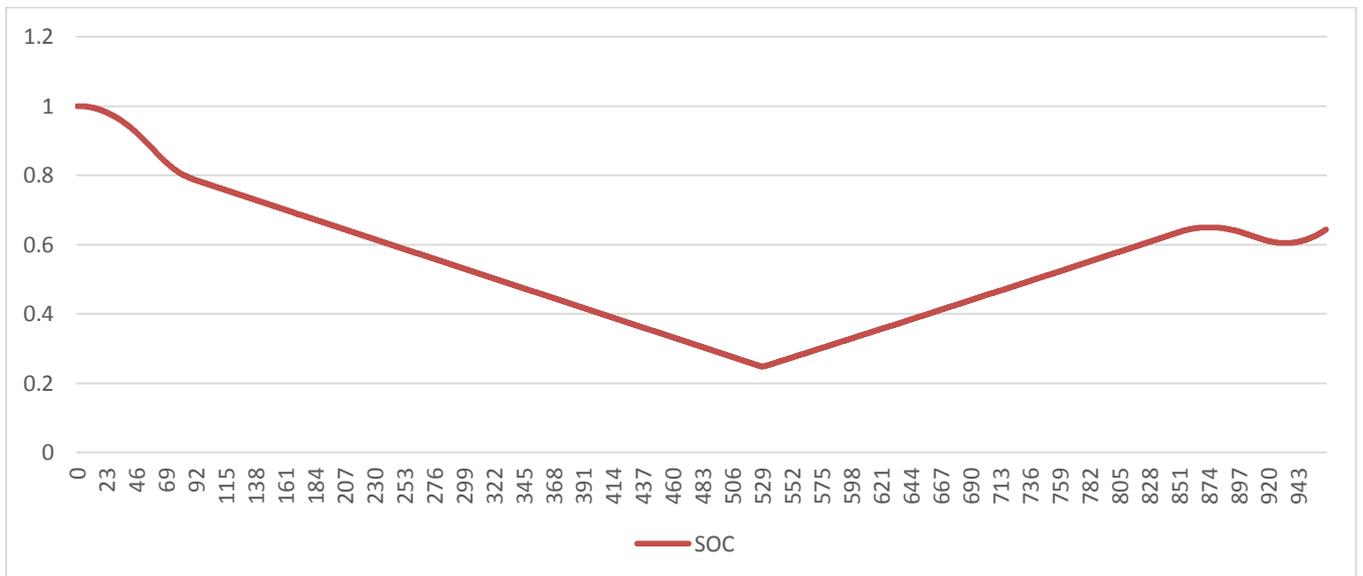


Figura 5-4. SOC de las baterías

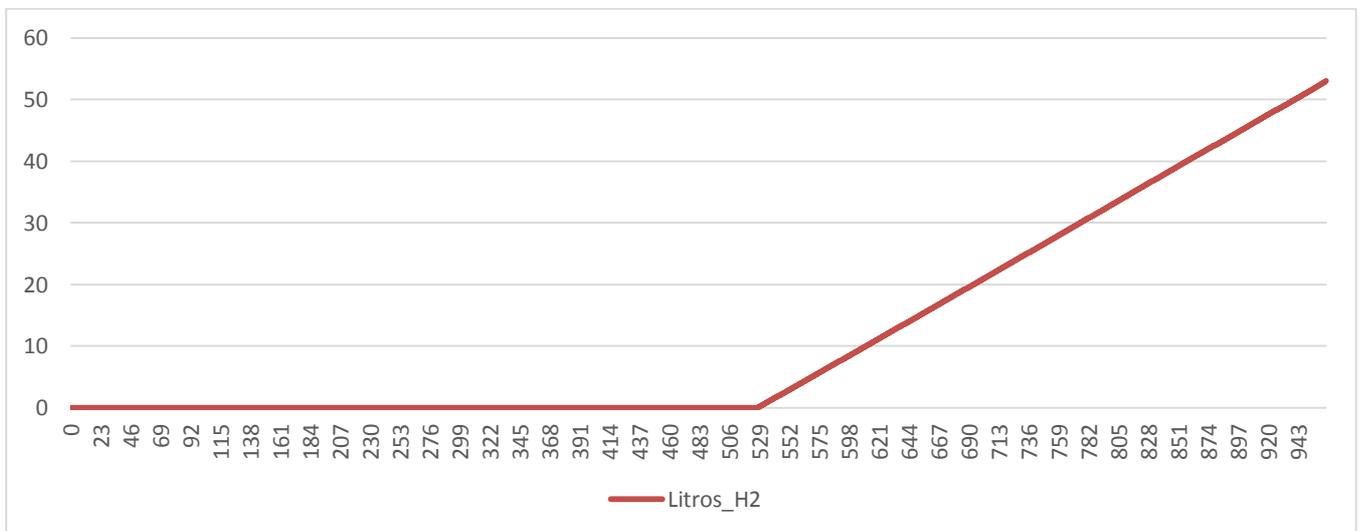


Figura 5-5. Normal litros de H2 consumidos

En esta primera prueba, pese a ser la más básica, podemos apuntar varias cosas. En primer lugar, vemos como la el 75% de la capacidad de las baterías es suficiente para abastecer el despegue por completo y gran parte del crucero. En cuanto se enciende la pila, el régimen de vuelo no exige una potencia demasiado alta (300W), lo que permite a la PEMFC abastecer al motor y recargar las baterías a buen ritmo durante el intervalo de crucero restante. Por último, se puede observar como durante el incremento de potencia durante el tramo de aterrizaje las baterías pasan de actuar como sumidero a aportar la potencia restante que no puede suministrar la PEMFC estando a esa tensión.

5.2.2 Controlador pasivo. Prueba 2

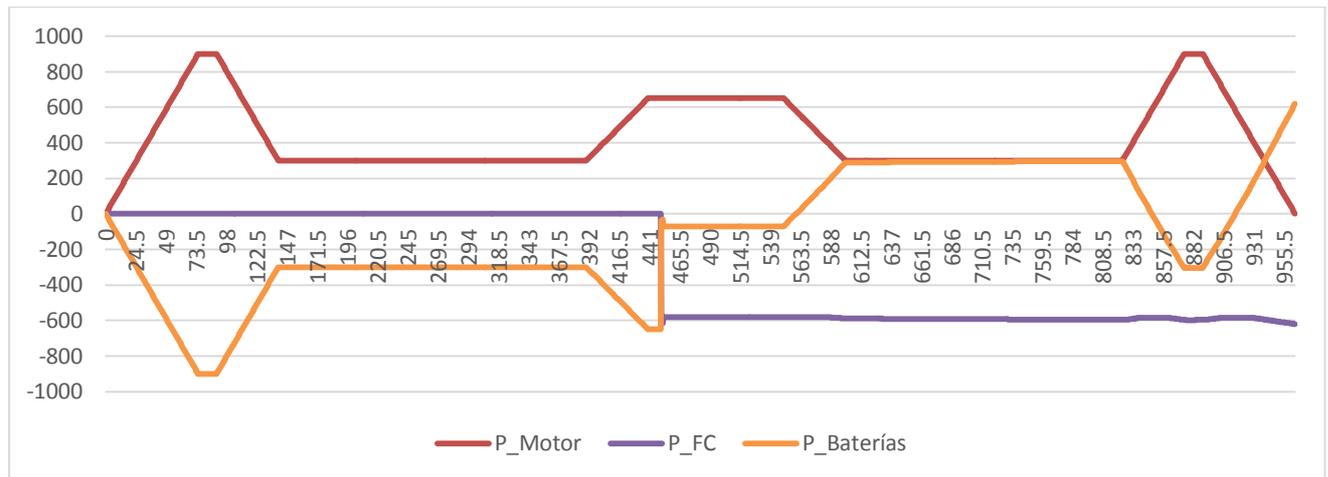


Figura 5-6. Comparativa de potencias

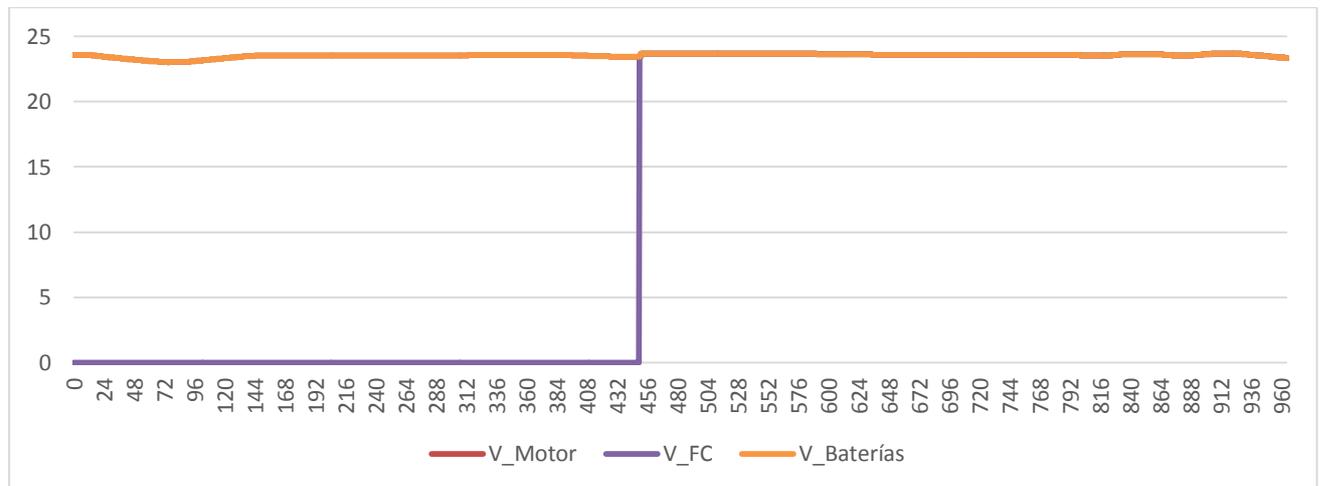


Figura 5-7. Comparativa de tensiones

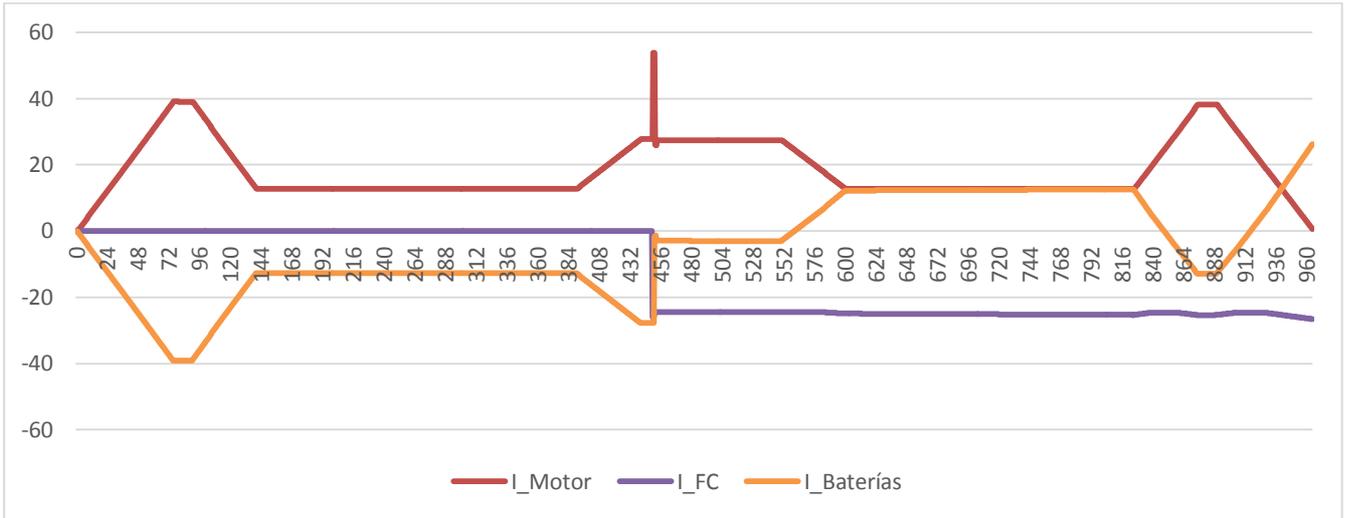


Figura 5-8. Comparativa de intensidades

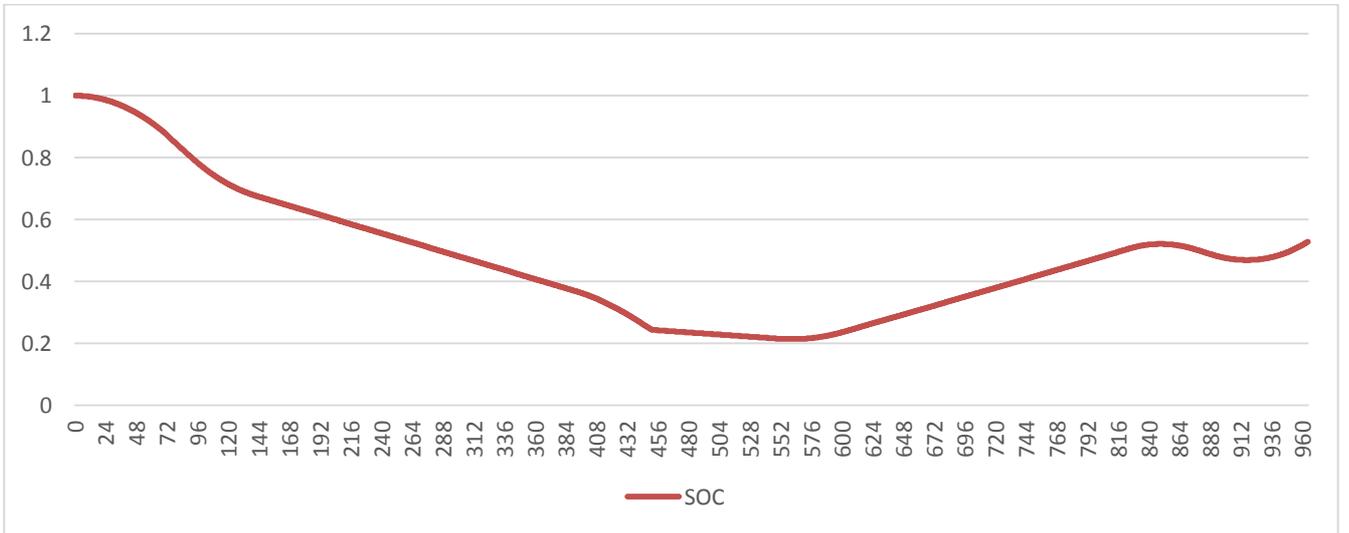


Figura 5-9. SOC de las baterías

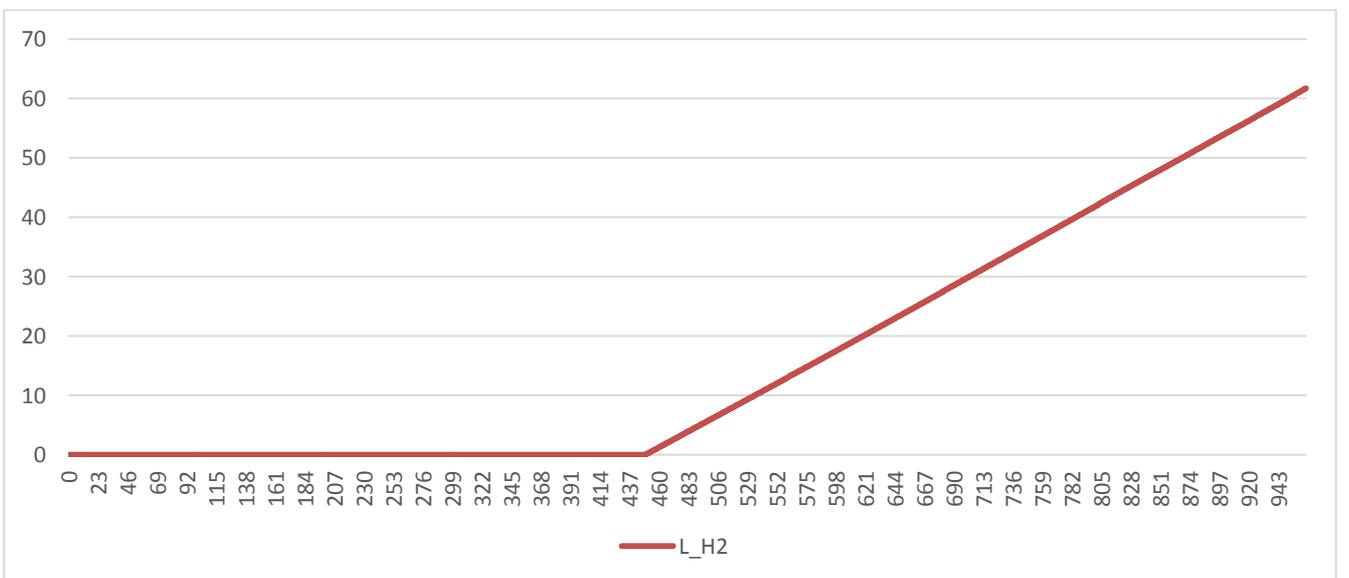


Figura 5-10. Normal litros de H2 consumidos

En esta segunda prueba, observamos como el momento en el que se enciende la pila ocurre antes, debido en primer lugar a que el período de despegue es más largo, y en segundo a que hemos introducido también un tramo de aceleración en el crucero. La PEMFC se enciende cuando nos encontramos en el crucero a potencia mayor (650 W). En ese tramo, la PEMFC no puede aportar la suficiente potencia como para abastecer al motor, por lo que las baterías aportan una potencia que, a pesar de ser residual, provoca que su SOC se vea reducido prácticamente a 0,2. Cuando se produce el tramo de desaceleración y se regresa al crucero inicial, observamos como la dinámica de la misión es análoga a la anterior, aunque esta termina con un SOC de las baterías sensiblemente más bajo al anterior, así como un consumo de H₂ considerablemente mayor.

5.2.3 Controlador pasivo. Prueba 3

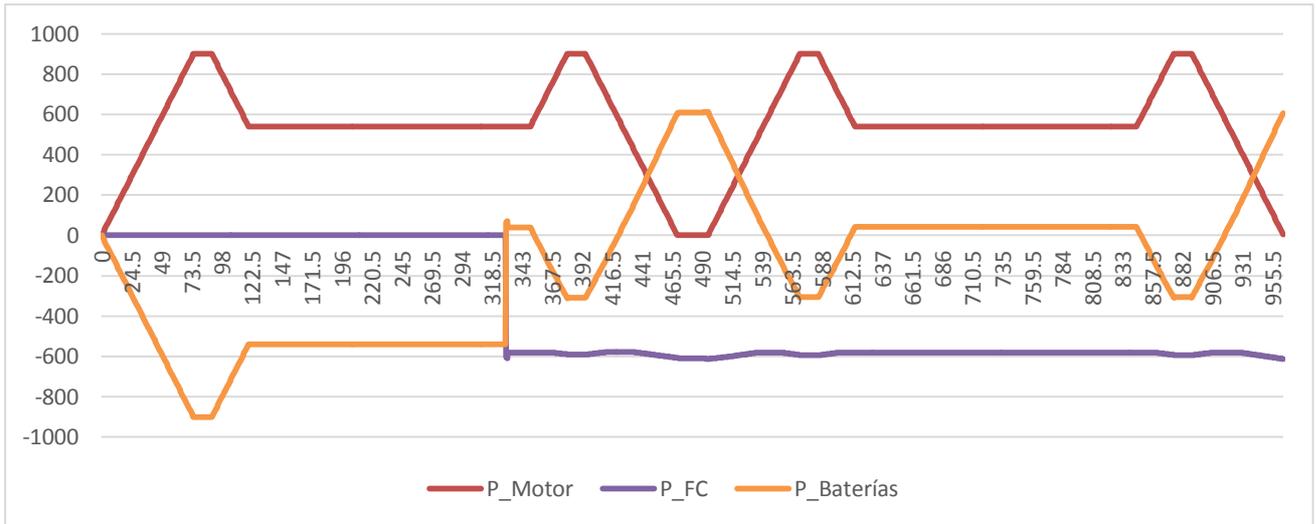


Figura 5-11. Comparativa de potencias

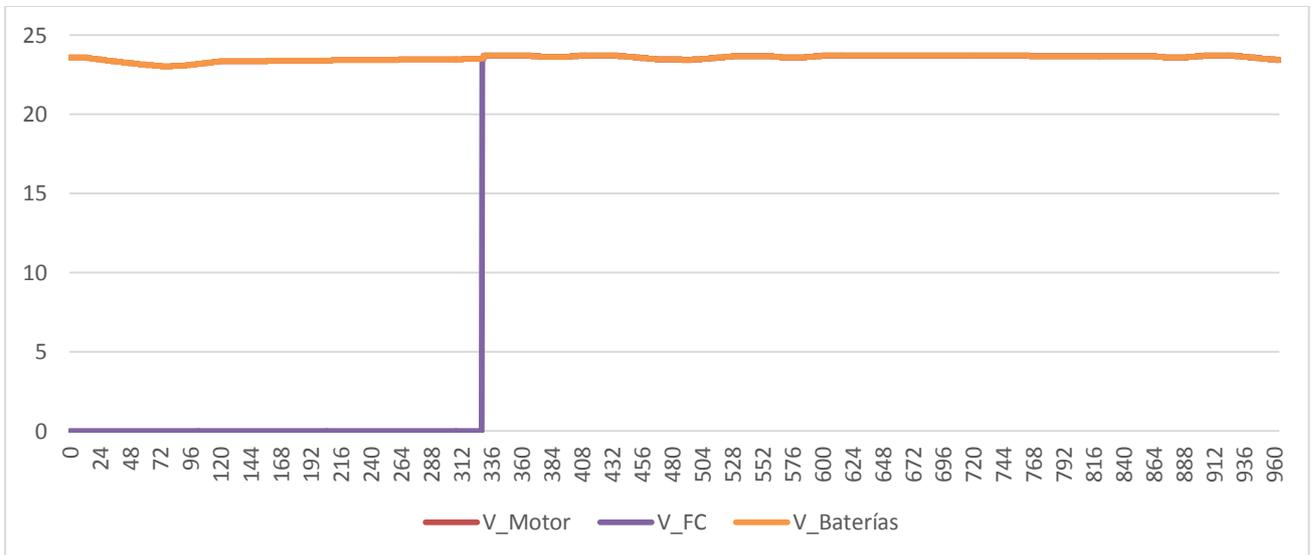


Figura 5-12. Comparativa de tensiones

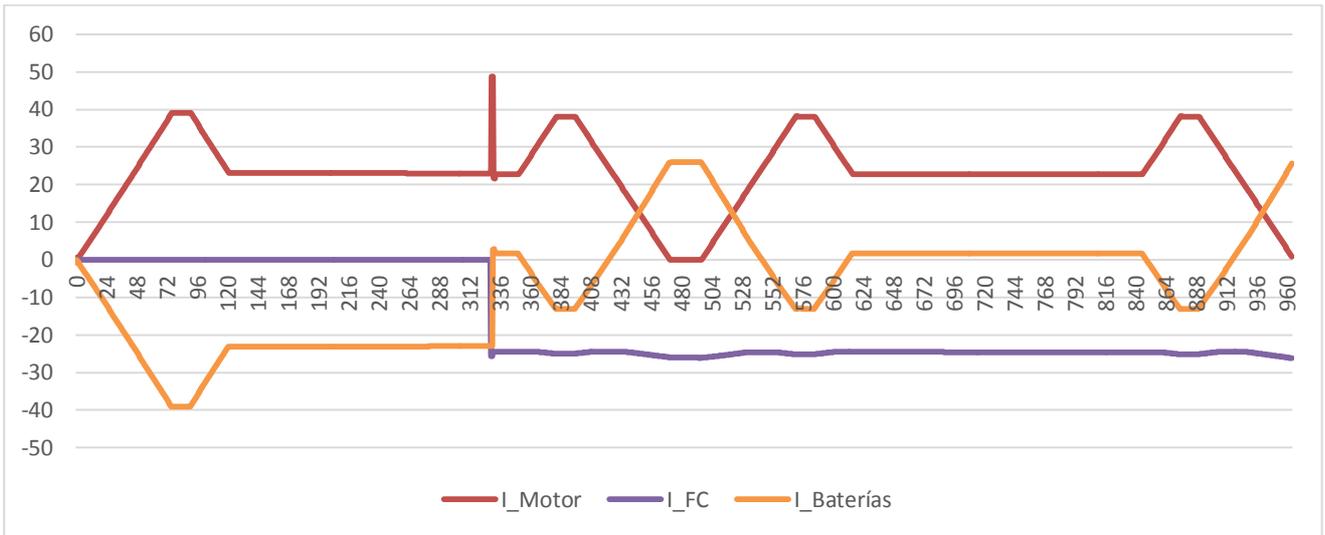


Figura 5-13. Comparativa de intensidades

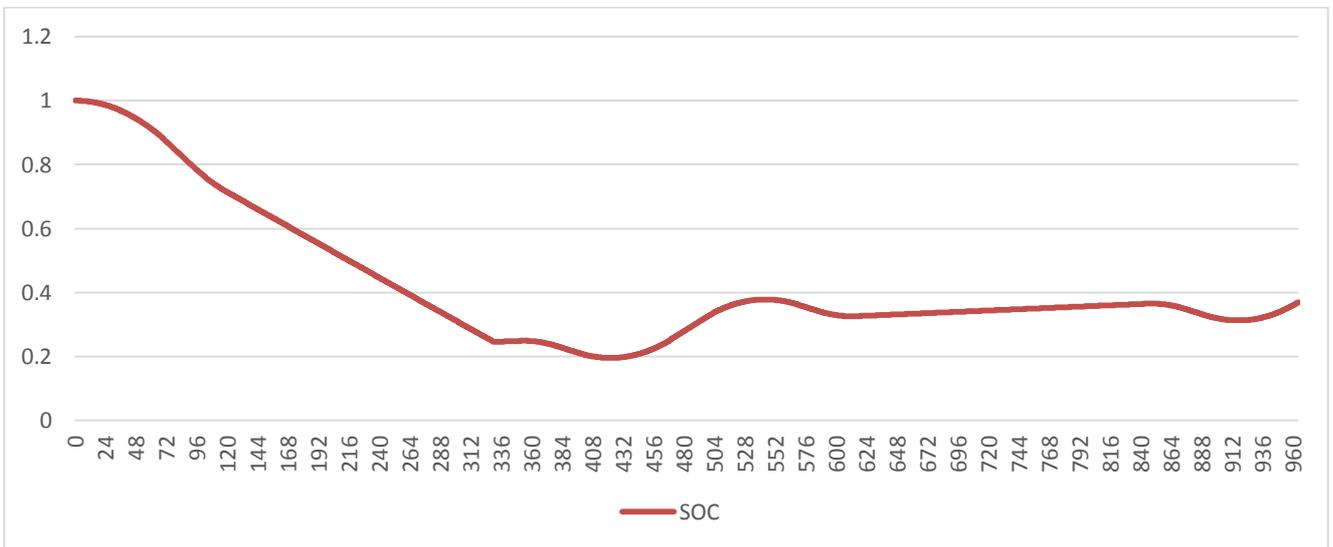


Figura 5-14. SOC de las baterías

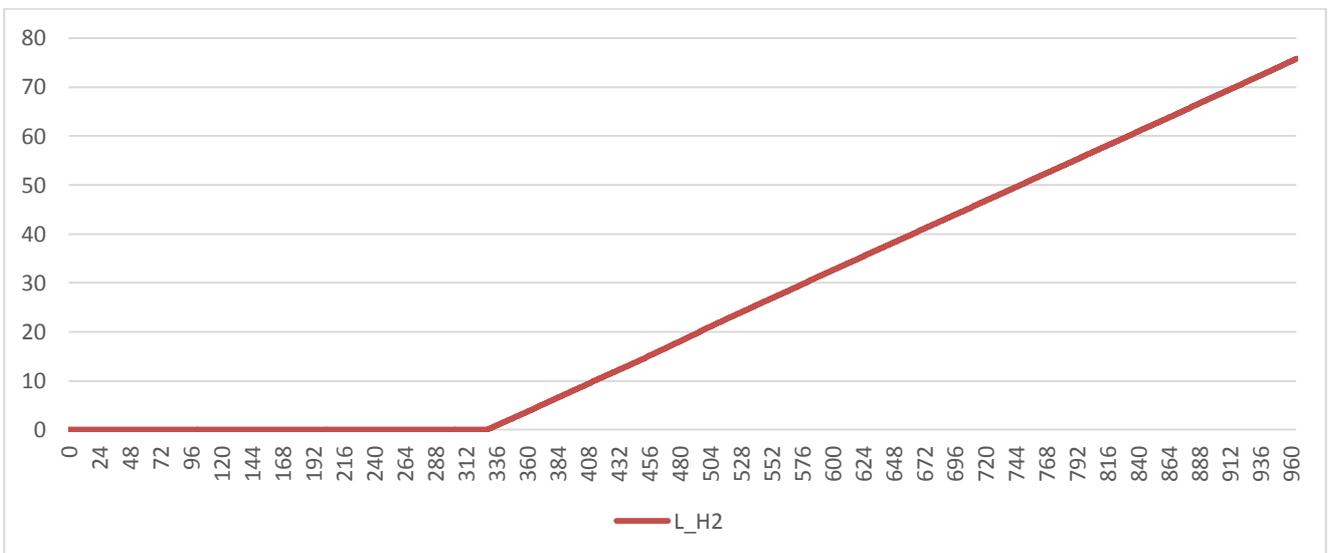


Figura 5-15. Normal litros de H2 consumidos

En esta tercera prueba, observamos muy claramente las limitaciones de este tipo de controlador, ya que, al introducir un crucero a una potencia mayor, la pila se enciende antes. Esto, sumado a la exigencia de potencia que exigen un despegue y un aterrizaje intermedios, hace que cuando la PEMFC se enciende y entramos en la fase del primer aterrizaje, el SOC de las baterías desciende ligeramente por debajo de 0,2, lo que podría dañar notablemente el pack de baterías en el caso de que esta demanda de potencia continuara durante un intervalo más prolongado. Sin embargo, en esta prueba, la breve parada que hay a la mitad permite que durante 25 segundos la PEMFC se dedique íntegramente a cargar las baterías, lo cual permite afrontar el segundo despegue, el crucero a una potencia mayor que en las otras pruebas, y el segundo aterrizaje, a unos niveles óptimos del SOC. Por último, esta misión incrementa el consumo de hidrógeno de las anteriores.

5.3 Pruebas en el controlador activo

A continuación, se presentan los resultados de las pruebas mencionadas en el primer apartado.

5.3.1 Controlador activo. Prueba 1

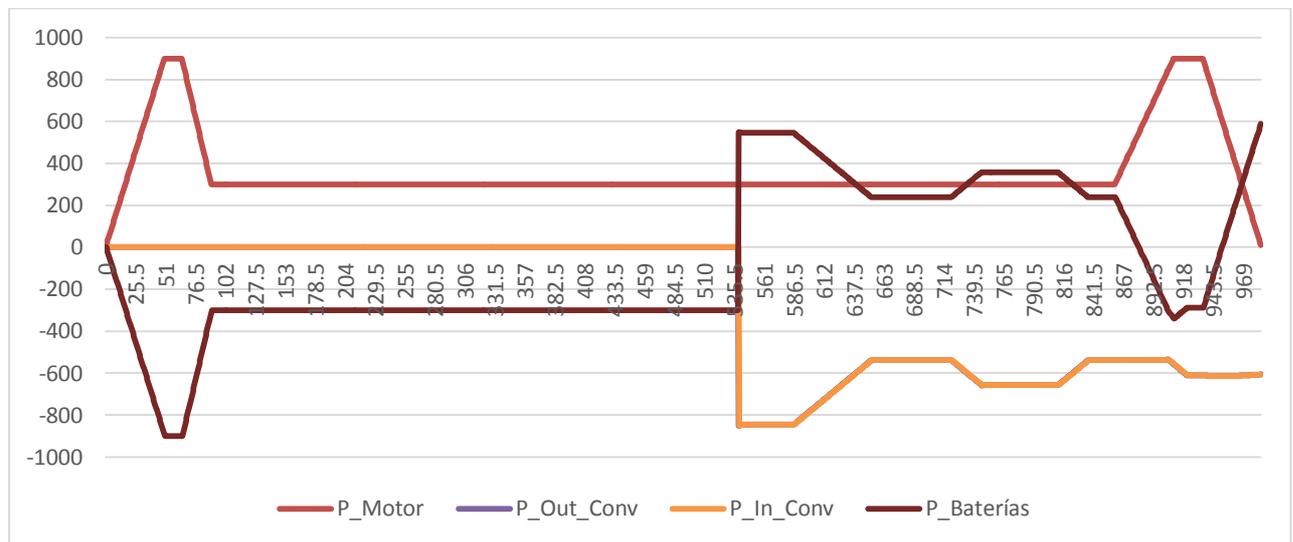


Figura 5-16. Comparativa de potencias

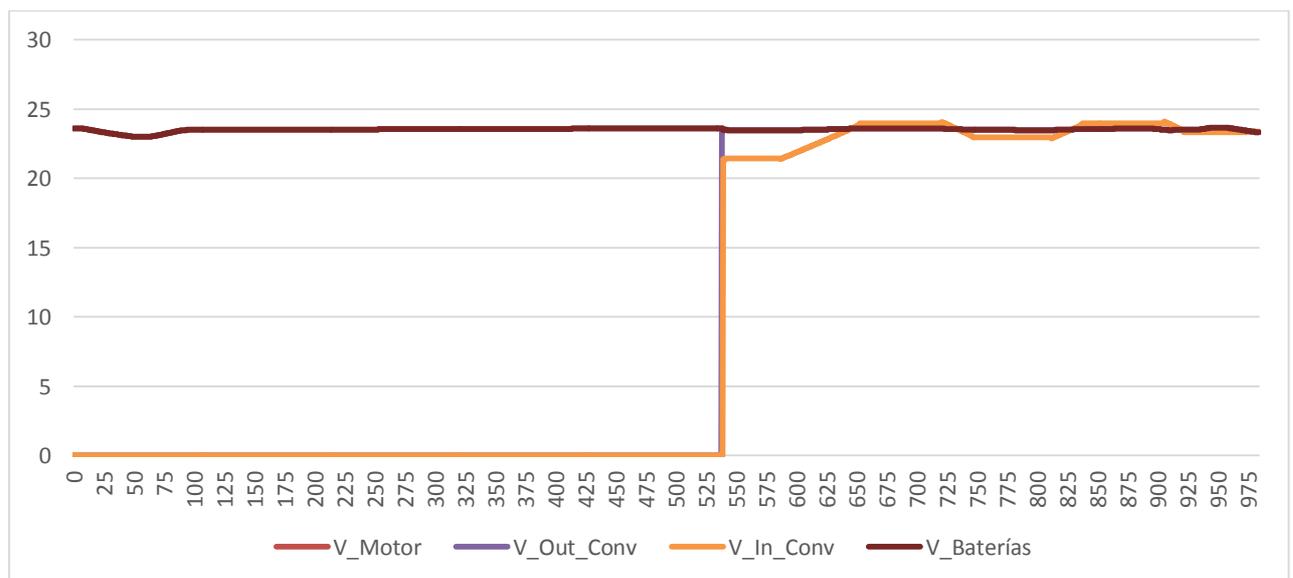


Figura 5-17. Comparativa de tensiones

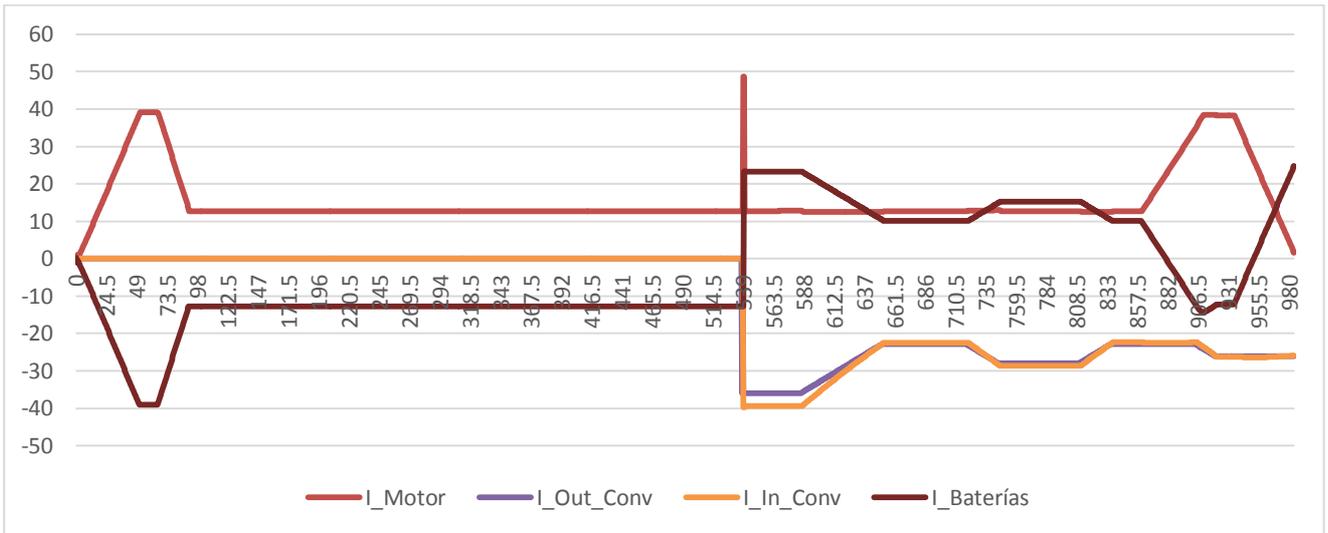


Figura 5-18. Comparativa de intensidades

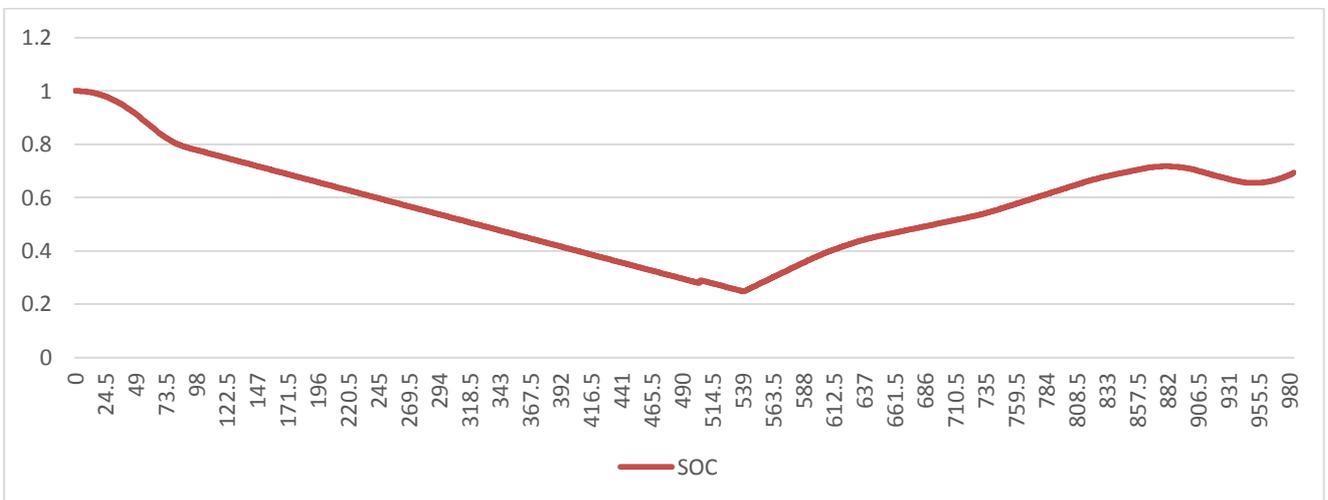


Figura 5-19. SOC de las baterías

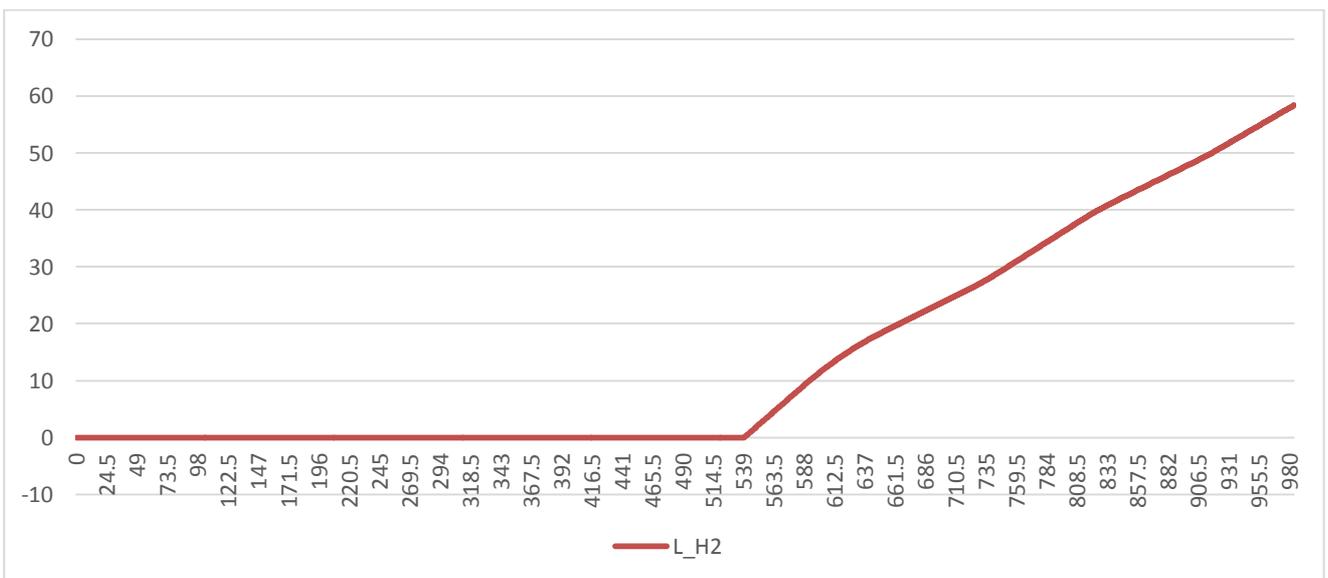


Figura 5-20. Normal litros de H2 consumidos

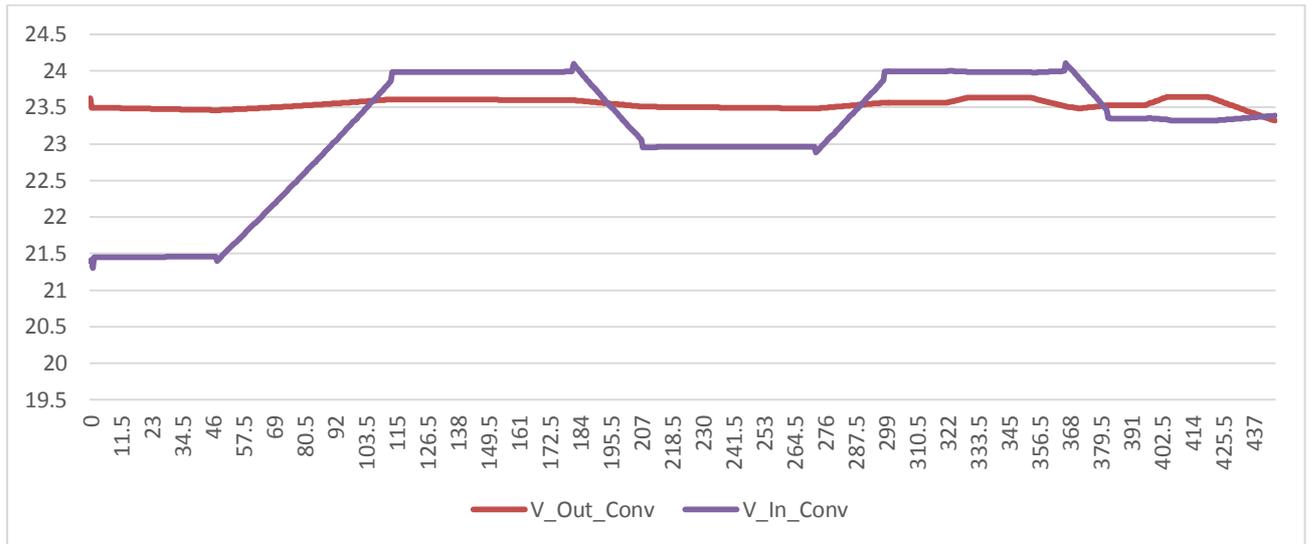


Figura 5-21. Comparativa de las tensiones del convertidor con la pila encendida

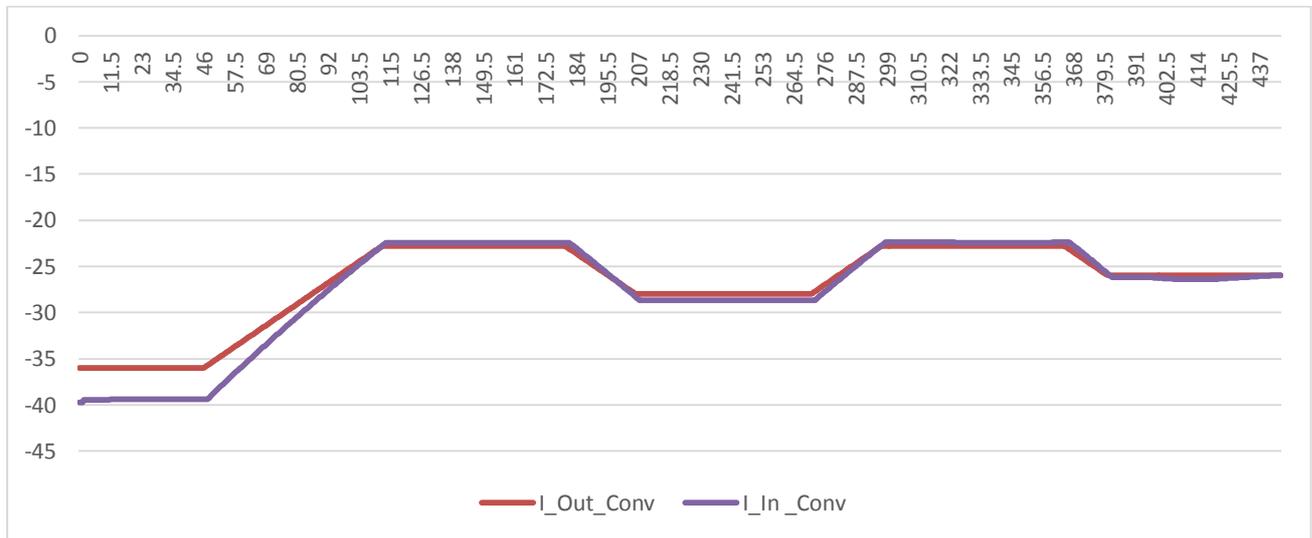


Figura 5-22. Comparativa de las intensidades del convertidor con la pila encendida

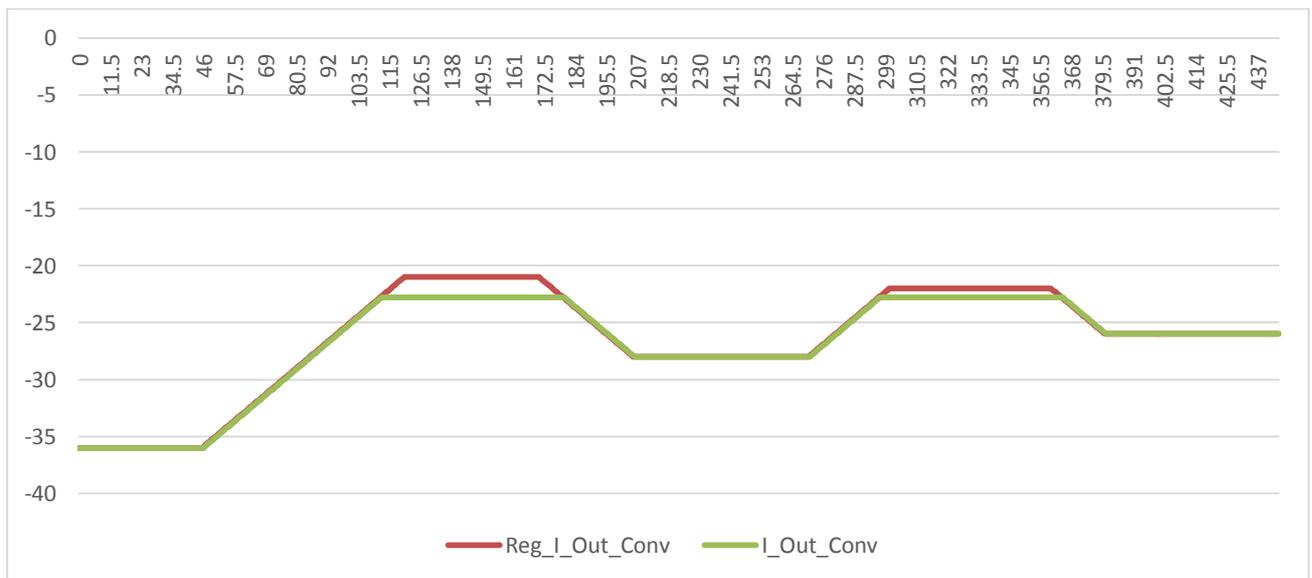


Figura 5-23. Comparativa de la intensidad de salida del convertidor con el regulador

En esta primera prueba con el controlador activo, hemos decidido hacer hincapié sobre la zona en la que la pila está encendida, ya que es donde está, una vez visto el comportamiento de las baterías con las pruebas en el controlador pasivo, el interés de la prueba. Por ello, hemos introducido las mismas gráficas que para las pruebas sin convertidor, así como las gráficas que comparan las tensiones e intensidades de salida y entrada del convertidor. Por último, hemos representado también la comparativa entre el regulador de la intensidad de salida y la Ioutav.

Como se puede observar, una vez que encendemos la PEMFC y el BEV4, el regulador de la intensidad de salida no marca una intensidad constante. Este comienza en una intensidad de 36A, desciende gradualmente hasta los 21, vuelve a aumentar hasta los 28, para finalmente descender a 22 y terminar en 26. En estas gráficas se ejemplifica de forma clara lo que señalamos cuando estuvimos explicando el modelado del convertidor, la existencia de una banda muerta por debajo de cierta intensidad, que en este caso se encuentra en torno a los 23A, a partir de la cual la tensión de entrada es mayor que la de salida, lo que produce que la Ioutav se mantenga en torno a ese amperaje, mientras que el regulador se mantenga por debajo del mismo.

Otro apunte interesante es que cuanto mayor es la intensidad a la que se trabaja, mayor es la diferencia entre las intensidades y tensiones de entrada y salida. Esto se puede observar claramente viendo la comparativa entre las intensidades, donde observamos que cuando la Ioutav está en 36A hay una diferencia notable, mientras que en los escalones de 28A y 26A, la diferencia es prácticamente ínfima. Esto se aprecia más claramente aún en la siguiente prueba.

Finalmente, también es reseñable como, comparando esta con la misma prueba en el controlador pasivo, el hecho de regular en cierto modo la intensidad a la que está trabajando el convertidor, la pendiente del consumo de H₂ es variable en función de los escalones que vamos introduciendo.

5.3.2 Controlador activo. Prueba 2

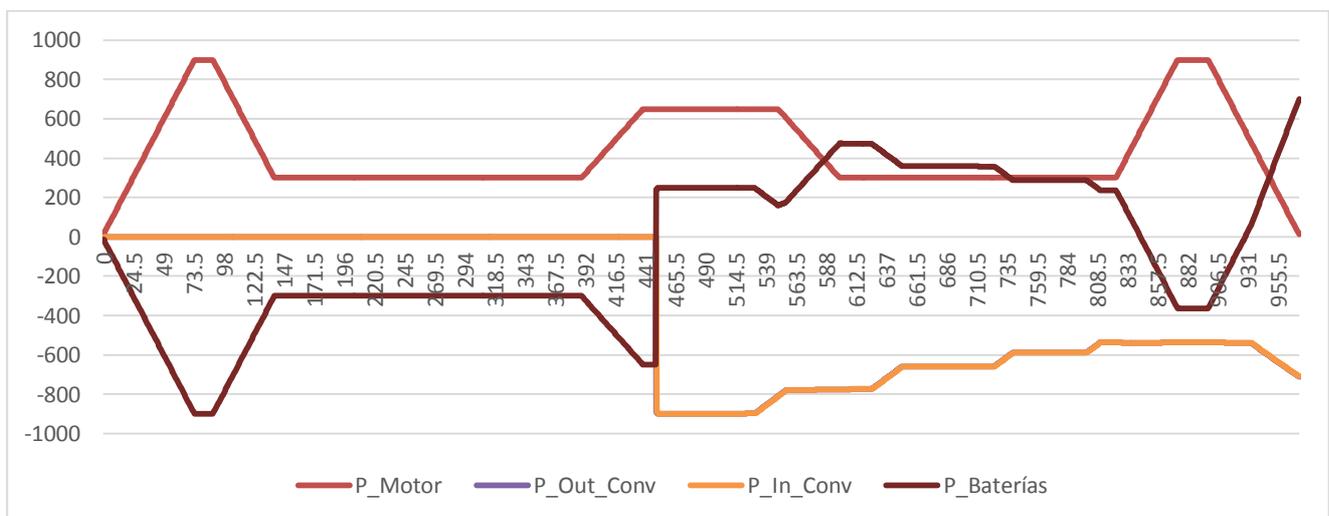


Figura 5-24. Comparativa de potencias

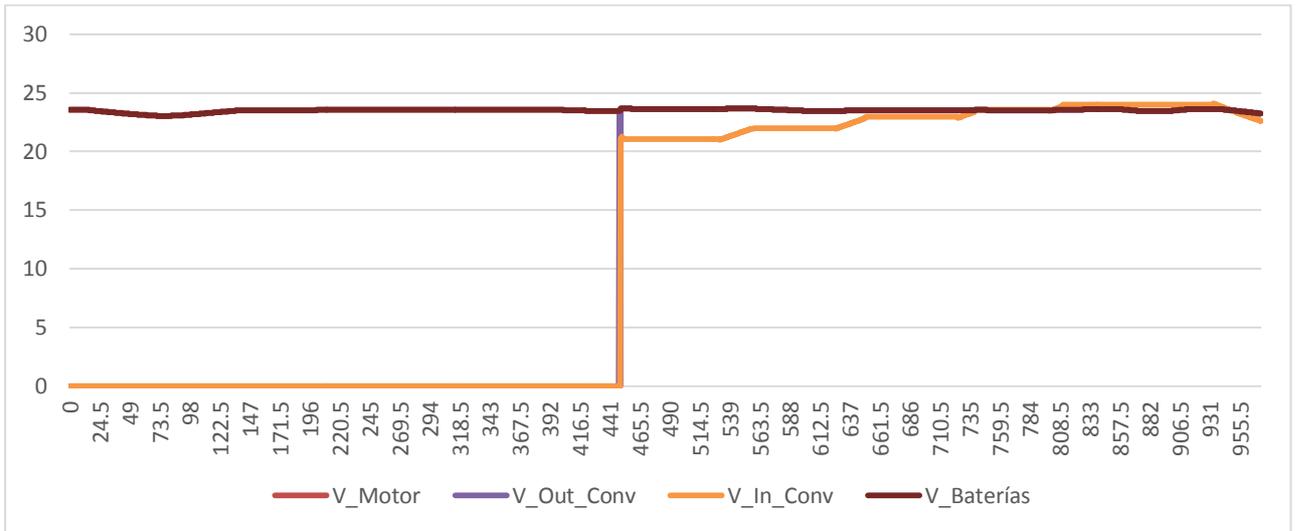


Figura 5-25. Comparativa de tensiones

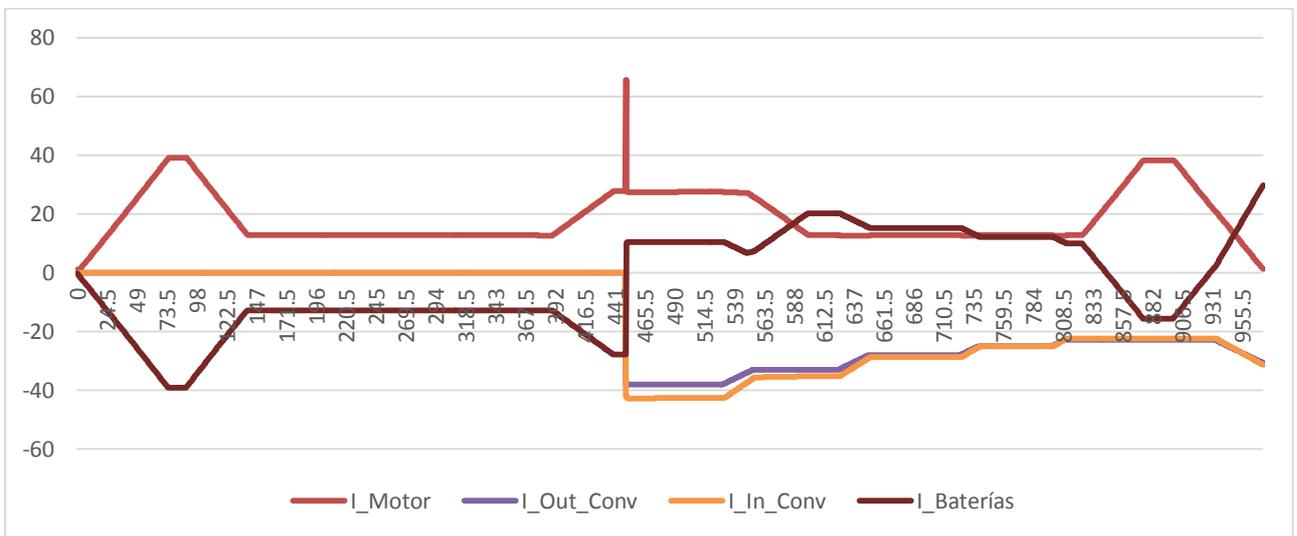


Figura 5-26. Comparativa de intensidades

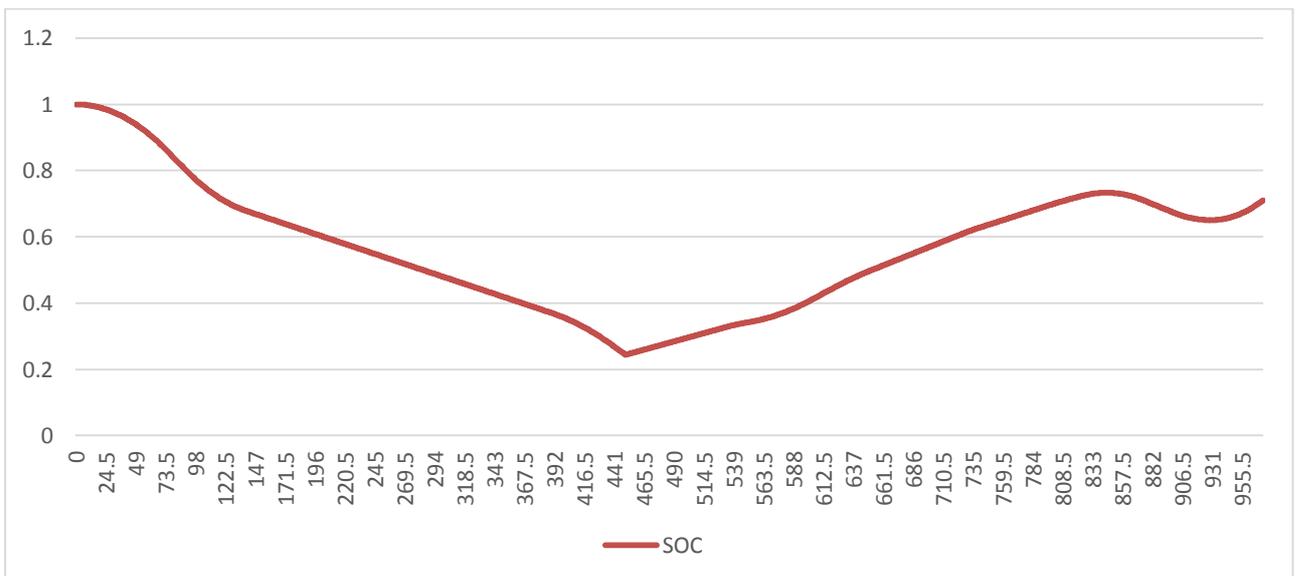


Figura 5-27. SOC de las baterías

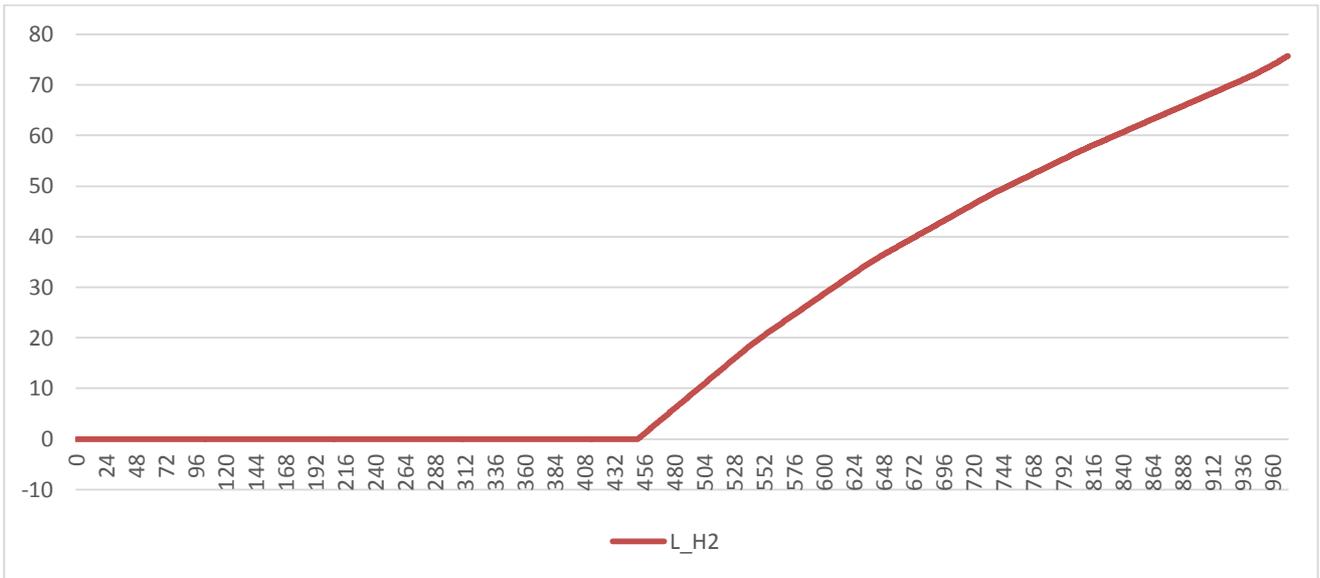


Figura 5-28. Normal litros de H2 consumidos

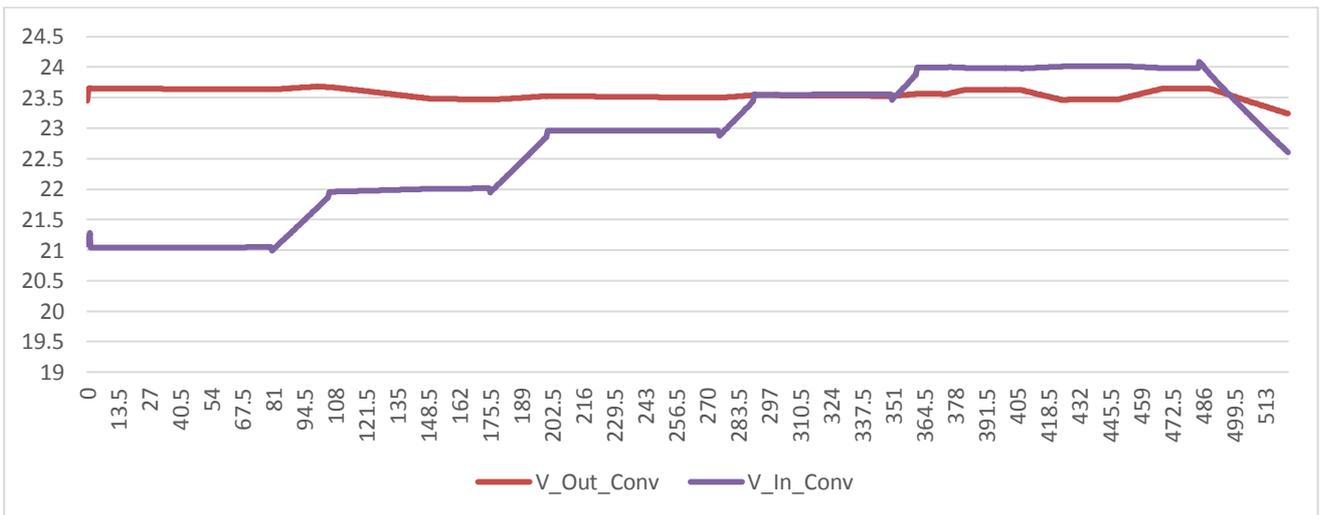


Figura 5-29. Comparativa de las tensiones del convertidor con la pila encendida

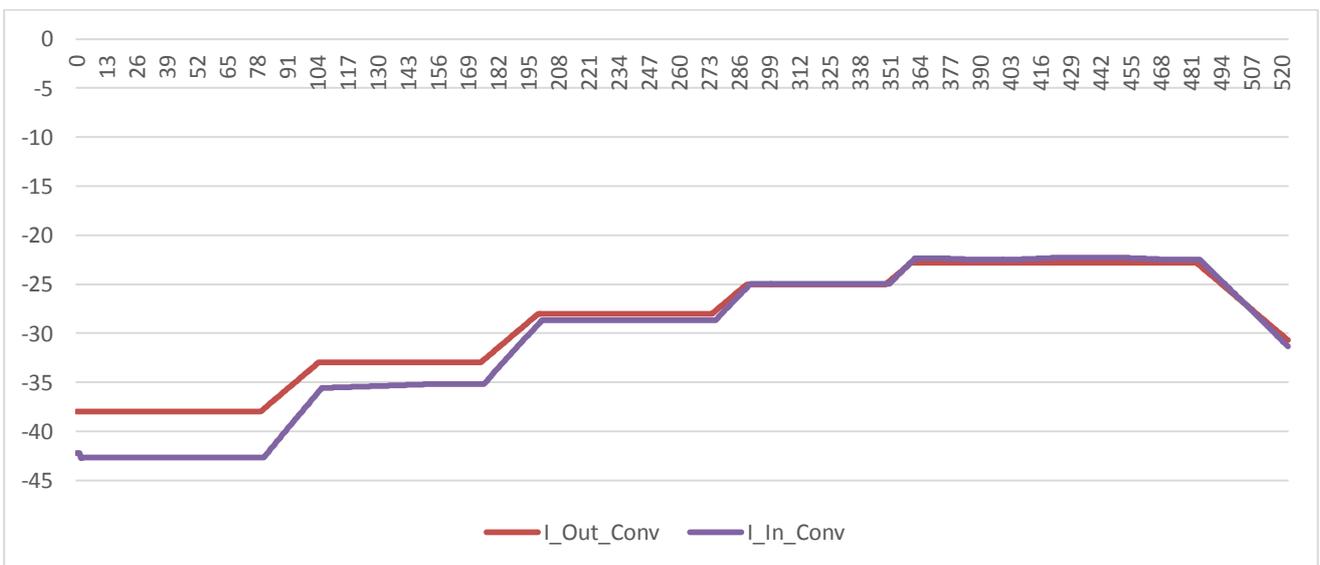


Figura 5-30. Comparativa de las intensidades del convertidor con la pila encendida

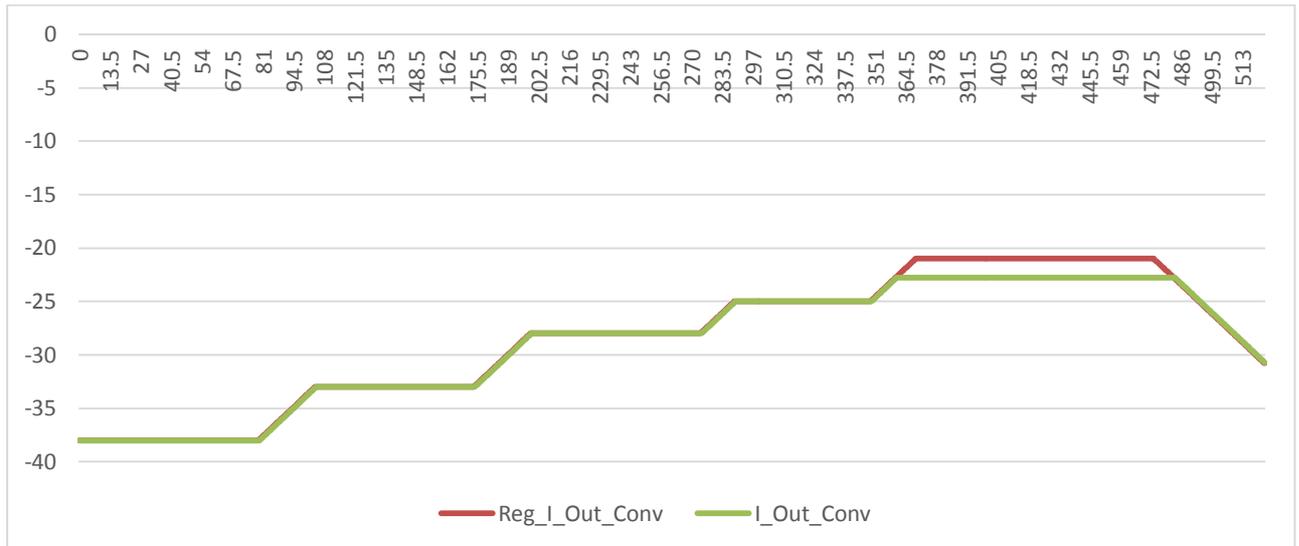


Figura 5-31. Comparativa de la intensidad de salida del convertidor y el regulador

En esta segunda prueba, se ha decidido comenzar en una intensidad de 38A, y descender realizando sucesivos escalones (33, 28, 25 y 21), para finalmente aumentar la intensidad progresivamente hasta el final de la prueba. En este caso se aprecia de forma muy clara como conforme descendiendo la Ioutav la proximidad entre los valores de entrada y salida del convertidor son prácticamente iguales.

Por otro lado, al ser estos escalones progresivos y en la misma dirección, no se aprecia un cambio notable en la pendiente del consumo de H2 hasta que nos acercamos al final de la prueba.

Por último, si hablamos en términos de potencia, vemos como al contrario que con el controlador pasivo, a pesar de que la PEMFC se encienda en el crucero de mayor potencia, las baterías actúan como sumidero hasta que llegamos al tramo de aterrizaje, en el cual si aportan una potencia considerable. Esto se ve reflejado en un SOC final sensiblemente mayor al anterior.

5.3.3 Controlador activo. Prueba 3

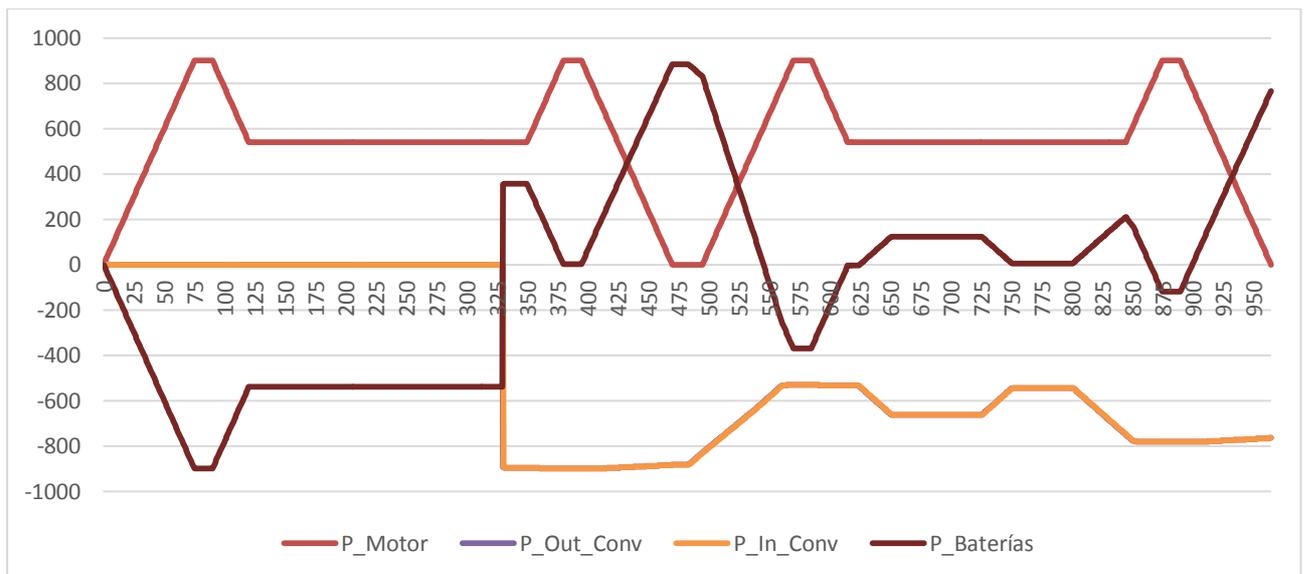


Figura 5-32. Comparativa de potencias

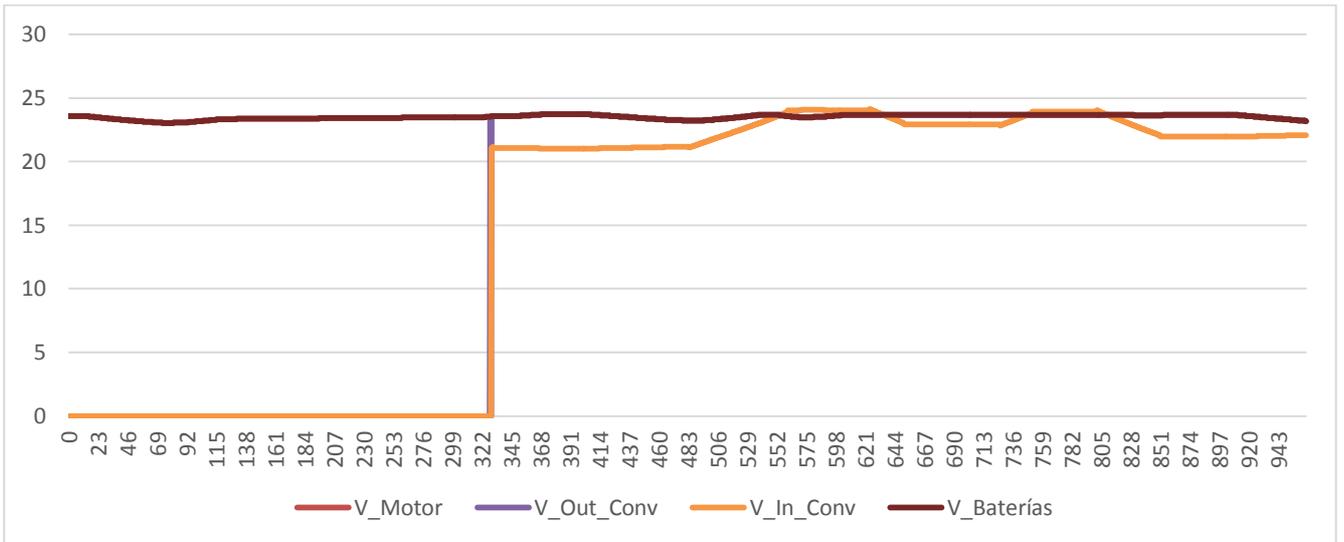


Figura 5-33. Comparativa de tensiones

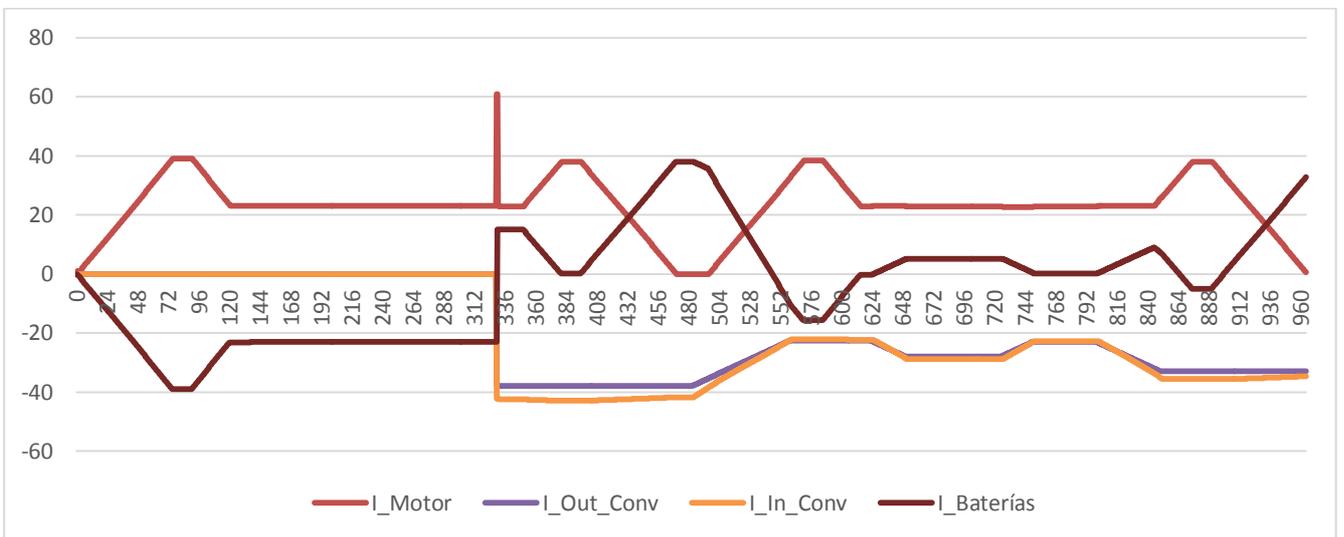


Figura 5-34. Comparativa de intensidades

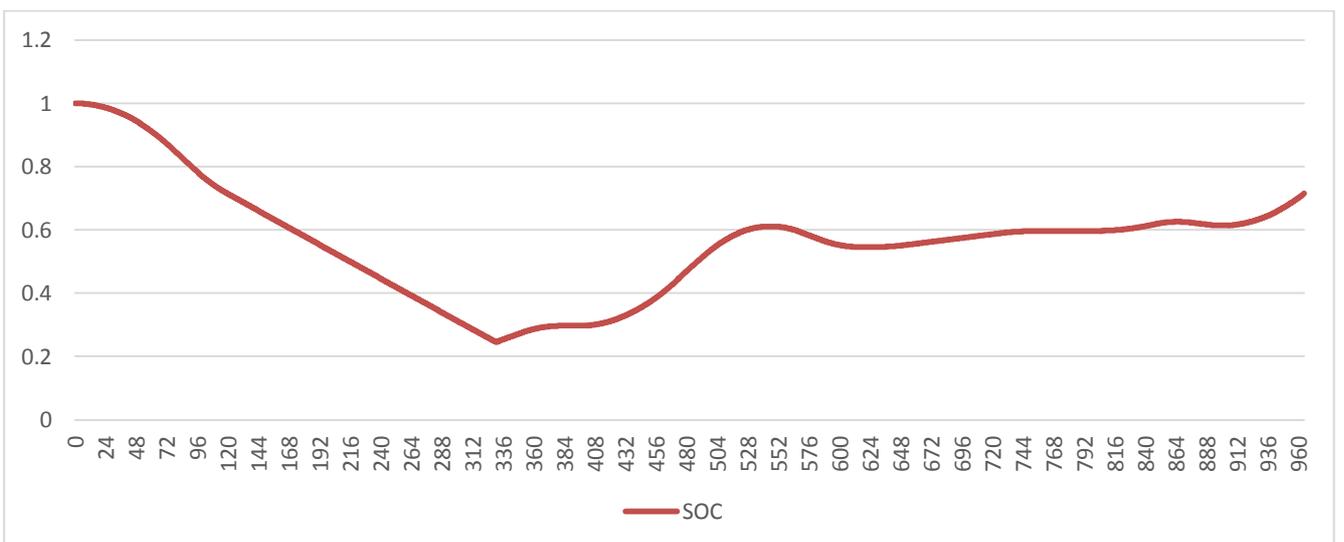


Figura 5-35. SOC de las baterías

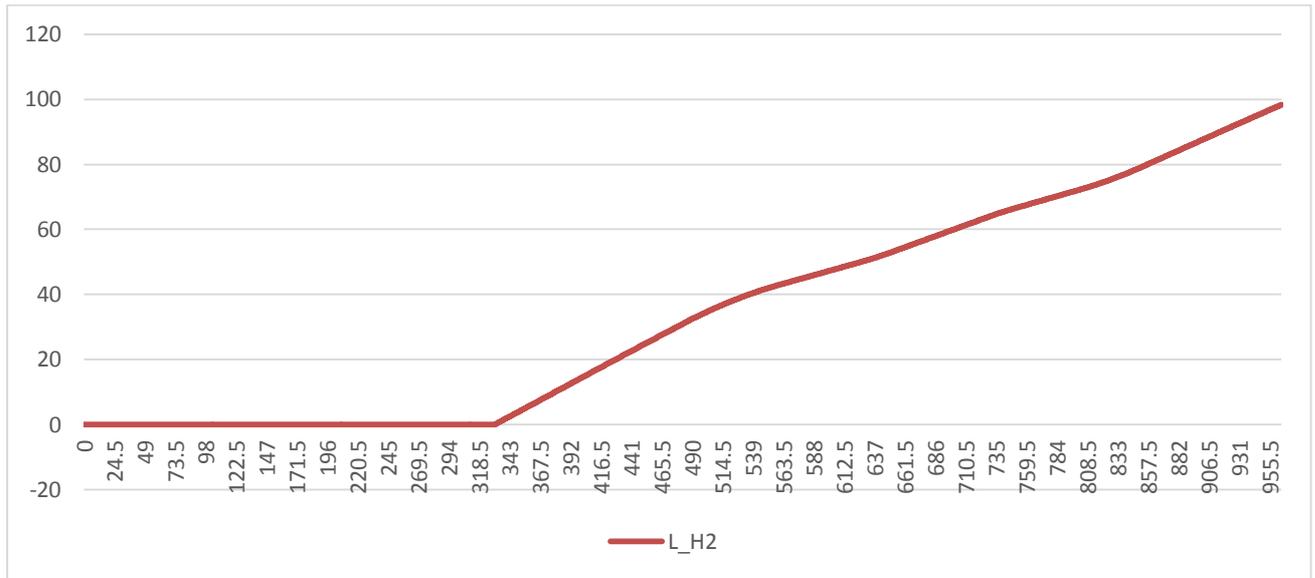


Figura 5-36. Normal litros de H2 consumidos

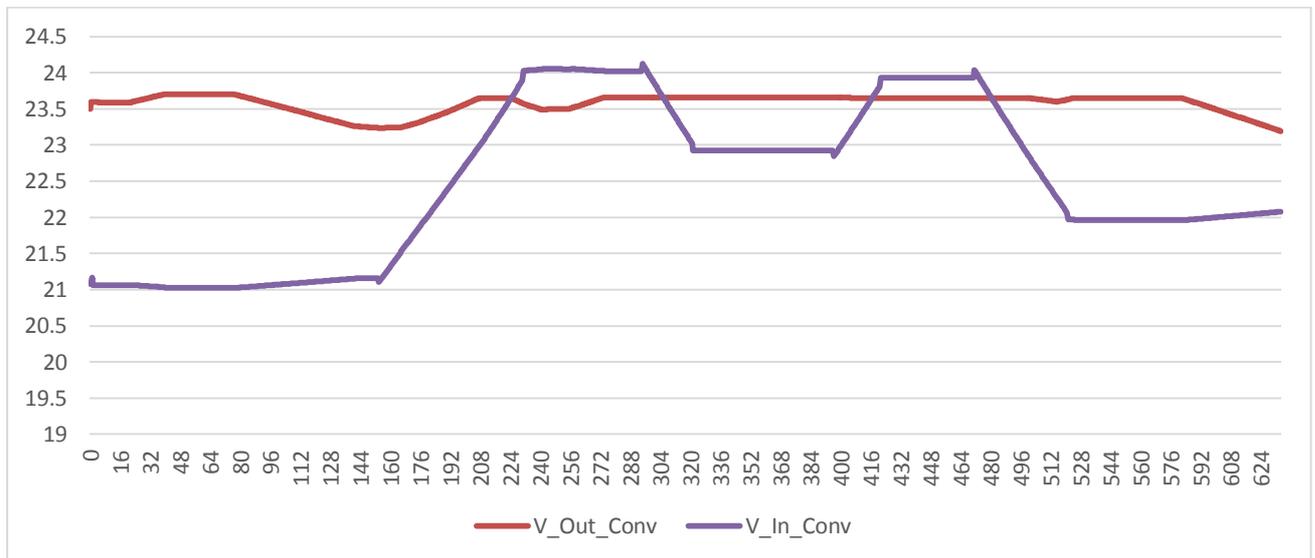


Figura 5-37. Comparativa de las tensiones del convertidor con la pila encendida

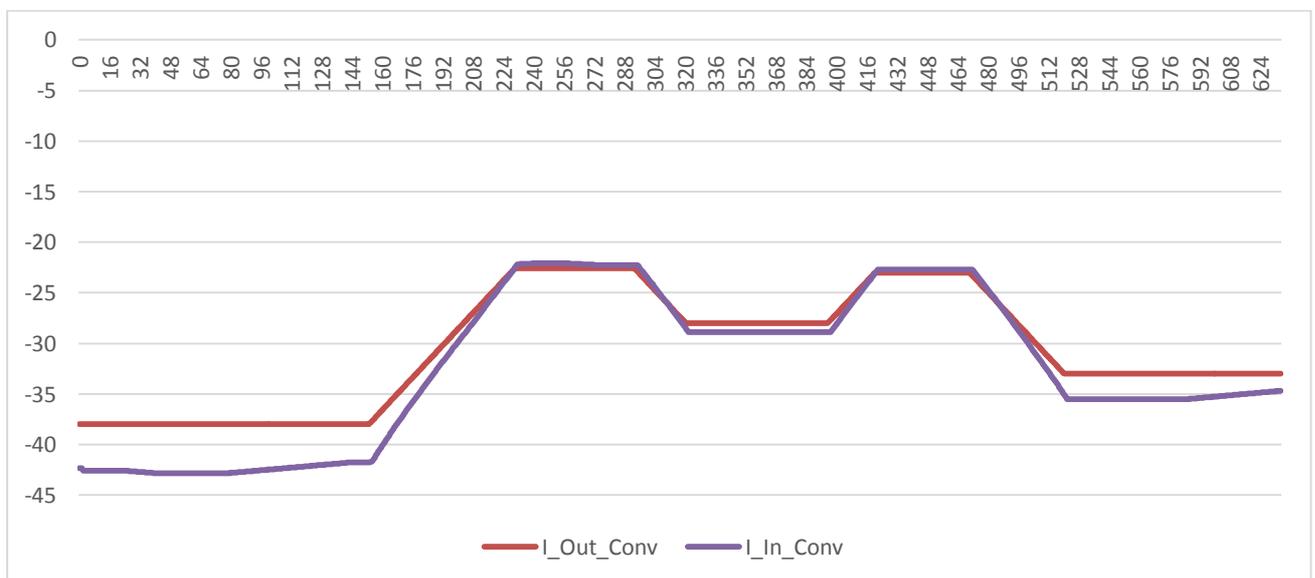


Figura 5-38. Comparativa de las intensidades del convertidor con la pila encendida

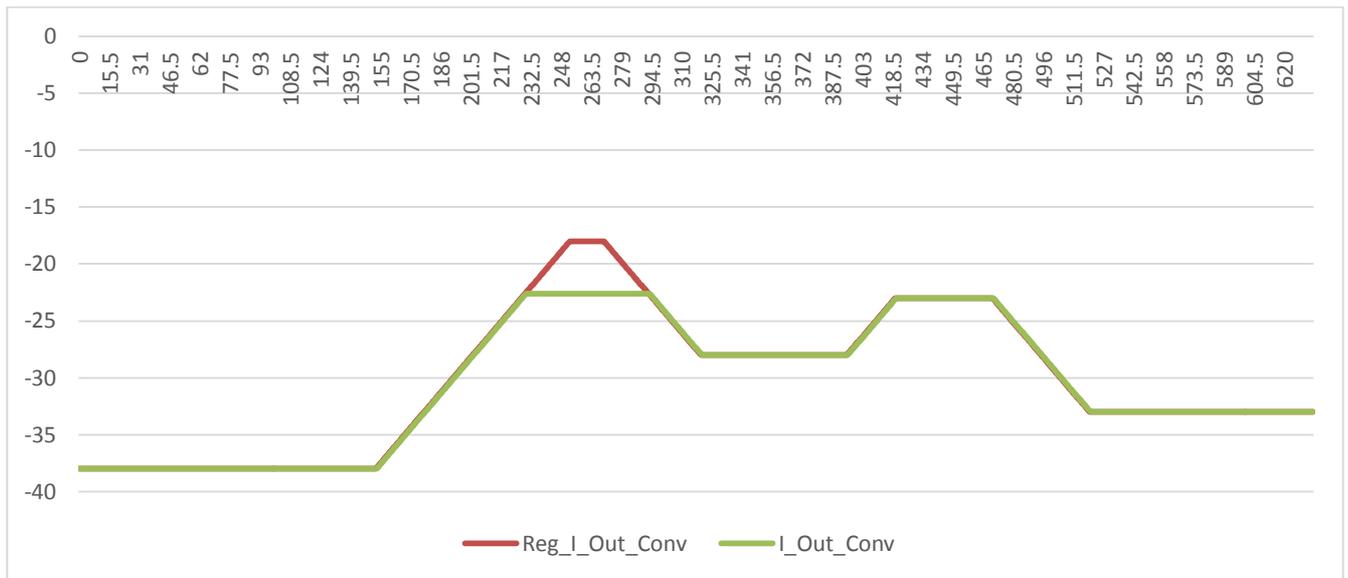


Figura 5-39. Comparativa de la intensidad de salida del convertidor y el regulador

En esta prueba observamos como, regulando correctamente la intensidad de salida del convertidor, podemos evitar los problemas que hemos tenido anteriormente con el controlador activo. En este caso hemos impuesto una alta intensidad para que durante toda la fase del primer aterrizaje las baterías no tengan que aportar potencia. En la segunda parte de la prueba, hemos reducido esta intensidad para limitar el consumo de hidrógeno, que a pesar de ello ha llegado prácticamente a los 100 normal litros. Este gasto se ve reflejado en el hecho de que el SOC con el que terminan la prueba las baterías es aproximadamente el doble que con el controlador pasivo.

5.4 Ventajas e inconvenientes

A pesar de que en el Apartado 2 comentamos algunas ventajas e inconvenientes de los dos tipos de controladores que hemos utilizado, una vez puestos en práctica también podemos hacer algunas apreciaciones interesantes:

En relación al controlador pasivo, como principal ventaja tiene su previsibilidad. El rango de tensiones en el que trabajan las baterías es prácticamente constante, a no ser que el SOC se aproxime a 1 o descienda por debajo de 0,2. Esto provoca que la potencia que la PEMFC proporciona también se encuentra en un rango muy limitado, lo que nos permite a la hora de diseñar la misión, prever el consumo de H₂ que se producirá, lo que nos será muy útil en términos de cálculo de volumen y peso de los depósitos, así como evitar tramos en los que el SOC descienda por debajo de niveles no recomendables. Esta ventaja a su vez también puede considerarse un inconveniente. Si tomamos como ejemplo la prueba 3, en la cual podríamos considerar la parada como inesperada, vemos como el reducido margen de maniobra que nos proporciona el controlador pasivo hace que las baterías desciendan a unos niveles límites del SOC. La única solución en este tipo de casos es reducir la demanda de potencia del motor a unos niveles más bajos, lo cual no será posible siempre y podría impedir la consecución de los objetivos de la prueba.

En el caso del controlador activo, la situación es totalmente diferente. El hecho de poder regular la salida de potencia del convertidor nos permite una libertad mucho más amplia a la hora de diseñar las pruebas, ya que prácticamente ante cualquier imprevisto puntual que ocurra durante el vuelo podemos adaptarnos para que las baterías no sufran ni la misión tenga que finalizar. En este tipo de casos, habría que sobredimensionar la cantidad de hidrógeno que el tilt-rotor llevaría a bordo, algo que también se debería hacer en el caso de que queramos evaluar variaciones constantes de la I_{out} del convertidor, dado que de ello depende el flujo de hidrógeno que sale de la PEMFC. Además de disponer de esa capacidad de adaptación, también puede tener un comportamiento previsible, para lo que simplemente debemos mantener constante el valor de la I_{out}. Por otro lado, el principal inconveniente de este controlador es el convertidor elevador, dado que para intensidades

altas, nos proporciona una gran versatilidad, pero en el caso de que queramos reducir la potencia que aporte la PEMFC para que en ciertas fases de vuelo, a una demanda de potencia considerable, las baterías aporten más y la pila menos, suponiendo el caso de que estas tienen un SOC alto y queremos reducir el consumo de hidrógeno, la imposibilidad de reducir la I_{out} por debajo de ciertos niveles limita su realización de forma considerable.

6 CONCLUSIONES

La duda es la madre de la invención

- Galileo Galilei -

En este último apartado se expondrán ciertas conclusiones a raíz de los resultados obtenidos en las simulaciones de la hibridación de la pila de combustible de intercambio protónico con el pack de baterías ANR26650M1, realizadas para ambos controladores. También se abrirá la puerta a futuras líneas de trabajo para continuar con lo expuesto en éste, en cierto modo incompleto debido a la pandemia que nos ha asolado.

6.1 Conclusiones sobre la simulación

Como primera reflexión, hay que señalar que se ha conseguido modelar y simular con éxito la bancada de ensayos que se tendría que haber montado, obteniendo unos resultados coherentes y que no distarían en gran medida de los reales, a pesar de que ciertos rendimientos se han supuesto ideales en pos de simplificar el modelado.

En referencia al controlador pasivo, observamos como la PEMFC, al estar en paralelo con las baterías, trabaja a una tensión análoga, y suministra una potencia en torno a los 600W, sujeta a las variaciones en la tensión, que en última instancia dependen del SOC. Por ello, cuando la pila está encendida, sólo durante los períodos de despegue y aterrizaje, así como en las aceleraciones que sobrepasen esta potencia durante el crucero, la pila actuará como fuente. Esta influencia del SOC en la tensión del sistema se ve claramente al principio de las pruebas, cuando observamos que en el momento en el que las baterías están prácticamente completas la tensión de trabajo es ligeramente mayor, para después mantenerse aproximadamente constante, y finalmente descender a gran velocidad si el SOC hubiera descendido a unos valores por debajo de 0,2, lo que se ha querido evitar, ya que en la realidad podría haber producido ciertos daños a las baterías. El otro factor que influye en la tensión del sistema es la potencia a la que están trabajando las baterías, esto se observa claramente en los períodos de despegue y aterrizaje, durante los cuales, al variar tan drásticamente la potencia solicitada por el motor, vemos como la gráfica de la V_{bats} es mucho menos constante, mientras que durante el crucero es una línea continua.

En referencia al controlador activo, observamos principalmente en los resultados obtenidos que el convertidor, al ser elevador, es más útil cuanto más aumentamos la intensidad de salida, ya que la diferencia con los valores de entrada va siendo cada vez mayor, y esto nos permite trabajar prácticamente a una tensión constante, lo que favorece el funcionamiento de las baterías, mientras podemos regular con un amplio rango de actuación las tensiones que ofrece la batería. Por otro lado, se observa como cuando el regulador de la intensidad entra en esa banda muerta, la V_{in_Conv} sobrepasa la V_{out_Conv} en 0,3V aproximadamente, este intervalo se podría reducir limitando más el intervalo en el que se generan la P_{Ref} y la V_{Ref} , pero por dos factores se ha decidido mantener el actual: El primero, la posibilidad de un salto en las tensiones simuladas que produjesen que no se entrara en este intervalo y el modelado no funcionara de la forma adecuada. El segundo, la claridad a la hora de ejemplificar la entrada en esta zona de histéresis y obtener una comparación más visual con las intensidades.

Un último apunte a tener en cuenta es la gran cantidad de H₂ que se consume para ser pruebas que duran en torno a 15 minutos, partiendo además de la base de que durante prácticamente la mitad de la misma la pila está apagada y no consume nada. Esto es bastante significativo a la hora de ejemplificar las limitaciones existentes

en conceptos de peso y resistencia aerodinámica que tiene este tipo de sistemas a la hora de diseñar misiones más duraderas.

6.2 Futuras líneas de trabajo

En primer lugar, se propone la realización real de este trabajo, que teóricamente estaba diseñado para llevarse a cabo en una bancada de ensayos, conectando estos controladores a dispositivos reales para obtener resultados de utilidad a la hora de comprobar las prestaciones de la PEMFC y el banco de baterías. Para ello, deberían trabajarse en gran medida en los programas diseñados en LabVIEW, ya que requiere tiempo y esfuerzo modificar los mismos para que estos sean compatibles con la conexión real de los dispositivos.

Un segundo paso sería el diseño del sistema, modelando el tamaño y el peso de la PEMFC, las baterías y el motor, así como del dispositivo para el control de la hibridación, estudiando su viabilidad y precio. Un aspecto interesante por estudiar sería la optimización en el almacenamiento del hidrógeno en una aeronave real, lo que permitiría cada vez misiones más duraderas y exigentes.

Finalmente, la consecución real de este trabajo sería la integración de este sistema de propulsión en una aeronave real, llevando a la práctica las misiones que se han estudiado de forma teórica, para poder analizar en base a estos resultados, la precisión de los estudios previos.

Una segunda línea de trabajo podría ser la continuación de este estudio meramente teórico, estudiando de una forma más exhaustiva los rendimientos de todos los dispositivos que forman parte del sistema, modelando el comportamiento de estos de una forma más precisa, así como buscando mejoras en la programación de los controladores diseñados. Esto supondría obtener una fuente de resultados más fiable a la hora de poder compararlos con una bancada real, y así poder detectar fallos o incongruencias de una forma más directa.

APÉNDICE 1 – BATERÍA ANR26650M1

+ Nanophosphate® High Power Lithium Ion Cell ANR26650M1-B



A123's high-performance Nanophosphate® lithium iron phosphate (LiFePO4) battery technology delivers high power and energy density combined with excellent safety performance and extensive life cycling in a lighter weight, more compact package. Our cells have low capacity loss and impedance growth over time as well as high usable energy over a wide state of charge (SOC) range, allowing our systems to meet end-of-life power and energy requirements with minimal pack oversizing.



APPLICATIONS

COMMERCIAL SOLUTIONS

Advanced lead acid replacement batteries for:

- + Datacenter UPS
- + Telecom backup
- + IT backup
- + Autonomously guided vehicles (AGVs)
- + Industrial robotics and material handling equipment
- + Medical devices

GOVERNMENT SOLUTIONS

- + Military vehicles
- + Military power grids
- + Soldier power
- + Directed energy

GRID SOLUTIONS

Versatile, flexible and proven storage solutions for the grid:

- + Frequency regulation
- + Renewables integration
- + Reserve capacity
- + Transmission and distribution

TRANSPORTATION SOLUTIONS

Hybrid, plug-in hybrid and electric vehicle battery systems for:

- + Commercial vehicles
- + Off-highway vehicles
- + Passenger vehicles

ANR26650M1-B TECHNICAL DATA

Cell Dimensions	ø26 x 65 mm
Cell Weight	76g
Cell Capacity (nominal/minimum) (0.5C Rate)	2.5/2.4 Ah
Voltage (nominal)	3.3V
Internal Impedance (1kHz AC typical)	6mΩ
Power*	2600 W/kg
Recommended Standard Charge Method	2.5A to 3.6V CCCV, 60 min
Recommended Fast Charge Method to 80% SOC	10A to 3.6V CC, 12 min
Maximum Continuous Discharge	50A
Maximum Pulse Discharge (10 seconds)	120A
Cycle Life at 20A Discharge, 100% DOD	>1,000 cycles
Operating Temperature	-30°C to 55°C
Storage Temperature	-40°C to 60°C

* ~200W as measured by A123 modified HPPC Method @ 23°C, 50% SOC, 10 second discharge

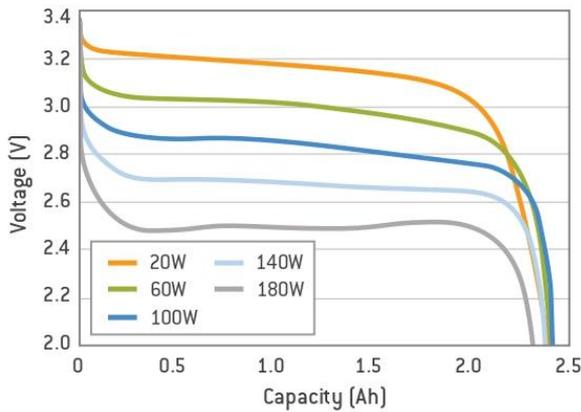
www.a123systems.com

©2012 A123 Systems, Inc. All rights reserved.
MD100113-02

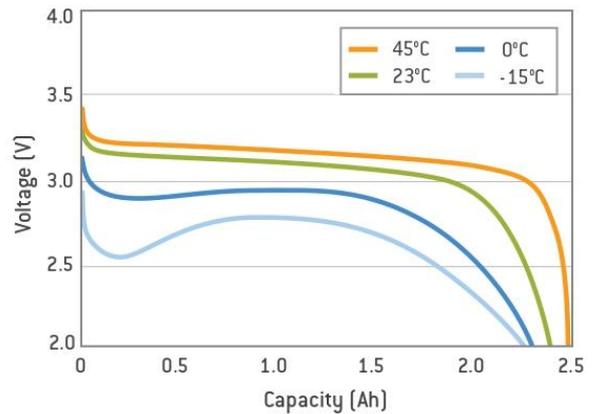
+ Nanophosphate[®] High Power Lithium Ion Cell ANR26650M1-B



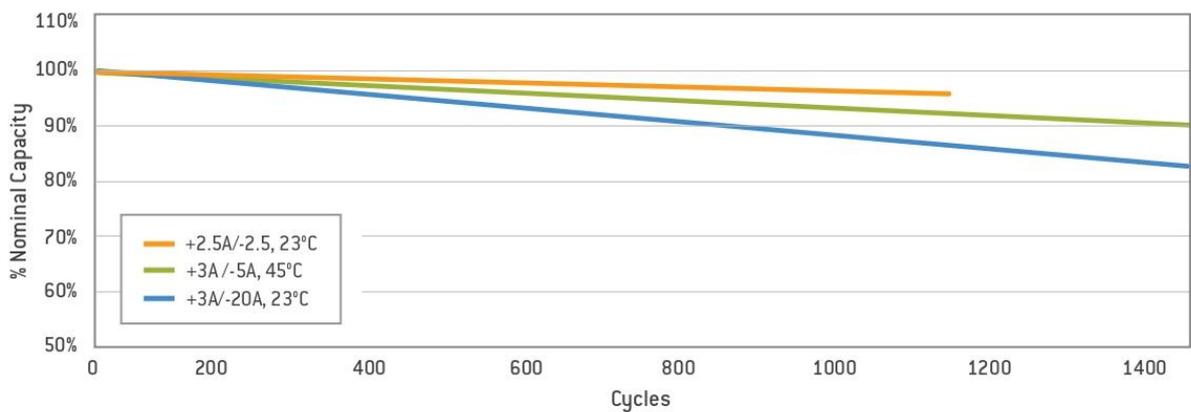
Constant Power Discharge Characteristics at 23°C



2.5C Constant Current Discharge at Various Temperatures



Cycle Life Performance, 100% DOD, Various Temperatures and Discharge Rates



This document represents typical data. Performance may vary depending on use conditions and application. A123 Systems makes no warranty explicit or implied with this data sheet. Contents subject to change without notice.

CORPORATE HEADQUARTERS

A123 Systems, Inc.
200 West Street
Waltham, MA 02451

www.a123systems.com



©2012 A123 Systems, Inc. All rights reserved.
MD100113-02

REFERENCIAS

- [1] J. Otero de Becerra, “Hidrógeno y pilas de combustible: estado actual y perspectiva inmediata,” *Hidrógeno y pilas de combustible: estado actual y perspectiva inmediata*, p. 226, 2010.
- [2] P. Lin, P. Zhou, and C. W. Wu, “A high efficient assembly technique for large PEMFC stacks: Part I. Theory,” *Journal of Power Sources*, 2009.
- [3] “Proton Exchange Membrane Fuel Cells (PEMFC) Market Growth 2019-2024.” Proton Exchange Membrane Fuel Cells (PEMFC) Market Growth 2019-2024.
- [4] “PEM Fuel Cell Stack.” .
- [5] 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, no. January, 2014, doi: 10.1155/2014/497642.
- [6] E. López González *et al.*, “Experimental evaluation of a passive fuel cell/battery hybrid power system for an unmanned ground vehicle,” *International Journal of Hydrogen Energy*, vol. 44, no. 25, pp. 12772–12782, 2019, doi: 10.1016/j.ijhydene.2018.10.107.
- [7] 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, doi: 10.1016/j.jpowsour.2012.09.011.
- [8] J. Renau, F. Sánchez, A. Lozano, J. Barroso, and F. Barreras, “Analysis of the performance of a passive hybrid powerplant to power a lightweight unmanned aerial vehicle for a high altitude mission,” *Journal of Power Sources*, vol. 356, pp. 124–132, 2017, doi: 10.1016/j.jpowsour.2017.04.090.
- [9] M. Dudek, P. Tomczyk, P. Wygonik, M. Korkosz, P. Bogusz, and B. Lis, “Hybrid fuel cell-battery system as a main power unit for small Unmanned Aerial Vehicles (UAV),” *International Journal of Electrochemical Science*, vol. 8, no. 6, pp. 8442–8463, 2013.
- [10] A. Gong, J. L. Palmer, G. Brian, J. R. Harvey, and D. Verstraete, “Performance of a hybrid, fuel-cell-based power system during simulated small unmanned aircraft missions,” *International Journal of Hydrogen Energy*, vol. 41, no. 26, pp. 11418–11426, 2016, doi: 10.1016/j.ijhydene.2016.04.044.
- [11] 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, doi: 10.1016/j.ijhydene.2014.11.043.
- [12] DLR, “Antares DLR-H2 - out of operation.” <https://www.dlr.de/content/en/articles/aeronautics/research-fleet-infrastructure/dlr-research-aircraft/antares-dlr-h2-out-of-operation.html?jsessionid=7F551B905E5E368F55A518401B317FC4.delivery-replication1>.
- [13] Naval Technology, “Ion Tiger UAV.” <https://www.naval-technology.com/projects/ion-tiger-uav/>.
- [14] “Feature Story BOEING FRONTIERS A green machine,” *Boeing Frontier*, no. May, p. 2008, 2008.
- [15] C. Kim, Y.-G. Lee, S.-J. Hwang, and D. Park, “Configuration design and aerodynamic performance of high altitude and long endurance vehicle,” pp. 4–7.
- [16] INTA, “SGCOPLA-18 – Sistema Integrado de Vigilancia Aérea ‘SIVA.’” https://www.inta.es/INTA/gl/servicios/Productos_SGCOPLA-18/.
- [17] Ana Isabel Castro Romero, “Pfc Ana Isabel Castro Romero,” p. 83, 2014.
- [18] INTA, “ALO.” <https://www.inta.es/ICTS-PAI/es/instalaciones/segmento-aereo/aeronaves/alo/>.

- [19] Militar Factory, “KARI TR-60.” https://www.militaryfactory.com/aircraft/detail.asp?aircraft_id=1856.
- [20] AIRBUS, “Zephyr,” [Online]. Available: <https://www.airbus.com/defence/uav/zephyr.html>.
- [21] Naval Technology, “Skeldar V-200 Maritime Unmanned Aerial Vehicle (UAV).” <https://www.naval-technology.com/projects/skeldar-v-200-maritime-uav/>.
- [22] Ecured, “Lipán M3.” https://www.ecured.cu/Lipán_M3.
- [23] AVSAN, “Stardust II R13.” <http://www.avsan.cl/old/ala-fija/stardust-ii.html>.
- [24] US Navy, “RQ-2 Pioneer.” <https://www.military.com/equipment/rq-2a-pioneer>.
- [25] Spectronik, “Phoenix Fuel Cell Hexacopter Mark I.” <https://spectronik.com/portfolio/phoenix-fuel-cell-hexacopter-mark-1/>.
- [26] Intelligent Energy, “Fuel Cell Power For UAVs.” <https://www.intelligent-energy.com/our-products/uavs/>.
- [27] HES Energy Systems, “Hycopter.” <https://www.hes.sg/hycopter>.
- [28] BSHARK, “Narwhal 2,” [Online]. Available: <https://newatlas.com/bshark-narwhal-2/56361/>.
- [29] “Ballard,” [Online]. Available: https://www.ballard.com/docs/default-source/uav/uav-data-sheet-spc5106994.pdf?sfvrsn=e8afc180_2.
- [30] Watts Innovations, “MFD 3000.” <https://wattsinnovations.com/aircraft/mfd3000/>.
- [31] Doosan, “DS30.” <http://www.doosanmobility.com/en/products/drone-ds30/>.
- [32] J. Xu, B. Cao, J. Cao, Z. Zou, C. C. Mi, and Z. Chen, “A comparison study of the model based SOC estimation methods for lithium-ion batteries,” *2013 9th IEEE Vehicle Power and Propulsion Conference, IEEE VPPC 2013*, no. 51075317, pp. 1–5, 2013, doi: 10.1109/VPPC.2013.6671653.
- [33] M. Borah and S. Dhakate, “Expanded Graphite Composite Based Bipolar Plate for PEM Fuel Cell: Development of Low Density and Low Cost Composite Bipolar Plate for Proton Exchange Membrane Fuel Cell,” *Lambert Academic Publishing*, no. July, 2016.
- [34] “Una comparación entre las baterías de ácido plomo y las baterías Li-ion,” [Online]. Available: <http://intralogistica.es/?p=309>.
- [35] C. System, “Nexa ® Integration System,” pp. 1–17.
- [36] J. Jos, Q. Tutor, and C. B. Alba, “Autor: Juan José Márquez Quintero Tutor: Carlos Bordons Alba,” 2015.