

# Trabajo Fin de Grado

## Grado en Ingeniería Aeroespacial

### Diseño del Sistema de Gestión de Energía de una Aeronave con Pila de Combustible

Autor: Pablo Torné Alaminos

Tutor: Carlos Bordons Alba

**Dpto. de Ingeniería de Sistemas y Automática**  
**Escuela Técnica Superior de Ingeniería**  
**Universidad de Sevilla**

Sevilla, 2019





Trabajo Fin de Grado  
Grado en Ingeniería Aeroespacial

# **Diseño del Sistema de Gestión de Energía de una Aeronave con Pila de Combustible**

Autor:

Pablo Torné Alaminos

Tutor:

Carlos Bordons Alba

Catedrático de Universidad

Dpto. de Ingeniería de Sistemas y Automática

Escuela Técnica Superior de Ingeniería

Universidad de Sevilla

Sevilla, 2019



Trabajo Fin de Grado: Diseño del Sistema de Gestión de Energía de una Aeronave con Pila de Combustible

Autor: Pablo Torné Alaminos

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, 2019

El Secretario del Tribunal



# Agradecimientos

---

Desde el comienzo de este grado, muchas personas han pasado por mi vida; algunas ya estaban, otras han llegado, y no todas se han quedado. A todas ellas, independientemente de donde estén ahora: gracias por cada instante en el que se me ha apoyado y sacado adelante, porque cada momento dedicado a ello, por poco que parezca, ha contribuido a que llegara este día, que por momentos tan lejos se veía.

En especial quiero hacer mención a mis padres, Enrique y Rosario, cuya exigencia y apoyo me ha motivado a no dejar de luchar por conseguir mis objetivos, y a mis hermanos, Enrique y Antonio, por tanto aguante cuando me veían estresado. Tampoco podía dejar de hacer mención a mi día a día en esta carrera, Juan José y Javier, dos buenos amigos que esta experiencia me ha dado, sin los cuales todo habría sido mucho más difícil.

Por último, agradecer a mi tutor, Carlos, su disponibilidad, su trato y su capacidad de motivarme en una materia con la cual no estaba muy familiarizado, y a Sergio Esteban, promotor del proyecto Emergentia, por su implicación y apoyo. El resultado final es este proyecto que pone culmen a mi Grado en Ingeniería Aeroespacial.

*Pablo Torné Alaminos*

*Grado en Ingeniería Aeroespacial*

*Sevilla, 2019*





# Resumen

---

En este trabajo se detallan distintos métodos de gestión de la energía para un vehículo aéreo no tripulado. En concreto, se aplicarán las demandas de energía que requieren las actuaciones del proyecto Tilt-Rotor, cuyas fuentes de energía son baterías, una pila de combustible y células solares. En primer lugar se emplearán las llamadas estrategias heurísticas, la cuales están basadas en reglas intuitivas de fácil implementación; la segunda estrategia se basa en el *Equivalent Consumption Minimization Strategy* (ECMS), consistente en la minimización del consumo de combustible sujeto a una serie de restricciones.

Para tal hacer la gestión de energía de una manera más eficiente, se ha diseñado un modelo del sistema de energía, mediante el cual el llamado Controlador Supervisor va gestionando la potencia que demandan el resto de sistemas del avión para que el reparto entre los subsistemas se haga de la manera que marque la estrategia implementada.

El objetivo de gestionar la energía en este proyecto es buscar una mayor eficiencia en el consumo de la energía disponible, con la idea de aumentar el alcance y la autonomía de la aeronave para una cantidad de energía llevada a bordo. Además, cuanto mejor se haga esa gestión, menos sufrirán los generadores de energía y más larga será su vida útil.



# Abstract

---

This work details different energy management methods for an unmanned aerial vehicle. Specifically, the energy demands required by the Tilt-Rotor project actions, whose energy sources are batteries, a fuel cell and solar cells, will be applied. First, the so-called heuristic strategies will be used, which are based on intuitive rules that are easy to implement; The second strategy is based on the Equivalent Consumption Minimization Strategy (ECMS), consisting of the minimization of fuel consumption subject to a series of restrictions.

In order to do the energy management in a more efficient way, a model of the energy system has been designed, through which the so-called Supervisory Controller is managing the power demanded by the rest of the aircraft systems so that the distribution between the subsystems is done in the way that marks the strategy implemented.

The objective of managing energy in this project is to seek greater efficiency in the consumption of available energy, with the idea of increasing the range and autonomy of the aircraft for an amount of energy carried on board. In addition, the better that management is done, the less the power generators will suffer and the longer their useful life will be.



<b>Agradecimientos</b>	<b>VII</b>
<b>Resumen</b>	<b>IX</b>
<b>Abstract</b>	<b>XI</b>
<b>Índice</b>	<b>XIII</b>
<b>Índice de Tablas</b>	<b>XV</b>
<b>Índice de Figuras</b>	<b>XVII</b>
<b>1. Introducción</b>	<b>1</b>
<b>2. Estado del Arte. Gestión de Energía en Vehículos Híbridos</b>	<b>5</b>
2.1. <i>Estrategias de Gestión de la Energía</i>	6
2.1.1. Estrategias Heurísticas	7
2.1.2. Estrategias de control óptimo	8
2.1.3. Estrategias de control sub-óptimo	10
<b>3. Sistema de Energía del UAV</b>	<b>13</b>
3.1. <i>Datos de partida</i>	13
3.2. <i>Limitaciones del Sistema de Energía</i>	15
3.3. <i>Estudio del Grado de Hibridación del Sistema</i>	18
<b>4. Modelo del Sistema de Energía</b>	<b>27</b>
4.1. <i>Componentes del modelo</i>	27
	35
4.2. <i>Modelo Completo</i>	35
<b>5. Estrategias Empleadas</b>	<b>37</b>
5.1. <i>Control Heurístico</i>	37
5.2. <i>Control ECMS. Minimización del consumo equivalente</i>	38
5.2.1. Base teórica	38
5.2.2. Cálculo del factor de equivalencia.	39
5.2.3. Implementación de la estrategia ECMS	41
5.2.4. Restricciones	43
5.2.5. Diagrama de Flujo	45
<b>6. Resultados</b>	<b>47</b>
6.1. <i>Perfil actual de la misión, con restricciones</i>	47
6.1.1. Aplicación de la estrategia heurística	49

6.1.2.	Aplicación de la estrategia ECMS	55
6.2.	<i>Perfil preliminar teórico de la misión</i>	70
6.2.2.	Aplicación de la estrategia heurística.	72
6.2.3.	Aplicación de la estrategia ECMS	77
6.3.	<i>Perfil actual de la misión, sin tener en cuenta restricciones de volumen y peso</i>	83
6.3.1.	Aplicación de la estrategia ECMS	83
<b>7.</b>	<b>Conclusiones</b>	<b>93</b>
<b>Anexos</b>		<b>97</b>
A.	<i>Pilas de Combustible AEROSTAK</i>	99
B.	<i>Tanques de Hidrógeno</i>	107
C.	<i>Batería ANR26650M1-B</i>	111
D.	<i>Códigos de Matlab</i>	115
D.1.	Estrategia Heurística	117
D.2.	Cálculo del factor de equivalencia	117
D.3.	Estrategia ECMS	119
<b>Bibliografía</b>		<b>123</b>

# Índice de Tablas

---

<b>Tabla 1.</b> <i>Unidades de vehículos con diferentes medios de obtener la energía vendidos en España desde el año 2014 al 2018. Datos obtenidos de [3].</i>	2
<b>Tabla 2.</b> <i>Demanda de potencia en el estudio preliminar del proyecto</i>	13
<b>Tabla 3.</b> <i>Sistema de baterías en el estudio preliminar del proyecto.</i>	14
<b>Tabla 4.</b> <i>Demanda de potencia actual del proyecto.</i>	15
<b>Tabla 5.</b> <i>Sistema de potencia de [7], con la modificación de la pila de combustible a una de 250 W</i>	17
<b>Tabla 6.</b> <i>Datos estimados del sistema de potencia en función del grado de hibridación</i>	18
<b>Tabla 7.</b> <i>Datos estimados de consumo de la pila de combustible en función del grado de hibridación</i>	19
<b>Tabla 8.</b> <i>Datos del tramo de despegue en función de la velocidad de avance</i>	21
<b>Tabla 9.</b> <i>Especificaciones del sistema de baterías en el caso de cambio de número de celdas</i>	22
<b>Tabla 10.</b> <i>Especificaciones de la batería capaz de afrontar picos de potencia, elevando la tensión de trabajo de la misma</i>	23
<b>Tabla 11.</b> <i>Especificaciones de la pila de combustible que posibilita alcanzar los picos de potencia al sistema, elevando la tensión de trabajo</i>	23
<b>Tabla 12.</b> <i>Datos del sistema de potencia capaz de afrontar la demanda de energía</i>	24
<b>Tabla 13.</b> <i>Entrada y salidas del modelo de pila de combustible</i>	29
<b>Tabla 14.</b> <i>Entrada y salidas del modelo de batería</i>	31
<b>Tabla 15.</b> <i>Puntos obtenidos del cálculo de los factores de equivalencia</i>	42
<b>Tabla 16.</b> <i>Datos del tiempo, potencia y energía demanda de la misión</i>	48
<b>Tabla 17.</b> <i>Especificaciones de la batería para la misión actual</i>	48
<b>Tabla 18.</b> <i>Especificaciones de la pila de combustible para la misión actual</i>	48
<b>Tabla 19.</b> <i>Valores iniciales de la simulación para la misión actual</i>	49
<b>Tabla 20.</b> <i>Tiempo, potencia y energía teóricas demandadas al sistema de potencia en [7]</i>	70
<b>Tabla 21.</b> <i>Especificaciones de la batería equipada en [7]</i>	71
<b>Tabla 22.</b> <i>Comparativa de especificaciones entre el modelo de pila de combustible equipado en [7] y el modelo actualizado por la empresa AEROSTAK</i>	71
<b>Tabla 23.</b> <i>Valores iniciales de la simulación con el sistema de potencia y demanda de potencia de [7]</i>	72
<b>Tabla 24.</b> <i>Valores iniciales de la simulación de la misión actual, con mayor cantidad de hidrógeno en los</i>	

**Tabla 25.** *Comparativa entre las estrategias propuestas de los parámetros característicos del sistema de potencia, para la misión actual*



# Índice de Figuras

---

<b>Figura 1.</b> <i>Diagrama de flujo del controlador de energía de un HEV (Hybrid Electric Vehicle), obtenido de [1].</i>	5
<b>Figura 2.</b> <i>Mapa típico de un vehículo guiado por reglas heurísticas, basado en restricciones intuitivas, obtenido de [1].</i>	7
<b>Figura 3.</b> <i>Perfil típico de las variables del problema de minimización del consumo, masa de combustible (<math>m_f</math>) y estado de la carga (<math>\xi</math>) en un vehículo híbrido eléctrico, de [1]</i>	9
<b>Figura 4.</b> <i>Planta del modelo Tilt- Rotor, realizado mediante CATIA V5R19</i>	16
<b>Figura 5.</b> <i>Alzado del modelo Tilt - Rotor, realizado mediante CATIA V5R19</i>	16
<b>Figura 6.</b> <i>Perfil izquierdo del modelo Tilt - Rotor, realizado mediante CATIA V5R19</i>	17
<b>Figura 7.</b> <i>Modelo de sistema de potencia para una aeronave con pila de combustible, mostrado en [7]</i>	27
<b>Figura 8.</b> <i>Bloques de Simulink de la potencia demandada por el sistema</i>	28
<b>Figura 9.</b> <i>Perfiles de potencia demandada por el sistema y de potencia aportada por los paneles solares distribuidos en la superficie del Tilt- Rotor</i>	28
<b>Figura 10.</b> <i>Bloque de Simulink del modelo de pila de combustible</i>	29
<b>Figura 11.</b> <i>Interfaz de datos a introducir del modelo de pila de combustible</i>	30
<b>Figura 12.</b> <i>Bloque de Simulink del modelo de batería</i>	31
<b>Figura 13.</b> <i>Interfaz de datos a introducir del modelo de batería</i>	32
<b>Figura 14.</b> <i>Bloque de Simulink de un interruptor</i>	33
<b>Figura 15.</b> <i>Bloques de Simulink del convertor de flujo de hidrógeno a masa</i>	33
<b>Figura 16.</b> <i>Operador para calcular la cantidad de hidrógeno restante en los tanques</i>	33
<b>Figura 17.</b> <i>Bloque de Simulink del controlador supervisor del modelo, el cual implementa la estrategia a seguir</i>	34
<b>Figura 18.</b> <i>Modelo del sistema de potencia para la aplicación de estrategias de control de energía</i>	35
<b>Figura 19.</b> <i>Cálculo de los factores de equivalencia, según [1]</i>	40
<b>Figura 20.</b> <i>Representación gráfica de la energía de consumo equivalente frente a la energía de la pila de combustible.</i>	43
<b>Figura 21.</b> <i>Perfil de potencias demandada actual y la aportada por los paneles solares</i>	49
<b>Figura 22.</b> <i>Voltaje de la batería durante la misión actual, aplicando la estrategia heurística</i>	50

<b>Figura 23.</b> <i>Intensidad de la batería durante la misión actual, aplicando la estrategia heurística</i>	50
<b>Figura 24.</b> <i>Estado de carga de la batería (SOC) durante la misión actual, aplicando la estrategia heurística</i>	51
<b>Figura 25.</b> <i>Potencia aportada por la batería durante la misión actual, aplicando la estrategia heurística</i>	51
<b>Figura 26.</b> <i>Energía aportada por la batería durante la misión actual, aplicando la estrategia heurística</i>	52
<b>Figura 27.</b> <i>Potencia aportada por la pila de combustible durante la misión actual, aplicando la estrategia heurística</i>	52
<b>Figura 28.</b> <i>Energía aportada por la pila de combustible durante la misión actual, aplicando la estrategia heurística</i>	53
<b>Figura 29.</b> <i>Masa de hidrógeno consumida por la pila de combustible durante la misión actual, aplicando la estrategia heurística</i>	53
<b>Figura 30.</b> <i>Parámetro de hibridación del sistema de potencia durante la misión actual, aplicando la estrategia heurística</i>	54
<b>Figura 31.</b> <i>Potencia insatisfecha por el sistema de potencia durante la misión actual, aplicando la estrategia heurística</i>	54
<b>Figura 32.</b> <i>Voltaje de la batería durante la misión actual, aplicando la estrategia ECMS</i>	56
<b>Figura 33.</b> <i>Intensidad de la batería durante la misión actual, aplicando la estrategia ECMS</i>	56
<b>Figura 34.</b> <i>Estado de carga de la batería (SOC) durante la misión actual, aplicando la estrategia ECMS</i>	57
<b>Figura 35.</b> <i>Potencia aportada por la pila durante la misión actual, aplicando la estrategia ECMS</i>	57
<b>Figura 36.</b> <i>Energía aportada por la batería durante la misión actual, aplicando la estrategia ECMS</i>	58
<b>Figura 37.</b> <i>Voltaje de la pila de combustible durante la misión actual, aplicando la estrategia ECMS</i>	58
<b>Figura 38.</b> <i>Intensidad de la pila de combustible durante la misión actual, aplicando la estrategia ECMS</i>	59
<b>Figura 39.</b> <i>Potencia aportada por la pila de combustible durante la misión actual, aplicando la estrategia ECMS</i>	59
<b>Figura 40.</b> <i>Energía aportada por la pila de combustible durante la misión actual, aplicando la estrategia ECMS</i>	60
<b>Figura 41.</b> <i>Masa de hidrógeno consumida durante la misión actual, aplicando la estrategia ECMS</i>	60
<b>Figura 42.</b> <i>Parámetro de hibridación del sistema de potencia durante la misión actual, aplicando la estrategia ECMS</i>	61
<b>Figura 43.</b> <i>Potencia insatisfecha por el sistema de potencia durante la misión actual, aplicando la estrategia ECMS</i>	61
<b>Figura 44.</b> <i>Voltaje de la batería durante la misión actual, aplicando la estrategia ECMS modificada para afrontar picos de potencia demandada</i>	63
<b>Figura 45.</b> <i>Intensidad de la batería durante la misión actual, aplicando la estrategia ECMS modificada para afrontar picos de potencia demandada</i>	64
<b>Figura 46.</b> <i>Estado de carga de la batería (SOC) durante la misión actual, aplicando la estrategia ECMS modificada para afrontar picos de potencia demandada</i>	64
<b>Figura 47.</b> <i>Potencia aportada por la batería durante la misión actual, aplicando la estrategia ECMS modificada para afrontar picos de potencia demandada</i>	65
<b>Figura 48.</b> <i>Energía aportada por la batería durante la misión actual, aplicando la estrategia ECMS modificada para afrontar picos de potencia demandada</i>	65
<b>Figura 49.</b> <i>Voltaje de la pila de combustible durante la misión actual, aplicando la estrategia ECMS modificada para afrontar los picos de potencia demandada</i>	66

<b>Figura 50.</b> <i>Intensidad de la pila de combustible durante la misión actual, aplicando la estrategia ECMS modificada para afrontar los picos de potencia demandada</i>	66
<b>Figura 51.</b> <i>Potencia aportada por la pila de combustible durante la misión actual, aplicando la estrategia ECMS modificada para afrontar picos de potencia demandada+</i>	67
<b>Figura 52.</b> <i>Energía aportada por la pila de combustible durante la misión actual, aplicando la estrategia ECMS modificada para afrontar picos de potencia demandada</i>	67
<b>Figura 53.</b> <i>Masa de hidrógeno consumida durante la misión actual, aplicando la estrategia ECMS modificada para afrontar picos de potencia demandada</i>	68
<b>Figura 54.</b> <i>Parámetro de hibridación del sistema de potencia durante la misión actual, aplicando la estrategia ECMS modificada para afrontar picos de potencia demandada</i>	68
<b>Figura 55.</b> <i>Potencia insatisfecha por el sistema de potencia durante la misión actual, aplicando la estrategia ECMS modificada para afrontar picos de potencia demandada</i>	69
<b>Figura 56.</b> <i>Perfil de potencia demandada en [7], así como la aportación de los paneles solares</i>	71
<b>Figura 57.</b> <i>Voltaje de la batería durante la misión anterior , aplicando la estrategia heurística</i>	72
<b>Figura 58.</b> <i>Intensidad de la batería durante la misión anterior , aplicando la estrategia heurística</i>	73
<b>Figura 59.</b> <i>Estado de carga de la batería durante la misión anterior , aplicando la estrategia heurística</i>	73
<b>Figura 60.</b> <i>Potencia aportada por la batería durante la misión anterior , aplicando la estrategia heurística</i>	74
<b>Figura 61.</b> <i>Energía aportada por la batería durante la misión anterior, aplicando la estrategia heurística</i>	74
<b>Figura 62.</b> <i>Potencia aportada por la pila de combustible durante la misión anterior , aplicando la estrategia heurística</i>	75
<b>Figura 63.</b> <i>Energía aportada por la pila de combustible durante la misión anterior , aplicando la estrategia heurística</i>	75
<b>Figura 64.</b> <i>Masa de hidrógeno consumida por la pila de combustible durante la misión anterior, aplicando la estrategia heurística</i>	76
<b>Figura 65.</b> <i>Parámetro de hibridación del sistema de potencia durante la misión anterior , aplicando la estrategia heurística</i>	76
<b>Figura 66.</b> <i>Voltaje de la batería durante la misión anterior, aplicando la estrategia ECMS modificada para afrontar picos de potencia demandada</i>	78
<b>Figura 67.</b> <i>Intensidad de la batería durante la misión anterior, aplicando la estrategia ECMS modificada para afrontar picos de potencia demandada</i>	78
<b>Figura 68.</b> <i>Estado de carga de la batería durante la misión anterior , aplicando la estrategia ECMS modificada para afrontar picos de potencia demandada</i>	79
<b>Figura 69.</b> <i>Potencia aportada por la batería durante la misión anterior , aplicando la estrategia ECMS modificada para afrontar picos de potencia demandada</i>	79
<b>Figura 70.</b> <i>Energía aportada por la batería durante la misión anterior , aplicando la estrategia ECMS modificada para afrontar picos de potencia demandada</i>	80
<b>Figura 71.</b> <i>Potencia aportada por la pila de combustible durante la misión anterior , aplicando la estrategia ECMS modificada para afrontar picos de potencia demandada</i>	80
<b>Figura 72.</b> <i>Energía aportada por la pila de combustible durante la misión anterior, aplicando la estrategia ECMS modificada para afrontar picos de potencia demandada</i>	81
<b>Figura 73.</b> <i>Masa de hidrógeno consumida por la pila de combustible durante la misión anterior, aplicando la estrategia ECMS modificada para afrontar picos de potencia demandada</i>	81
<b>Figura 74.</b> <i>Parámetro de hibridación del sistema de potencia durante la misión anterior , aplicando la</i>	

<i>estrategia ECMS modificada para afrontar picos de potencia demandada</i>	82
<b>Figura 75.</b> <i>Potencia insatisfecha por el sistema de potencia durante la misión anterior , aplicando la estrategia ECMS modificada para afrontar picos de potencia demandada</i>	82
<b>Figura 76.</b> <i>Voltaje de la batería durante la misión actual, añadiendo más hidrógeno al sistema y aplicando la estrategia ECMS modificada</i>	84
<b>Figura 77.</b> <i>Intensidad de la batería durante la misión actual, añadiendo más hidrógeno al sistema y aplicando la estrategia ECMS modificada</i>	84
<b>Figura 78.</b> <i>Estado de carga de la batería (SOC) durante la misión actual, añadiendo más hidrógeno al sistema y aplicando la estrategia ECMS modificada</i>	85
<b>Figura 79.</b> <i>Potencia aportada por la batería durante la misión actual, añadiendo más hidrógeno al sistema y aplicando la estrategia ECMS modificada`</i>	85
<b>Figura 80.</b> <i>Energía aportada por la batería durante la misión actual, añadiendo más hidrógeno al sistema y aplicando la estrategia ECMS modificada</i>	86
<b>Figura 81.</b> <i>Voltaje de la pila de combustible durante la misión actual, añadiendo más hidrógeno al sistema y aplicando la estrategia ECMS modificada</i>	86
<b>Figura 82.</b> <i>Intensidad de la pila de combustible durante la misión actual, añadiendo más hidrógeno al sistema y aplicando la estrategia ECMS modificada</i>	87
<b>Figura 83.</b> <i>Potencia aportada por la pila de combustible durante la misión actual, añadiendo más hidrógeno al sistema y aplicando la estrategia ECMS modificada</i>	87
<b>Figura 84.</b> <i>Energía aportada por la pila de combustible durante la misión actual, añadiendo más hidrógeno al sistema y aplicando la estrategia ECMS modificada</i>	88
<b>Figura 85.</b> <i>Masa de hidrógeno consumida por la pila de combustible durante la misión actual, añadiendo más hidrógeno al sistema y aplicando la estrategia ECMS modificadad</i>	88
<b>Figura 86.</b> <i>Parámetro de hibridación del sistema de potencia durante la misión actual, añadiendo más hidrógeno al sistema y aplicando la estrategia ECMS modificada</i>	89
<b>Figura 87.</b> <i>Potencia insatisfecha por el sistema de potencia durante la misión actual, añadiendo más hidrógeno al sistema y aplicando la estrategia ECMS modificada</i>	89





# 1. Introducción

---

El objetivo de este proyecto es el diseño del sistema de gestión de la energía de un UAV ( Unmanned Aerial Vehicle). Para entender el concepto de gestión de energía, la mayor parte de la bibliografía consultada aplica dicho concepto a los vehículos cotidianos de cuatro ruedas, de carretera. Es por ello que conviene hacer un repaso por cómo ha ido entrando en la vida de las personas la necesidad de usar vehículos que utilicen otros medios distintos a la combustión para propulsarse o, como se tratará en profundidad en este proyecto, en buscar la máxima eficiencia combinando varias fuentes de energía.

El interés de introducir en el mercado vehículos que utilicen formas de obtener potencia distintas a las que derivan del empleo del petróleo se debe a dos motivos en especial: el petróleo es una fuente de energía no renovable, y la contaminación provocada por la emisión descontrolada de dióxido de carbono al ambiente, como consecuencia de la combustión.

En cuanto a las reservas de petróleo, como fuente no renovable, algún día llegarán a su fin, de manera que hay que ir cambiando la forma de obtener energía para que la transición sea lo menos notoria posible. Referente al segundo motivo, la emisión de CO<sub>2</sub> afecta directamente al calentamiento global, propiciando el llamado cambio climático, que según estimaciones de la Organización Mundial de la Salud, provocará entre 2030 y 2050 en torno a 250000 defunciones adicionales cada año, además de suponer un aumento en costes sanitarios de 2000 a 4000 millones de dólares americanos de aquí a 2030

El futuro está en obtener la energía para propulsarse mediante la electricidad, ya sea mediante baterías, placas solares, pilas de combustible, etc. Y aunque están entrando desde hace varios años en el mercado, los vehículos eléctricos tienen, entre otros problemas, deficiencias en términos de autonomía, tanto por duración de la batería como por el tiempo de recarga.

La introducción de los vehículos híbridos en el mercado busca suplir las deficiencias que tienen los vehículos eléctricos, ya que a parte de lo comentado sobre la autonomía, dependiendo del tramo de la conducción en el que estemos ( ciudad, autovía...) puede ser más eficiente el uso de motor de combustión que el eléctrico, y viceversa .

Las ventas de vehículos eléctricos e híbridos ( gasolina + electricidad ), poniendo como ejemplo a España, aumentan considerablemente de año en año . A pesar de estos buenos datos, si comparamos con las ventas de coches que utilizan como propulsante gasolina o diésel, la diferencia sigue siendo abismal. Hay casos también, y que serán de consulta durante el desarrollo del proyecto, de combinación de pila de combustible y batería, como los mostrados en [1] y [2], entre otros.

Tipo de propulsante	2014	2015	2016	2017	2018
<b>Gasolina</b>	288860	387540	478822	593242	759827
<b>Diésel</b>	590360	694161	715543	680575	473075
<b>Híbrido (gasolina o diésel +electricidad)</b>	8209	7208	30473	55427	76112
<b>Electricidad</b>	1181	2634	3414	7175	13882

**Tabla 1.** Unidades de vehículos con diferentes medios de obtener la energía vendidos en España desde el año 2014 al 2018. Datos obtenidos de [3].

Al igual que surge con los vehículos de carretera, los demás medios de transporte también estudian maneras de ir supliendo el propulsante combustible por otros no contaminantes. En el caso de la aviación, encontramos la necesidad de propulsar grandes estructuras que requieren una cantidad de energía inmensa para vencer al peso propio y a la resistencia que ofrece el aire. Esa cantidad de energía hoy en día es impensable de obtener mediante otro medio que no sea la combustión, ya que en términos de relación potencia/peso, por ahora, es la más óptima con amplio margen.

Sin embargo, ha habido y sigue habiendo muchos proyectos en la actualidad encaminados a implementar nuevas formas de propulsión. Un ejemplo de ello es el proyecto Solar Impulse, que consiguió que una aeronave diera la vuelta al mundo obteniendo potencia únicamente de 17248 células fotovoltaicas, que durante el día alimentaban directamente a los motores y cargaban las baterías, para que durante la noche usara la energía almacenada en éstas para conseguir un vuelo casi ininterrumpido.

Otros ejemplos, estos equipando pilas de combustible, son los proyectos Super Dimona y Phantom Eye de Boeing, o el Stalker de Lockheed Martin. El primero de Boeing es una aeronave con capacidad para dos tripulantes, y los proyectos restantes son vehículos aéreos no tripulados. En los tres casos, son aeronaves de poco tamaño y peso.

Aunque el futuro debe ir encaminado hacia el uso de maneras de propulsión sostenibles con el medio ambiente, como usando el hidrógeno de propulsante, no existen en la actualidad grandes aeronaves propulsadas por pilas de combustible. En Boeing, como se describe en [4], se ha llegado a probar unidades auxiliares de potencia únicamente alimentadas por pila de combustible, pero nunca a alimentar motores. Esto se debe a que la energía necesaria para mover aviones de tamaño intermedio en adelante es enorme, y aunque el hidrógeno podría abastecer esa energía con mayor eficiencia que los combustibles habituales, el problema reside en su baja densidad.

Para almacenar el hidrógeno requerido, se necesitaría, o bien de mucho espacio, lo que se traduce en más peso para el avión, o bien de tanques a presión con paredes tan gruesas para evitar fugas, lo que también aumentaría el peso de manera inasumible.

Es por ello que las pilas de combustible se están introduciendo poco a poco, como parte de un sistema híbrido de potencia, y en aeronaves pequeñas y experimentales. La gestión de la energía en ellos se hace primordial, para saber cuál es la manera más eficiente de emplearla, aunque sea de una manera más limitada, por los problemas típicos de la aviación que, entre otros, se distinguen de los vehículos terrestres, como el espacio a bordo y el peso.







## 2. Estado del Arte. Gestión de Energía en Vehículos Híbridos

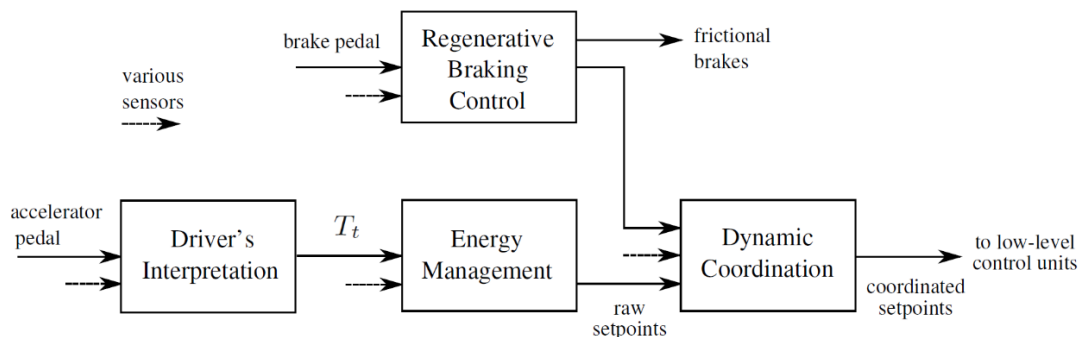
---

La gestión de la energía consiste en algoritmos dentro del propio sistema de la aeronave, que en cada instante determinan cómo deben de operar los distintos elementos de potencia dentro del mismo para satisfacer la demanda del piloto o controlador. Dicha demanda busca ser satisfecha de la manera más eficiente en términos energéticos, sujeta a las distintas restricciones que impone el propio avión y los agentes externos.

Como ya se ha dicho con anterioridad, la mayoría de los proyectos de aviones o UAVs con sistema híbrido siguen una metodología análoga a la implementada en los vehículos de carretera, como se puede comprobar en [5] o en [6], por lo que conviene hacer un repaso inicial sobre los avances que ha habido hasta ahora en dicho sector.

Como apunte inicial, aunque gran parte de la bibliografía que se ha consultado menciona el uso de motor de combustión, para nuestro caso será perfectamente extrapolable todo lo dicho teniendo como vector energético el hidrógeno, salvo que se diga lo contrario.

Para entender cómo se gestiona la energía en un vehículo híbrido, se muestra en la Figura 1 un esquema que nos ayuda a entender cómo es el proceso de demanda de potencia y las órdenes y movimientos que tienen lugar.



**Figura 1.** Diagrama de flujo del controlador de energía de un HEV (Hybrid Electric Vehicle), obtenido de [1].

El procedimiento que se sigue es, tras pisar el conductor el pedal del acelerador, la nueva posición del pedal se transforma en demanda de par, cuya información llega al controlador de energía (*Energy Management*), que se encarga de qué fuente o fuentes se usan en cada momento, y en qué proporción.

El bloque del interpretador sigue habitualmente una tabla de datos que evalúa la solicitud de par en función de la posición del pedal y de la velocidad de la rueda. Así, un 100% de la depresión del acelerador se corresponde con el máximo par proporcionado por el sistema de potencia del vehículo a esa velocidad, y un 0% da la sensación de “freno-motor”.

Dentro del controlador, la variable que se emplea para determinar el grado de hibridación en cada instante es el parámetro  $u(t)$ . De esta manera, se clasifican los modos de operación del sistema híbrido en cuatro:

- $u = 1$ , en modo eléctrico puro. Esto es, el coche solo se mueve por energía obtenida de la batería.
- $0 < u < 1$ , en modo combustión con asistencia eléctrica (modo híbrido). El coche combina en mayor o menor medida la energía obtenida de manera eléctrica con la obtenida por el motor de combustión, en función de lo cerca que  $u$  esté de 1 ó 0, respectivamente.
- $u = 0$ , en modo combustión puro. El vehículo se mueve únicamente por la combustión.
- $u < 0$ , en modo recarga de batería con el motor de combustión. El motor de combustión abastece tanto la demanda de par como la recarga de la batería con la energía que sobra.

Aunque no será aprovechable en nuestro proyecto por no existir, es interesante comentar la presencia del freno regenerativo en vehículos híbridos, y su utilidad de cara a la recarga de batería en tramos. Se puede obtener más información sobre este asunto en [1].

El bloque de coordinación dinámica está destinado a gestionar los puntos de trabajo que salen del bloque controlador y del control de freno regenerativo (*Regenerative Braking Control*), haciendo que los transitorios sean lo más livianos posible.

Hecha una breve explicación de cómo se traduce un movimiento de pedal, en el caso de un vehículo, a una demanda de par, toca explicar qué sucede en el bloque del controlador, que es lo realmente aplicable de manera análoga al caso de nuestro proyecto.

## 2.1. Estrategias de Gestión de la Energía

En [1] se habla de varias maneras de clasificar las estrategias de gestión de la energía. Por un lado, en función de si se conoce o no la ruta a seguir por el vehículo a priori, aparecen las estrategias no causales y causales, respectivamente. Por otro, se establece una clasificación según si la solución encontrada es óptima o próxima a ellas. Tenemos las estrategias de control óptimo, que necesariamente son no causales, por necesitar del conocimiento de la misión para saber cómo operar de manera que la optimización de la conducción sea global, lo que las hace muy difícil de aplicar a la realidad, pero también proporciona grandes ventajas, ya que nos proporciona el punto óptimo de operación; y las estrategias de control sub-óptimo, llamadas así por, aún sin conocer la misión a priori, consisten en calcular para cada momento la manera más óptima de operar, lo que la hace viable para la conducción real, en la que el controlador de energía está sujeto a constantes perturbaciones.

También existen otro tipo de estrategias, que son las más básicas y sencillas de implementar, conocidas como estrategias heurísticas, que se incluirían dentro de las estrategias causales por seguir unas reglas o mapas que

se van evaluando en cada instante de la misión en tiempo real.

Vamos a enfocar este repaso del estado del arte a las estrategias cuyas metodologías se han estudiado desde un inicio para la aplicación a este proyecto: las estrategias heurísticas, estrategias de control óptimo y estrategias de control sub-óptimo.

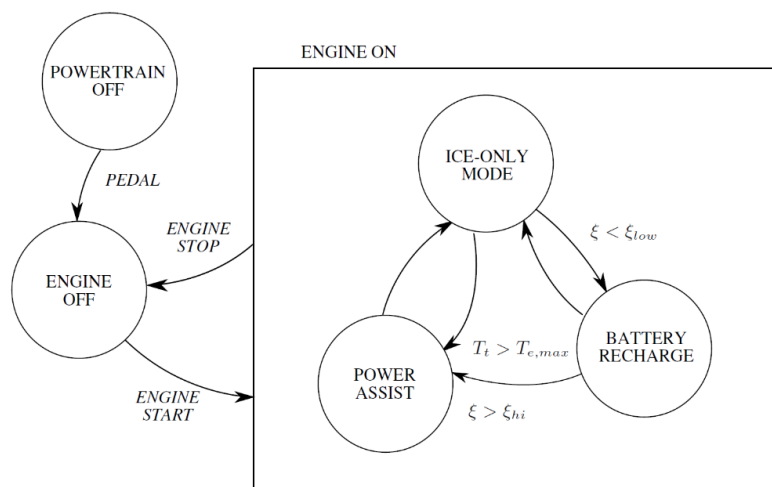
### 2.1.1. Estrategias Heurísticas

Las estrategias heurísticas son las más simples de las estrategias de control que se van a comentar. Se basan en reglas y relaciones intuitivas que utilizan ciertas variables de los vehículos y restricciones que siguen las mismas.

Dichas reglas suelen estar basadas en principios generales del vehículo, tales como que el estado de la carga de la batería (SoC) esté siempre dentro de un rango de valores, el uso del motor de combustión siempre que su eficiencia sea alta, mantener las demandas de energía que necesitan aire acondicionado u otros servos, etc. Esta estrategia está orientada a vehículos de los que se desconoce, a priori, qué ruta van a seguir y qué perturbaciones se van a encontrar.

Habitualmente se le dan dos enfoques, uno basado en mapas y otro en reglas. El enfoque basado en mapas consiste en, para una velocidad del vehículo y una solicitud de par, se busca su posición en el mapa dado, que nos da un parámetro de hibridación  $u$ . Este enfoque es algo deficiente, ya que no soporta un gran número de variables para dibujar el mapa, lo que impide ver la influencia de otros aspectos como temperatura de la batería, aceleración del vehículo, etc., y hace que la eficiencia energética tenga lagunas por falta de información.

El enfoque basado en reglas permite que entren más variables en juego, pasando de un estado del vehículo a otro cuando se cumplen ciertas condiciones. Una manera muy ilustrativa de mostrarlo es mediante máquinas finitas de estado, como en el esquema que se muestra en la Figura 2.



**Figura 2.** Mapa típico de un vehículo guiado por reglas heurísticas, basado en restricciones intuitivas, obtenido de [1].

Es por esto que las estrategias heurísticas son las más fáciles de implementar, y bien diseñadas pueden suponer grandes eficiencias en términos energéticos. Todo ello dependerá de la correcta elección de los límites y de saber abordar todas las variables implicadas en el uso energético. Una cosa si conviene puntualizar, y es que las reglas definidas no necesariamente llegan al máximo rendimiento que puede ofrecer el sistema.

Se entrará más en detalle en capítulos posteriores, donde se aplicará una estrategia heurística a seguir por el controlador y se profundizará más al respecto.

### 2.1.2. Estrategias de control óptimo

Las estrategias de control óptimo tienen la gran ventaja de que la solución que proporcionan siempre es la óptima, aquella que maximiza la eficiencia del vehículo sujeta a las restricciones del problema. El gran inconveniente es la imposibilidad de aplicar tal estrategia a un vehículo en tiempo real, ya que no se puede conocer el óptimo si no se dispone del ciclo a seguir.

Aun así, la utilidad de este tipo de estrategias está en aquellos vehículos que suelen realizar el mismo tipo de trayectos, como los autobuses de línea, o aviones con las rutas previstas. Aunque no se pueda implementar en tiempo real, si se pueden dar unas perturbaciones iniciales habituales para generar puntos óptimos de operación, los que, aplicando a otras estrategias llamadas subóptimas, pueden servir de guía para acercarse lo máximo posible al óptimo global.

Lo habitual en vehículos híbridos, en el caso de combinar motor de combustión con batería eléctrica, es que la función a optimizar sea tal que evalúe el consumo de combustible empleado durante el ciclo de conducción. Esto es, buscar que la masa de combustible empleado en un trayecto sea mínima.

Para nuestro caso, aunque en estudios teóricos realizados en el sistema de hibridación realizados por [7] y [8] se menciona que el peso total se vería reducido en la medida en que la pila de combustible aporte más energía, en los mismos se hace también un estudio de los tanques necesarios para almacenar hidrógeno en el UAV, lo que en conclusión acabaría por restringir de manera notable la cantidad de hidrógeno a llevar a bordo, principalmente por limitación en el volumen disponible. Esto provoca que nuestra función a minimizar, como se verá en el desarrollo del proyecto, sea también el consumo (de hidrógeno en nuestro caso). Esta función será  $J$ , y se define de la siguiente manera:

$$J = \int_0^{t_f} L(\omega(t), u(t)) dt$$

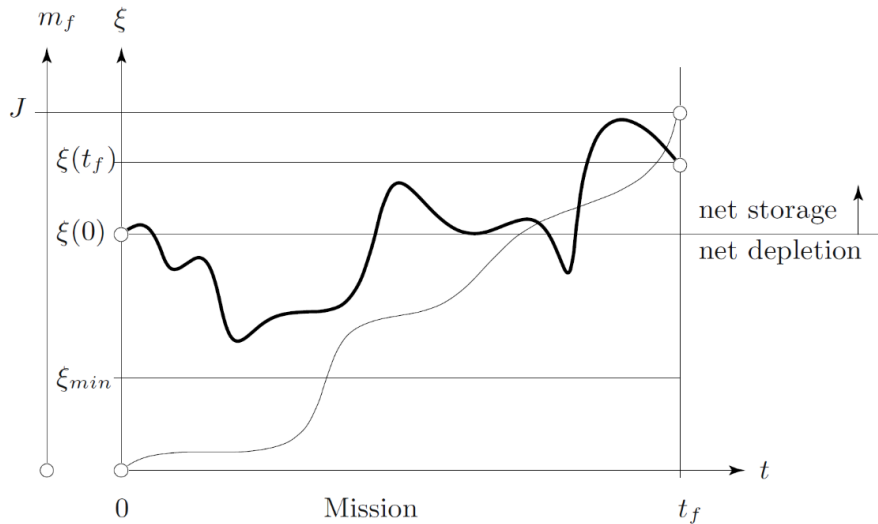
Donde  $L$  denota el consumo de combustible y la tasa de emisiones de contaminantes regulados, que depende del tiempo mediante las variables  $\omega(t)$ , que representa las perturbaciones que hay en cada instante de tiempo, y  $u(t)$ , que es el parámetro de hibridación, que indica en cada momento el porcentaje de uso de la batería que hay sobre la demanda de potencia total en cada instante.

Dicha función se minimizará, pero sujeto a unas restricciones de las variables de estado. Cabe destacar que se simplifica el número de variables de estado a uno por el uso de modelos cuasi-estáticos, de manera que el problema pueda ser abordable.

Así pues, se intentará en todo momento usar el menor combustible posible pero moviéndonos siempre dentro

de unos límites admisibles de la carga de la batería.

La dinámica del vehículo híbrido dependerá de las perturbaciones, de la variable controlada, y de la propia variable de estado. Existe también, aunque no procede en nuestro caso, una función de penalización para el vehículo híbrido en caso de no ser enchufable, ya que el estado de carga al final de la misión debe de ser próximo a un determinado valor.



**Figura 3.** Perfil típico de las variables del problema de minimización del consumo, masa de combustible ( $m_f$ ) y estado de la carga ( $\xi$ ) en un vehículo híbrido eléctrico, de [1]

### 2.1.2.1. Programación dinámica – DP

Este método es de los principales que se utilizan para calcular el consumo óptimo dentro de un ciclo conocido de antemano. La solución encontrada es la óptima, lo que es su gran ventaja. El principal inconveniente de usarlo, además de no ser aplicable a la conducción real, está en que el costo computacional crece de manera exponencial con el número de variables de estado, con lo que solo es práctico para sistemas simples, que tengan una o pocas variables de estado. El costo computacional también crece con el tiempo de la misión, pero de manera lineal.

Requiere discretizar variables de estado y tiempo. La función a optimizar es la descrita anteriormente, pero extendida a cualquier punto “tiempo-estado”, lo que significa que el coste de combustible dependerá de la variable de estado y del tiempo, definiéndose una función de costo como  $\Gamma(t, \xi)$ , que nos da la trayectoria óptima que hay desde un punto  $(t, \xi)$  hasta otro  $(t_f, \xi_f)$ , denotando  $t$  al tiempo y  $\xi$  a la variable de estado.

La función  $\Gamma(t, \xi)$  solo se calcula en los puntos que se haya discretizado las variables de estado y el tiempo.

$$t_k = k \cdot \Delta t, k = 0, \dots, N$$

$$\xi_i = \xi_{\min} + i \cdot \Delta \xi, i = 0, \dots, p$$

Siendo  $N$  y  $p$  el número de puntos en que se haya decidido discretizar el tiempo y el estado de carga, respectivamente. De estos dos valores dependerá la complejidad y el costo computacional del método.

Posteriormente, el siguiente algoritmo se ejecuta desde el instante final hacia atrás de manera recursiva, para una discretización del parámetro de hibridación

$$u_j, \quad j = 1, \dots, q, \text{ limitado al subconjunto } V$$

$q$  es el número de valores en que se discretiza  $u$ .

$$\Gamma(t_f, \xi_i) = \phi(\xi_i), \text{ valor con el que empieza el algoritmo}$$

$$\Gamma(t_k, \xi_i) = \min_{u \in V} \{ \Gamma(t_{k+1}, \xi_i + f(\omega(t_k), u, \xi_i) \cdot \Delta t) + L(\omega(t_k), u) \cdot \Delta t \}$$

$\phi$  es una función de penalización que mide las desviaciones del estado de la carga con respecto a su valor final. Una vez hecho esto, se almacenan los valores de  $u$  sacados de la minimización en una función de control,

$$U(t_k, \xi_i) = \arg \{ \Gamma(t_k, \xi_i) \}$$

Y se reconstruye la trayectoria óptima empezando desde  $t=0$ ,

$$u^o(t_k) = U(t_k, \xi^o(t_k))$$

$$\xi^o(t_{k+1}) = \xi^o(t_k) + f(\omega(t_k), u^o(t_k), \xi^o(t_k)) \cdot \Delta t$$

De esta manera obtendríamos el camino óptimo de estados de carga para que el sistema operara de la manera más eficiente y cumpliendo con el valor final del estado de carga.

Un ejemplo de la aplicación de este método se puede ver [5], donde considerando el estado de carga como variable de estado, se establecen unos límites inferiores y superiores de 20% y 90%, respectivamente, además de una discretización en 20000 puntos, y en el tiempo de 1000 puntos.

También se puede consultar y descargar una función que resuelve de manera genérica el problema de optimización mediante la programación dinámica en [19], y una explicación detallada del mismo en [18], donde se aplica, entre otros ejemplos, a un vehículo híbrido paralelo.

En nuestro caso, este método no será aplicable. Si bien nuestra misión está predicha de antemano, el problema de peso y espacio impiden equipar al sistema con una pila tan potente como para recargar la batería.

### 2.1.3. Estrategias de control sub-óptimo

La imposibilidad de implementar estrategias de control óptimo en tiempo real hace que surjan nuevas estrategias aplicables a la conducción. Estas estrategias buscan optimizar en cada momento la manera de operar en el vehículo, seleccionando la proporción de energía que debe venir de cada fuente de energía en



tiempo real. Por tanto no se consigue una optimización global del ciclo de conducción, pero sí una optimización local, lo que hace la estrategia implementable a los controladores supervisores de los vehículos híbridos. Vamos a pasar a introducir la estrategia ECMS, ejemplo de estrategia de control sub-óptimo y una de las que aplicaremos a nuestro sistema.

### 2.1.3.1. Estrategias de minimización de consumo equivalente - ECMS

Como ya se ha mencionado al principio de las estrategias de control óptimo, éstas son inviables a la hora de aplicarlas en tiempo real, por desconocerse las perturbaciones futuras. Es por ello que se desarrolla una estrategia llamada ECMS (*Equivalent Consumption Minimization Strategy*), introducida y desarrollada en [1], [9], o [10], y cuya táctica consiste en instalar un controlador que, mediante un factor de equivalencia que convierte la potencia de la batería en potencia de combustible, minimiza una función que es suma de las potencias de la pila de combustible y de la batería, para así poder conseguir la restricción del estado de carga final. La dificultad de este método reside en el cálculo del factor de equivalencia, que bien se puede hacer de manera “on-line”, o de manera “off-line”

En el caso “on-line”, se ajusta el valor en función de las condiciones de conducción, generalmente el SOC. Hay múltiples formulaciones, como se puede ver en [1]. En el “off-line” se obtienen valores para distintos ciclos de conducción, y en tiempo real se busca el ciclo más parecido a las condiciones de conducción del momento.

Para nuestro caso aplicaremos la metodología “off-line”, en concreto la T-ECMS, donde el factor de equivalencia es

$$s_o = \begin{cases} s_{dis}, E_{ech}(t_f) > 0 \\ s_{chg}, E_{ech}(t_f) < 0 \end{cases}$$

, donde  $E_{ech}(t_f)$  es la energía que aporta o recibe la batería en el momento final de la misión. En este caso, el factor de equivalencia adoptará un valor u otro dependiendo de si la batería se está descargando o cargando. En capítulos posteriores se entrará en más detalle sobre esta estrategia en concreto.



## 3. Sistema de Energía del UAV

El sistema de energía del UAV Tilt-Rotor consta de tres fuentes de energía: una pila de combustible, una batería y células fotovoltaicas.

Estas últimas no se tendrán en cuenta a la hora de hacer una hibridación del sistema, ya que toda la energía que aporten al sistema será de refuerzo al formado por batería y pila de combustible.

### 3.1. Datos de partida

Como se obtiene en los estudios previos del sistema [7], el grado de hibridación de nuestro sistema es de 20.839% para una pila de 200.12 Wh, debido a la restricción en volumen, que limita la cantidad de hidrógeno transportable a bordo a 5.9310 g, incluyendo los tanques de almacenamiento.

La demanda de potencia en el estudio preliminar del proyecto se muestra en la Tabla 2.e

Tramo	Tiempo(s)	Potencia teórica(W)	Energía teórica(Wh)
Despegue	50	3730	51,80555556
Crucero ida	900	1122	280,5
Aterrizaje	50	3730	51,80555556
Despegue	50	3730	51,80555556
Crucero vuelta	900	1122	280,5
Aterrizaje	50	3730	51,80555556
Misión	2000		768,2222222
+ factor de seguridad			192,0577778
<b>TOTAL</b>			<b>960,28</b>

:

**Tabla 2.** Demanda de potencia en el estudio preliminar del proyecto

Nombre	ANR26650M1-B
Número de celdas	13
Módulos en paralelo	1
Volumen por celda ( $m^3$ )	3.805e-5
Masa por celda (kg)	0.076
Capacidad (A h)	32.5
Resistencia interna ( $\Omega$ )	0.078
Voltaje máximo (V)	42.9
Intensidad máxima (A)	120
Volumen ( $m^3$ )	4.9469e-4
Masa (kg)	0.988
Volumen bat. + BMS ( $m^3$ )	5.8918e-4
Masa bat + BMS (kg)	1.168

**Tabla 3.** Sistema de baterías en el estudio preliminar del proyecto.

El sistema de baterías Con esto éramos capaces de afrontar la totalidad de la misión preliminar con un 0% de grado de hibridación, ya que así había margen por si en el desarrollo del proyecto había variaciones de la misión o del espacio disponible.

El inconveniente surge con la actualización de los datos de potencia, obtenidos mediante el modelo propulsivo expuesto en [8], ya que sobrepasan por mucho ese margen que se consideró para afrontar las posibles modificaciones. Los nuevos datos de potencia, incluyendo la eficiencia de la hélice y la potencia mecánica, se muestran en la Tabla 4.

Tramo	Tiempo(s)	Eficiencia Hélice	Potencia MECÁNICA(W)	Potencia consumida(W)	Energía teórica(Wh)
Despegue	13,75	0,3272	4734,2	14468,82641	55,26287863
Crucero ida	1146,8	0,5615	1016,9	1811,041852	576,9174434
Aterrizaje	8,333	0,5147	3367,3	6542,257626	15,14350911
Despegue	13,75	0,3272	4734,2	14468,82641	55,26287863
Crucero vuelta	1146,8	0,5615	1016,9	1811,041852	576,9174434
Aterrizaje	8,333	0,5147	3367,3	6542,257626	15,14350911
Misión	2337,766				1294,647662
+ factor de seguridad					323,6619155
<b>TOTAL</b>					<b>1618,309578</b>

**Tabla 4.** Demanda de potencia actual del proyecto.

Ya en el mismo [8] se acaba concluyendo que sería necesario calcular un nuevo grado de hibridación acorde a las exigencias de potencia que se demandan. Tal cambio en el grado de hibridación supondrá modificar sustancialmente el sistema de potencia que se equipó en [7], lo que conllevará tener en cuenta las limitaciones de espacio y peso que tiene el UAV.

Por ello, antes de hablar del grado de hibridación adecuado para nuestro sistema, se van a explicar las modificaciones que han sufrido algunas restricciones, relajándose alguna de ellas para ser capaces de poder afrontar la misión con garantías.

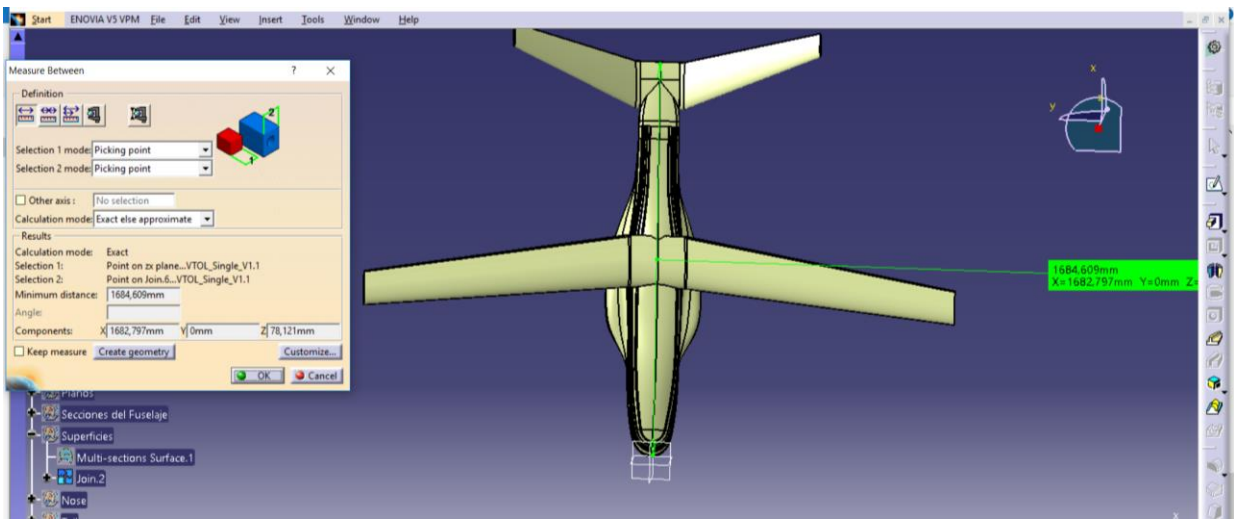
### 3.2. Limitaciones del Sistema de Energía

A la hora de montar el sistema generador de potencia de nuestro UAV, nos encontramos dos restricciones principales:

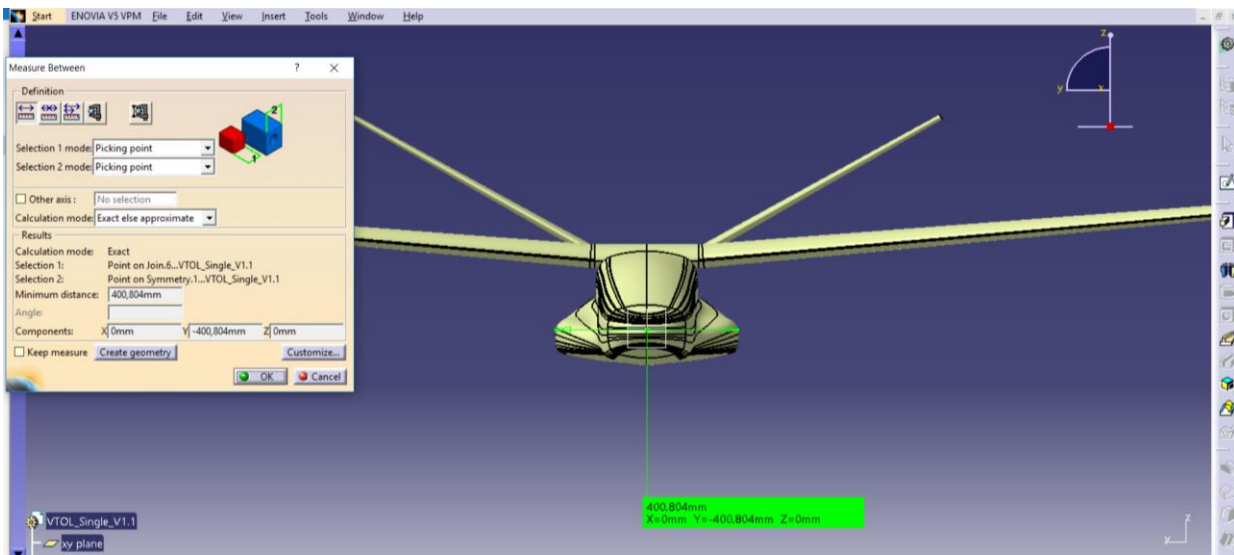
- Restricción en peso: se sigue manteniendo la restricción del diseño preliminar, que nos limitaba a 5.1798 kg.
- Restricción en volumen: en el diseño preliminar, se disponía de  $0.00245 m^3$ . Pero debido a la actualización de las demandas de potencia en las actuaciones de la misión, se va a disponer de todo el espacio del fuselaje del UAV necesario para cumplir dichas actuaciones, incluyendo también las alas para el almacenamiento de tanques de hidrógeno.

El espacio del fuselaje se destinará a almacenar las baterías y la pila de combustible, que a priori son los sistemas que poseen una forma semejante a un cubo. El posicionamiento de los mismos se deberá realizar de manera conjunta con el resto de sistemas que vayan a bordo del UAV, para así conseguir la distribución más

eficiente y conseguir desplazar el centro de gravedad actual del UAV lo menos posible.



**Figura 4.** Planta del modelo Tilt- Rotor, realizado mediante CATIA V5R19



**Figura 5.** Alzado del modelo Tilt - Rotor, realizado mediante CATIA V5R19

Al disponer de todo el espacio disponible en el UAV, y puesto que la función del mismo es transportar carga en su interior, haremos unas estimaciones de lo que sería el espacio disponible, utilizando factores

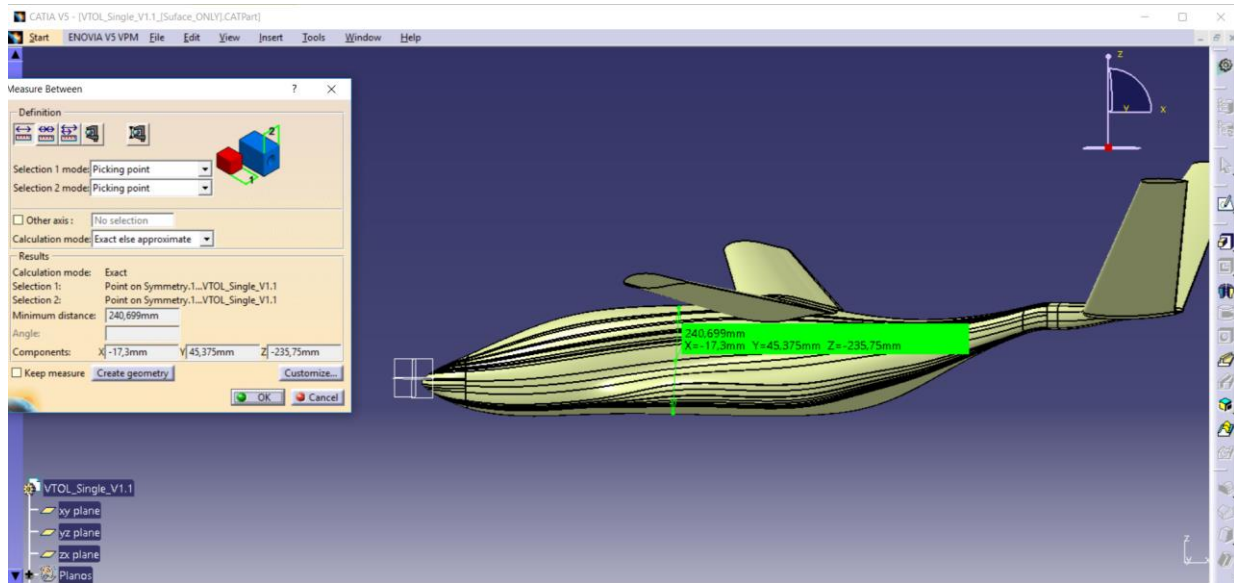


Figura 6. Perfil izquierdo del modelo Tilt - Rotor, realizado mediante CATIA V5R19

conservadores con vistas a dejar margen y espacio para que el UAV cumpla su función.

La estimación de los 45.76 litros disponibles se ha hecho a partir de las medidas tomadas de CATIA, y aplicándole factores conservadores, dada la forma del UAV y el volumen requerido para estructura del propio vehículo. Así, si de los 40.08 cm disponibles del ancho del fuselaje tomamos unos 26 cm, de los 24.07 cm tomo unos 22 cm, dada la poca variación de altura que hay a lo largo de todo el fuselaje, y de los 160 cm tomo unos 80 cm, nos resulta un volumen estimado de 45.76 litros.

En el desarrollo definitivo, la idea es emplear como almacenamiento de los tanques de hidrógeno solamente los perfiles cercanos a la raíz del ala, y la propia raíz, para afectar lo menos posible a la estabilidad del UAV, y ya en caso necesario se recurriría al estabilizador. Pero por ahora, debido a la necesidad de abastecer la demanda de energía y la fase del proyecto en la que nos encontramos, dispondremos de todo el volumen que tenemos.

Aunque sabemos que el sistema de [7] es insuficiente para afrontar la misión actual, utilizaremos tal sistema como punto de partida en nuestras estimaciones. por ahora mantenemos las baterías que, y cambiamos la pila de combustible por una actualización de la compañía AEROSTAK.

	Volumen ( $m^3$ )	Masa(kg)
<b>Baterías + BMS</b>	5.8918e-4	1.168
<b>Pila de Combustible 250 W</b>	1.6368e-3	0.73
<b>Total</b>	2.226e-3	1.898
<b>Restricciones</b>	45.76e-3	5.1798

Tabla 5. Sistema de potencia de [7], con la modificación de la pila de combustible a una de 250 W

Los datos de Baterías + BMS son extraídos tanto del ANEXO como de [7], y los de la pila de combustible del ANEXO. Obviamente, con el espacio del que disponemos ahora mismo, el sistema es perfectamente equipable.

### 3.3. Estudio del Grado de Hibridación del Sistema

Antes de hablar y tabular todos los datos de nuestro sistema en función del grado de hibridación, cabe hacer un apunte respecto a una modificación. En los trabajos [7] y [8], el grado de hibridación 1 corresponde con la situación de pila de combustible afrontando la totalidad de la demanda de potencia, y el grado 0 con la situación análoga pero con la batería. En nuestro caso, y tal como se emplea en la bibliografía consultada, como [1] y [11], hemos preferido asignar el grado de hibridación 1 a la situación en la que la batería abastece toda la demanda de energía ella sola, así como el grado 0 refleja la situación en que la pila abastece la misión sola.

El grado de hibridación, tal y como lo estudia [8], se tendría que obtener con los nuevos valores de energía necesarios para afrontar la totalidad de la misión. Para ello utiliza una batería con una energía específica de 150Wh/kg, y una pila de combustible con 246.7 Wh/kg. Se puede comprobar en la tabla cómo la masa que ahora debe transportar el UAV es mayor, por haberse casi duplicado la energía total de la misión. Como energía específica de hidrógeno se ha tomado la correspondiente a 300 bares de presión, esto son 1200 Wh/kg.

Lo mismo sucede con el volumen. Usando los valores de densidad de energía, tomándose la densidad de energía de la batería como 955.7815 Wh/l y la de la pila como 165.75 Wh/l, se aprecia con claridad cómo ha aumentado el espacio necesario para alojar el sistema de fuentes de energía.

Hibridación	Energía batería (Wh)	Masa batería (kg)	Volumen batería(l)	Energía FC (Wh)	Masa FC (kg)	Volumen FC (l)
1	1618,309578	10,78873052	1,693178724	0	0	0
0,9	1456,47862	9,709857468	1,523860852	161,8309578	0,655982804	0,976355703
0,75	1213,732184	8,09154789	1,269884043	404,5773945	1,639957011	2,440889258
0,5	809,154789	5,39436526	0,846589362	809,154789	3,279914021	4,881778516
0,25	404,5773945	2,69718263	0,423294681	1213,732184	4,919871032	7,322667774
0,1	161,8309578	1,078873052	0,169317872	1456,47862	5,903845238	8,787201329
0	0	0	0	1618,309578	6,559828042	9,763557032

**Tabla 6.** Datos estimados del sistema de potencia en función del grado de hibridación

Observando los resultados obtenidos, vemos como todas las combinaciones posibles de batería y pila de combustible superan el peso máximo que tenemos habilitado para el sistema de potencia del UAV. Esto nos



deja a las claras que hay que afinar más el cálculo para ver si somos capaces de equipar un sistema de potencia que pueda hacer cumplir la misión.

También son importantes los datos de consumo y volumen teóricos del hidrógeno para los distintos grados de hibridación, calculados de manera análoga a la forma mostrada en [7], y desglosados en la Tabla 7.

Hibridación	H2(kg) consumido	Volumen H2 (l), p=300 bares	Volumen H2(l), p=0,7 bares
1	0	0	0
0,9	0,004796166	0,196489548	84,2098064
0,75	0,011990415	0,491223871	210,524516
0,5	0,023980829	0,982447741	421,049032
0,25	0,035971244	1,473671612	631,573548
0,1	0,043165493	1,768405934	757,8882576
0	0,047961659	1,964895483	842,098064

**Tabla 7.** Datos estimados de consumo de la pila de combustible en función del grado de hibridación

Comparando los datos de las Tablas 6 y 7 con los mostrados en [7] se observa claramente la necesidad de cambiar el sistema de energía para adaptarlo a la nueva demanda, siempre y cuando no se vulneren las restricciones antes explicadas.

Hay un problema añadido con la actualización de los datos de potencia demandada, a parte del aumento tan sustancial que ha tenido la energía necesaria para afrontar la misión. Y es que no solamente hay que equipar un sistema capaz de aportar esa energía, si no que hay tramos de pequeña duración en la nueva misión donde las potencias obtenidas por el modelo propulsivo expuesto en [8] alcanzan picos que son muy superiores a la media de potencia demandada en toda la misión. Como se puede comprobar en la Tabla 4, el despegue (14468.82641 W) es muy costoso, superando el doble de potencia que se necesita en el siguiente tramo más costoso, el de aterrizaje (6542.257626 W). Esto se debe a la eficiencia tan baja que tiene la hélice en el despegue, no llegando al 33%.

Para afrontar un pico de potencia tan descompensado frente al resto de la misión será necesario, a priori, cambiar el número de celdas de la batería, para tener una mayor intensidad de descarga de las baterías, y también una pila de combustible capaz de trabajar a un mayor voltaje, o bien un convertidor.

En [8] ya se calculó la capacidad requerida para afrontar la misión completa, basándose únicamente en la energía total requerida para la misión. Vamos a recalcularla para equipar una actualización de la pila anterior, que pasa a ofrecer 250 W de potencia y a trabajar a un voltaje máximo de 35.2 V. Con los datos actualizados, tenemos:

$$C = \frac{1618.309578 \text{ Wh}}{35.2 \text{ V}} = 45.9747 \text{ Ah}$$

Este valor se recalculó para no sobrepasar un cierto valor de la profundidad de descarga de la batería (DOD), a partir del cual no se recomienda trabajar con las baterías de Litio. A partir de los datos del fabricante, DOD=[67.5%,87.5%], y tomando el valor más restrictivo, la capacidad real de nuestro sistema de baterías resulta:

$$C^* = \frac{C}{0.675} = 68.1107 \text{ Ah}$$

La capacidad resulta ser más del doble de la requerida en [7], debido al aumento tan considerable de energía requerida para la misión. Esto, junto con que la pila de combustible equipada limita el voltaje de trabajo a los 35.2 V, va a ser un problema, ya que la potencia máxima de la batería no podrá superar:

$$P_{m\acute{a}x} = I_{m\acute{a}x_{dis}} \times V_{fc} + P_{fc_{m\acute{a}x}} = 120 \text{ A} \times 35.2 \text{ V} + 250 \text{ W} = 4474 \text{ W}$$

Valor que queda muy lejos de poder abastecer la demanda de potencia en los tramos de despegue y aterrizaje. Por tanto, tampoco nos vale hacer un estudio del sistema de potencia únicamente desde el punto de vista de la capacidad necesaria, ya que esta no tiene en cuenta los picos de potencia de algunos tramos de la misión, para los cuales hace falta un sistema con una alta descarga de corriente, además de voltaje de trabajo alto.

Llegados a este punto, se nos abren distintas vías de solución, algunas de ellas complementarias:

- Cambiar la pila de combustible, para dar más apoyo en potencia a las baterías en los tramos que lo requieran, así como subir el voltaje de trabajo para que la potencia máxima ofrecida por las baterías se acerque a la máxima posible.

En este primer caso nos encontramos con varios problemas. Como se puede ver en el ANEXO, información obtenida de [12], las pilas de combustible de la empresa AEROSTAK, así como las pilas que se suelen utilizar en UAV no superan los 2300 W de potencia, y llegar a la máxima tensión de trabajo a 61.8 V en el caso del modelo 1000-65. Suponiendo que no cambiáramos las baterías, la potencia máxima a ofrecer por las mismas será de:

$$P_{m\acute{a}x} = I_{m\acute{a}x_{dis}} \times V_{fc} + P_{fc_{m\acute{a}x}} = 120 \text{ A} \times 61.8 \text{ V} + 1300 \text{ W} = 8716 \text{ W}$$

Queda muy lejos de los cerca de 15 kW requeridos en el tramo de despegue. Además, por un lado habría que aumentar los 42.9 V de la batería, ya que ahora serían estos los limitantes, y por otro, la pila AEROSTAK 2000 tiene una masa de 3.8 kg, lo que dejaría 211 g para los tanques de hidrógeno.

- Cambiar las actuaciones del Tilt – Rotor, buscando disminuir los picos de potencia, aunque la energía total y el tiempo de la misión aumente.

En este caso el objetivo es disminuir en la medida de lo posible el pico de potencia que hay en los despegues. El parámetro a modificar, usando el modelo propulsivo de [8], es la velocidad de avance. La actual es de 8 m/s. Variando dicho parámetro, generamos la siguiente tabla:

Velocidad de avance (m/s)	Tiempo (s)	Eficiencia Hélice	Potencia Mecánica (W)	Potencia Consumida (W)	Energía Teórica (W h)
10	11	0.3682	5503.6	14946.96	45.67
8	13.75	0.3272	4734.2	14466.8	55.255
5	22	0.2675	3801	14209.1	86.833
3	36.67	0.2366	3294.3	13924.3	141.82

**Tabla 8.** Datos del tramo de despegue en función de la velocidad de avance

Como se puede ver claramente en la tabla, variaciones en la velocidad de subida no suponen modificaciones sustanciales en la potencia consumida, sin embargo si cambian bastante la energía teórica y el tiempo del tramo. Esto se debe que la eficiencia disminuye con la bajada de la velocidad de avance.

Si intentamos subir la velocidad de avance, la eficiencia aumenta, pero también la potencia mecánica, aumentando el pico de potencia, que nos interesa. A tenor de estos resultados, se prefiere mantener por ahora la velocidad de avance.

- Cambiar las baterías, o aumentar el número: cambiar el número de baterías iría destinado a buscar otro modelo cuya intensidad máxima de descarga fuese superior, como el modelo HW-38120HP, obtenido de [13]. Aunque el número de baterías necesarias sería menor, debido a la capacidad de 8 A h, el peso y las dimensiones del modelo hacen que haya muy poco margen de maniobra para futuras modificaciones, por ajustarse mucho a las restricciones. Otro modelo de uso frecuente en UAV se recoge en [14], pero tampoco cumple con las restricciones de nuestro proyecto.

Si decidimos mantener el modelo, una opción de subir la intensidad máxima de descarga es utilizar dos módulos en vez de uno. De esta manera, si la intensidad máxima de descarga antes era de 120 A durante 10 segundos, ahora pasaría a ser de 240 A. Toca determinar el número de celdas por módulo para afrontar tales picos.

- Equipar un convertidor, de manera que la pila de combustible no suponga un problema a la hora de trabajar con un voltaje más elevado, y así poder alcanzar mediante la batería los picos de potencia, equipando un mayor número de celdas en paralelo para aumentar también la intensidad de descarga

Con los nuevos datos de misión, teníamos que la capacidad requerida para afrontarla era de 68.1107 A h, por lo que con dos módulos de 14 celdas cada uno (cada celda tiene una capacidad nominal de 2.5 A h), tendríamos 70 A h. Esto también supondría cambios en el peso y en el volumen del sistema. Se resumen en la Tabla 9.

Nombre	ANR26650M1-B
Número de celdas	14
Módulos en paralelo	2
Volumen por celda ( $m^3$ )	3.805e-5
Masa por celda (kg)	0.076
Capacidad (A h)	70
Resistencia interna ( $\Omega$ )	0.042
Voltaje máximo (V)	46.2
Intensidad máxima (A)	120
Volumen ( $m^3$ )	1.065e-3
Masa (kg)	2.128
Volumen bat. + BMS ( $m^3$ )	1.16e-3
Masa bat + BMS (kg)	2.308

**Tabla 9.** Especificaciones del sistema de baterías en el caso de cambio de número de celdas

Con la adición de un nuevo módulo, la potencia máxima que pueden ofrecer las baterías es:

$$P_{m\acute{a}x} = n^{\circ} \text{ m\acute{o}dulos} \times I_{m\acute{a}x_{dis}} \times V_{bat} + P_{fc_{m\acute{a}x}} = 2 \times 120 \text{ A} \times 46.2 \text{ V} + 250 \text{ W} = 11338 \text{ W}$$

Tampoco es suficiente para llegar a los picos de potencia de la misi3n, adem3s de que habr3a que cambiar la pila de combustible, que limita la tensi3n de trabajo a 35.2 V.

Llegados a este punto, nos quedan dos alternativas:

- Equipar un convertidor para elevar la tensi3n de trabajo, y no tener que equipar una pila tan potente. Esta v3a conllevar3a dedicar m3s espacio y peso disponible al convertidor, que podr3an dedicarse a usar una pila m3s potente que a su vez de m3s juego a las estrategias de gesti3n.
- Unir primer y tercer punto de la lista anterior, es decir, elevar la tensi3n de trabajo de la pila a 61.8 V a la vez que aumentamos a dos los m3dulos de bater3as, pero con m3s c3lulas por m3dulo, para que la tensi3n de la bater3a no limite ahora la potencia m3xima. En resumen, las especificaciones de la bater3a quedan recogidas en la Tabla 10.

Nombre	ANR26650M1-B
Número de celdas	18
Módulos en paralelo	2
Volumen por celda ( $m^3$ )	3.805e-5
Masa por celda (kg)	0.076
Capacidad (A h)	90
Resistencia interna ( $\Omega$ )	0.054
Voltaje máximo (V)	59.4
Intensidad máxima (A)	120
Volumen ( $m^3$ )	1.3698e-3
Masa (kg)	2.736
Volumen bat. + BMS ( $m^3$ )	1.46e-3
Masa bat + BMS (kg)	2.916

**Tabla 10.** Especificaciones de la batería capaz de afrontar picos de potencia, elevando la tensión de trabajo de la misma

En cambio, la pila requerida para llegar a ese voltaje es el modelo 1000-65 de AEROSTAK, cuyas especificaciones se resumen en la siguiente tabla:

Nombre	AEROSTAK 1000-65
Número de celdas	65
Potencia media (W)	1000
Potencia máxima (W)	1300
Masa (kg)	1.8
Volumen ( $m^3$ )	4.755e-3
Voltaje máximo (V)	61.8
Intensidad máxima (A)	35

**Tabla 11.** Especificaciones de la pila de combustible que posibilita alcanzar los picos de potencia al sistema, elevando la tensión de trabajo

La potencia máxima a ofrecer por este nuevo sistema de baterías será:

$$P_{m\acute{a}x} = n^{\circ} \text{módulos} \times I_{m\acute{a}x_{dis}} \times V_{bat} + P_{fc_{m\acute{a}x}} = 2 \times 120 \text{ A} \times 59.4 \text{ V} + 1300 \text{ W} = 15556 \text{ W}$$

Con esto, los resultados estimados de volumen y peso quedarían:

	Volumen ( $m^3$ )	Masa(kg)
<b>Baterías + BMS</b>	1.46e-3	2.916
<b>AEROSTAK 1000-65</b>	4.755e-3	1.8
<b>Restricciones</b>	45.76e-3	5.1798
<b>Total</b>	6.215e-3	4.536

**Tabla 12.** Datos del sistema de potencia capaz de afrontar la demanda de energía

Lo que, a falta de equipar los tanques de hidrógeno, nos da mucho margen de maniobra para usar el espacio del fuselaje para otros propósitos, así como para transportar la carga para la que ha sido creado.

Sin embargo, solo dispondríamos de algo más de medio kilo para meter los tanques. Utilizando el modelo de tanque de 0.5 L de AEROSTAK, detallado en el anexo, añadiríamos 0.65 g al UAV por tanque, lo que nos limita a solo meter uno. Esto último, unido al almacenamiento del hidrógeno dentro de los tanques a 300 bares, que aumenta la densidad a 0.014 kg/l, junto con lo que admite el tanque, nos limita la cantidad de hidrógeno transportable a una estimada de 7 gramos.

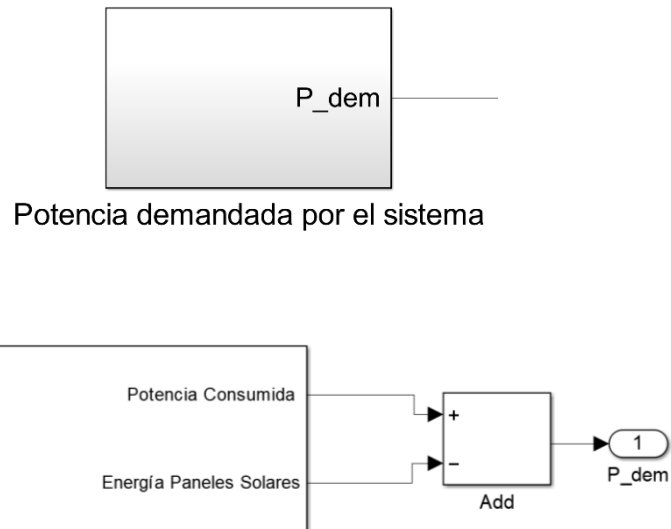




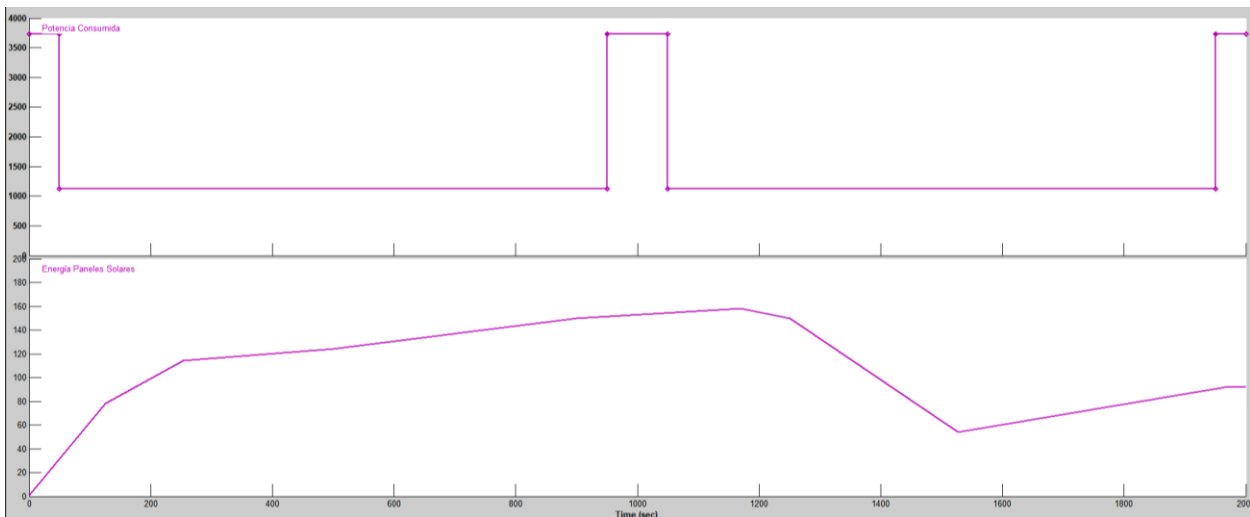




- Subsistema de demanda de potencia: se encarga de enviar en cada instante de la simulación la potencia requerida para hacer funcionar el sistema. Consta de una señal con las demandas experimentales de potencia, y un valor que varía aleatoriamente con el tiempo de la misión, que modela la potencia aportada por el sistema de paneles solares.



**Figura 8.** Bloques de Simulink de la potencia demandada por el sistema



**Figura 9.** Perfiles de potencia demandada por el sistema y de potencia aportada por los paneles solares distribuidos en la superficie del Tilt-Rotor

Como se habló en el capítulo 3, el aporte de potencia de los paneles solares se tiene como refuerzo al sistema de hibridación entre pila de combustible y batería. Tal y como aproxima [7], dicho refuerzo se puede aproximar por un valor constante de 126.72 W, que es media de varios perfiles de irradiancia obtenido en varios meses del año. La potencia que deben aportar las demás fuentes de energía será la diferencia entre la

potencia demandada inicialmente y la que aportan los paneles solares.

En nuestro caso, y para darle una visión algo más realista, hemos modelado la potencia que aportan los paneles solares de manera aleatoria, pero cuyo valor medio total es cercano a los 126.72 W. El hacer este modelado se basa en la posibilidad de que en el trayecto de la misión pueda haber nubes que hagan durante el paso bajo ellas requerir más potencia del resto de sistemas.

Tanto para el modelado de la pila de combustible como de la batería de nuestro sistema se ha abogado por usar unos modelos de pila de combustible y batería diseñados por miembros del departamento de Ingeniería de Sistemas y Automática de la Universidad de Sevilla, los cuales se explican de manera breve a continuación.

- Pila de Combustible: modelo de pila de combustible que ante una potencia de entrada da como salidas el voltaje, la intensidad, la potencia resultante y el flujo de hidrógeno.

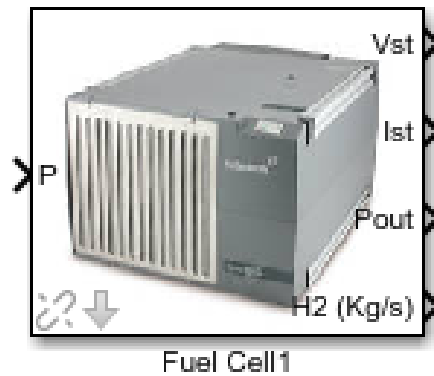


Figura 10. Bloque de Simulink del modelo de pila de combustible

Entrada	Unidad	Salidas	Unidad
Potencia Demandada	W	Voltaje Pila	V
		Intensidad Pila	A
		Potencia Pila	W
		Flujo de H <sub>2</sub>	Kg/s

Tabla 13. Entrada y salidas del modelo de pila de combustible

Su comportamiento está modelado por ecuaciones experimentales. Las variables que entran en juego son:

$V_{st}$  es el voltaje final en la celda, en Voltios

$n_{fc}$  es el número de celdas

$V_{fc}$  es el voltaje en la pila, en Voltios

$I_{fc}$  es la intensidad en la pila, en Amperios

$A_{fc}$  es el área efectiva de la membrana, en  $\text{cm}^2$

$j$  es la densidad de corriente en la pila, en  $\text{A}/\text{cm}^2$

$T_{st}^0$  es la temperatura nominal de la pila, en Kelvin

$T_{st}$  es la temperatura de la pila, en Kelvin

$P_{O_2 ca}$  es la presión del oxígeno en el cátodo, en bares

$P_{H_2}$  es la presión del hidrógeno en el ánodo, en bares

The screenshot shows a dialog box titled "Block Parameters: Fuel Cell1" with a close button (X) in the top right corner. The dialog is divided into two main sections:

- Equation Parameters:** This section contains seven input fields, each with a numerical value and a help icon (three vertical dots) to its right:
  - U0: 0.857
  - K1t: 0.0029
  - K1act: 0.0743
  - K2act: 0.0156
  - Rohm: 0.2842
  - K1conc: 0.02130
  - K2conc: 8.0028
- Fuel Cell Parameters:** This section contains five input fields, each with a numerical value and a help icon:
  - Stack Temperature (K): 293
  - Nominal Stack Temperature (K): 296
  - Effective Area of the Membrane ( $\text{cm}^2$ ): 93
  - Number of Cell in the Fuel Cell: 36
  - Max Current (A): 60

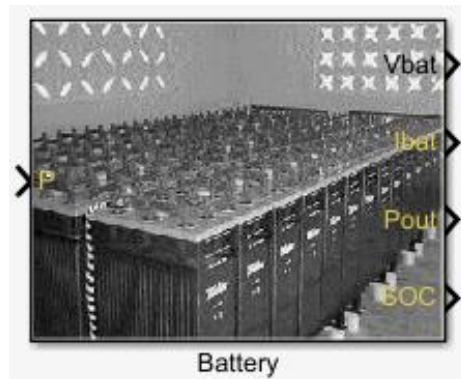
At the bottom of the dialog, there are four buttons: "OK", "Cancel", "Help", and "Apply".

**Figura 11.** Interfaz de datos a introducir del modelo de pila de combustible

Con todos estos valores de entrada, donde los siete primeros se han obtenido de manera experimental, se puede escalar este modelo de pila de combustible a la que llevamos incorporada en el UAV. En nuestro caso solo modificaremos el número de celdas y la máxima corriente soportable por la pila para

adaptarnos a nuestro caso.

- **Batería:** modelo de batería que a partir de una entrada de potencia nos da voltaje, intensidad, potencia de salida y el estado de carga de la misma (SoC). Las ecuaciones que modelan el sistema, así como los diversos subsistemas que lo componen, se pueden consultar en el anexo.



**Figura 12.** Bloque de Simulink del modelo de batería

Entrada		Unidad	Salidas	Unidad
Potencia Demandada		W	Voltaje Pila	V
			Intensidad Pila	A
			Potencia Pila	W
			Flujo de H <sub>2</sub>	Kg/s

**Tabla 14.** Entrada y salidas del modelo de batería

Al igual que en el caso de la pila de combustible, se dispone de varios valores experimentales y otros tantos que nos sirven para escalar el modelo. Los datos a introducir son:

$Vbt_0$  es el voltaje de la batería en circuito abierto, en  $V$

$C120_{bt}$  es la capacidad máxima de la batería, en  $Ah$

$A_{bt}$  es la amplitud de la zona exponencial, en  $V$

$B_{bt}$  es la inversa de la constante del tiempo en la zona exponencial, en  $Ah^{-1}$

$K_{bt}$  es la constante de polarización, en  $V$

$R$  es la resistencia interna, en  $\Omega$

Intensidad máxima de carga/descarga, en  $A$

Estado de carga inicial, en %

Los parámetros que modificaremos para escalar el modelo son la resistencia interna, la capacidad máxima de la batería, voltaje de la batería en circuito abierto y la intensidad máxima de carga/descarga – como ya se ha mencionado en otras ocasiones, no disponer de la posibilidad de cargar la batería conlleva modificaciones con respecto a ejemplos similares de hibridación, en este caso hace que el valor máximo de la intensidad de carga carezca de sentido

Block Parameters: Battery

Stationary Battery model

Parameters

Open Circuit Battery Voltage, "Vbt,0" (V) 51.58

Maximum Capacity of the battery, "C120,bt" (A·h) 150

Polarization Constant, "Kbt" (V) 0.006215

Amplitude of the exponential zone, "Abt" (V) 11.053

Inverse of the time constant in the exponencial zona, "Bbt" (A·h-1)  
2.452

Internal Resistance, "R" (ohms) 0.07

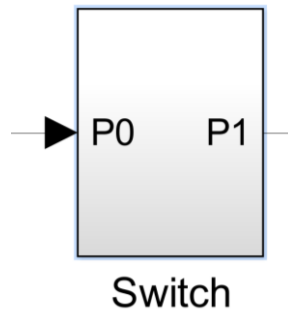
Charge/Discharge Max. Current  
100

SOC Initial Batteries (%) SOC\_INI

OK Cancel Help Apply

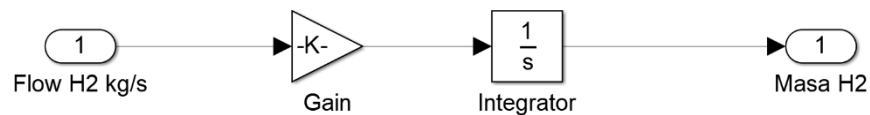
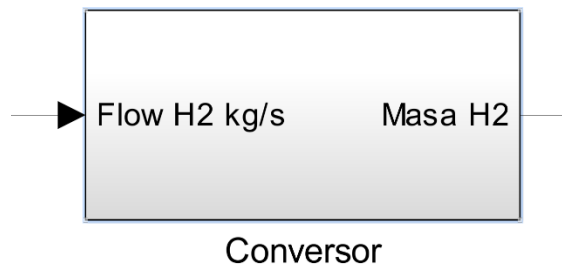
**Figura 13.** Interfaz de datos a introducir del modelo de batería

- Interruptores: bloques destinados a evitar picos de transitorio en algunos sistemas del modelo, habitualmente en los casos en los que la potencia demandada sufre un cambio brusco en poco tiempo.



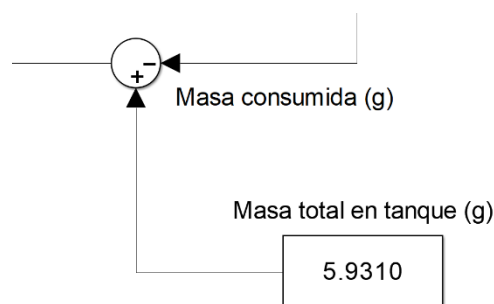
**Figura 14.** Bloque de Simulink de un interruptor

- **Convertor:** bloque situado a la salida de la pila, que recibe como entrada el flujo de hidrógeno que tiene la pila en cada instante, y da como salida la masa que se está consumiendo, en gramos.



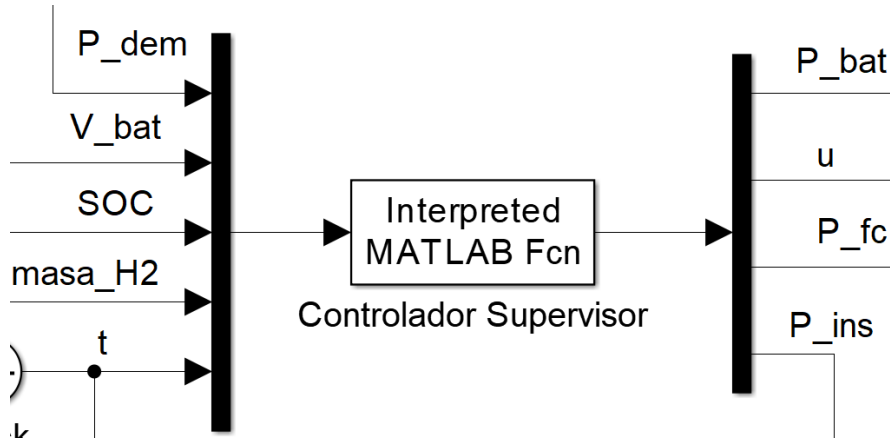
**Figura 15.** Bloques de Simulink del convertor de flujo de hidrógeno a masa

Sirve para ir midiendo la cantidad de hidrógeno que se está consumiendo para ver cuanto queda en el tanque, de manera que el bloque del Controlador Supervisor sepa en todo momento la cantidad de hidrógeno que queda a bordo.



**Figura 16.** Operador para calcular la cantidad de hidrógeno restante en los tanques

- **Controlador Supervisor:** este bloque es el más importante en nuestro proyecto, ya que es el que se encarga de gestionar la energía en cada momento de la misión. El controlador está modelado mediante un bloque que llama a una función elaborada con MATLAB. Dicha función recibe como datos de entrada la demanda de potencia, el voltaje y estado de carga de la batería, la masa restante de hidrógeno a bordo y el tiempo de la simulación.



**Figura 17.** Bloque de Simulink del controlador supervisor del modelo, el cual implementa la estrategia a seguir

Dependiendo de la estrategia que se esté siguiendo, el bloque llamará a una función u otra, resolviendo de distinta manera el problema de la distribución de potencia a cada fuente de energía. Las salidas son la potencia que se obtiene de la batería, el parámetro de hibridación u, que relaciona en cada instante la potencia de la batería con la potencia demandada para saber en qué proporción se está distribuyendo la potencia demandada, la potencia que se obtiene de la pila de combustible y la potencia insatisfecha en cada instante de tiempo.



## 4.2. Modelo Completo

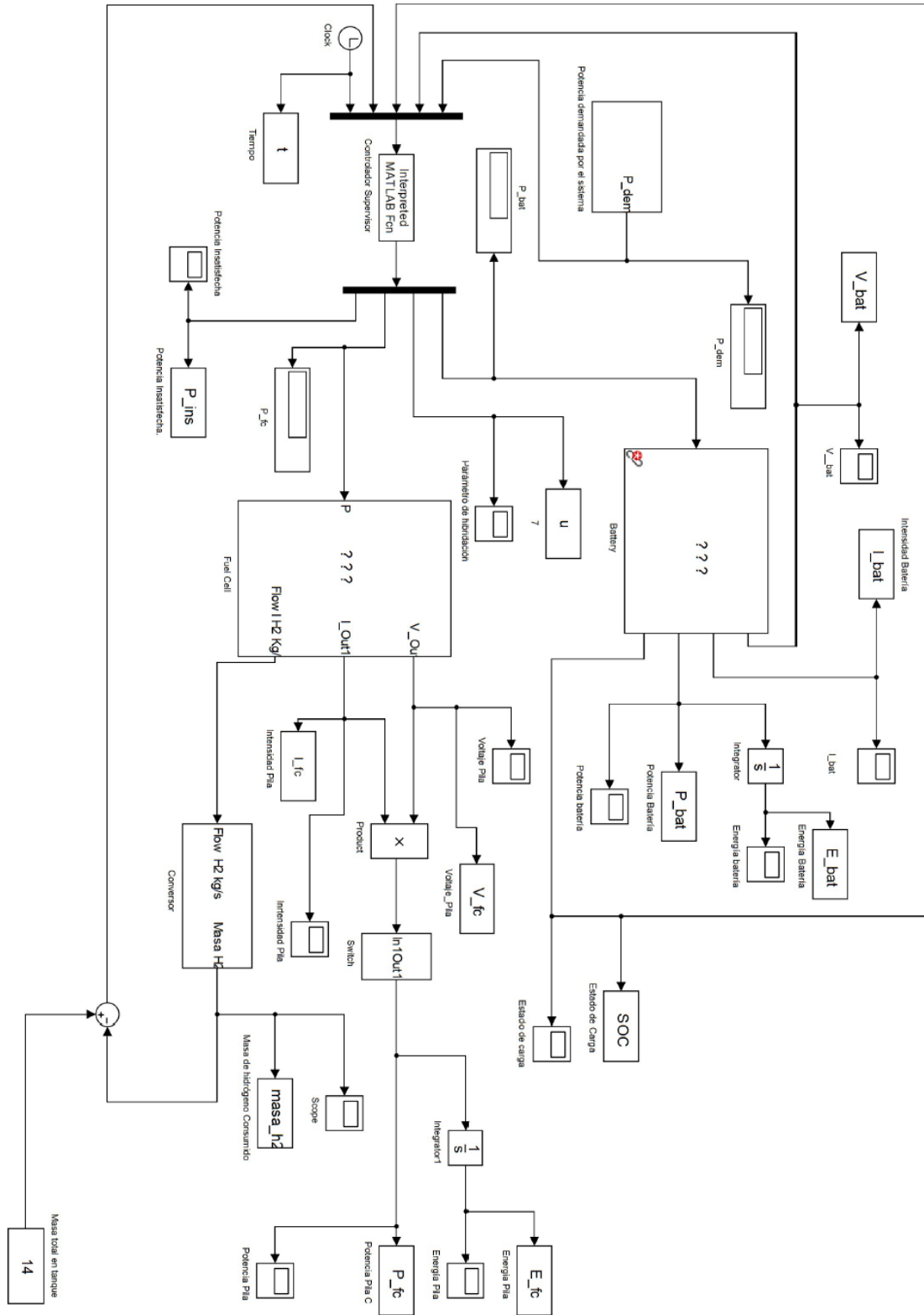


Figura 18. Modelo del sistema de potencia para la aplicación de estrategias de control de energía



## 5. Estrategias Empleadas

---

En este capítulo se detallarán y aplicarán las estrategias que se han empleado para gestionar la energía en nuestro sistemas. Las estrategias serán aplicadas por el Controlador Supervisor. En primer lugar se empleará una estrategia heurística, y posteriormente se aplicará el método ECMS.

### 5.1. Control Heurístico

Las estrategias de control heurísticos son ampliamente usadas en vehículos híbridos corrientes. Aunque los fabricantes de los mismos no son dados a mostrar dichas estrategias, si es verdad todas tienen en común un reglaje básico. Estas estrategias están basadas en mapas o reglas booleanas. Son de fácil implementación y con una buena elección de reglas la eficiencia del sistema de gestión de potencia puede ser muy alta.

Se basa en varios principios generales:

- Activación del motor de combustión cuando opere con eficiencias altas, que suele estar asociado con potencias altas
- En caso contrario, se utilizará el motor eléctrico
- Se gestionará la carga y la descarga en función de que el estado de la carga (SOC) se mantenga entre valores límites.

Se organiza de esta manera porque en los vehículos híbridos es el motor de combustión el que más energía es capaz de aportar, sirviendo la batería de apoyo o bien sustituyendo al motor de combustión en situaciones de baja demanda de potencia. Sin embargo, en nuestro caso se da la paradoja de que la principal fuente de potencia es la batería, ya que por problemas de volumen no se puede equipar una pila de combustible mayor que sea capaz de abastecer por sí misma toda la potencia demandada en la misión, ni tampoco todo el hidrógeno necesario para alimentar la pila. En consecuencia, tampoco se dispone de energía suficiente en la pila para cargar la batería mientras se halla en plena misión, lo que imposibilita poner restricción alguna al estado de la carga, penalizando la eficiencia por salirnos de los rangos recomendados por los fabricantes.

Esta situación hace que nuestras reglas a seguir para implantar un control heurístico sean distintas a las que frecuentemente se usan. Además, el conocimiento de nuestra misión al completo hace que las reglas impuestas se diseñen con vistas a tramos concretos de la misión, como aterrizaje, despegue, etc. Así, nuestra misión hace que el controlador se rija las siguientes reglas:

- En tramos de mayor demanda de potencia, como lo son aterrizaje y el descenso, la pila de combustible operará a su máxima potencia, y la potencia restante se obtiene de la batería

- En tramos de crucero, la pila operará a valores tales que la potencia que aporte haga que el hidrógeno restante se ajuste a la totalidad de la misión. Esto lo podemos hacer ya que conocemos nuestra misión, y podemos simularla para distintos parámetros de hibridación y ver cuál hace que el hidrógeno se aproveche casi al completo.

## 5.2. Control ECMS. Minimización del consumo equivalente

Como ya se comentó en el capítulo de estrategias, las de uso más frecuente se distinguen por el conocimiento o no de las perturbaciones a priori. Para la optimización global del sistema se requiere el conocimiento de tales perturbaciones, siendo un ejemplo de estrategia la programación dinámica. La misión del Tilt – Rotor está predefinida, al margen de factores de seguridad de combustible que se puedan añadir para hacer frente a algún imprevisto.

Para nosotros, la limitación viene por la imposibilidad de cargar la batería, lo que hace que no se puedan cumplir los límites inferiores del estado de la carga al final de la misión, una vez hayan sido superados. Esto hace que la aplicación de una estrategia cuyo objetivo sea la minimización del consumo de hidrógeno a nivel global carezca de sentido, ya que como se verá en el capítulo de resultados, la pila equipada en el sistema no es capaz de abastecer por sí sola ni la potencia demandada por el UAV.

Por ello, necesitamos una estrategia que minimice el consumo global, tanto de batería como de hidrógeno. El control ECMS es una estrategia basada en el concepto de consumo de combustible equivalente. Dicha estrategia minimiza para cada instante de tiempo una función de coste, la cual representa el flujo de potencia empleada en cada instante, sujeta a unas restricciones.

### 5.2.1. Base teórica

La estrategia ECMS reemplaza no solo el querer minimizar el consumo de hidrógeno por minimizar el consumo global del sistema, sino que también reemplaza el criterio de minimización global por uno local. Esto quiere decir que para cada instante de tiempo, el controlador del sistema calcula qué distribución es la que menor consumo equivalente tiene. Esta es la clave de que esta estrategia se pueda aplicar a sistemas reales, ya que no necesita un conocimiento a priori del ciclo de conducción, sino que para cada perturbación calcula la distribución de potencias que menor consumo conlleva. En nuestro caso, la función de coste será la suma de la potencia obtenida a partir de la pila de combustible más la obtenida a partir de la pila.

$$P_{dem}(t) = P_{FC}(t) + P_{bat}(t),$$

Donde  $P_{dem}$  es la potencia que se demanda en cada momento al sistema de energía, proveniente de los motores y servos del sistema,  $P_{FC}$  es la potencia que proporciona la pila de combustible, y  $P_{bat}$  es la potencia que proporciona la batería. Como ambas no son directamente comparables, se utiliza un factor de equivalencia “s” que, multiplicado por la potencia de la batería, convierte a ésta en potencia química equivalente. De esta manera, nuestra función de coste  $J(t)$  queda así:

$$J(t) = P_{FC}(t) + s(t) \times P_{bat}(t).$$

### 5.2.2. Cálculo del factor de equivalencia.

El cálculo del factor de equivalencia representa la tarea más decisiva de la estrategia de control ECMS, ya que sobre él recae la importancia que se le da a la potencia que aporta la batería.

En caso de que el factor sea demasiado grande, se tiende a disminuir el uso de la energía de la batería, y a aumentar el consumo de hidrógeno. En cambio si  $s(t)$  es demasiado pequeño, la batería se agotará más rápidamente. El valor del factor de equivalencia depende de si se está descargando o cargando la batería. Aunque en nuestro caso no haya carga de la misma, se va a explicar el procedimiento genérico, y luego puntualizaremos sobre las simplificaciones que supone que la batería no pueda cargarse.

De ahora en adelante se seguirá la notación usada en [4], para mayor entendimiento de las figuras. Hay varios métodos para hallar el factor de equivalencia, que en general suele variar con el tiempo. La metodología que seguiremos parte de dos valores del factor de equivalencia, en función de que al final del periodo considerado haya carga o descarga de energía eléctrica en la batería. Así,

$$s_o = \begin{cases} s_{dis}, & E_{ech}(t_f) > 0, \\ s_{chg}, & E_{ech}(t_f) < 0, \end{cases}$$

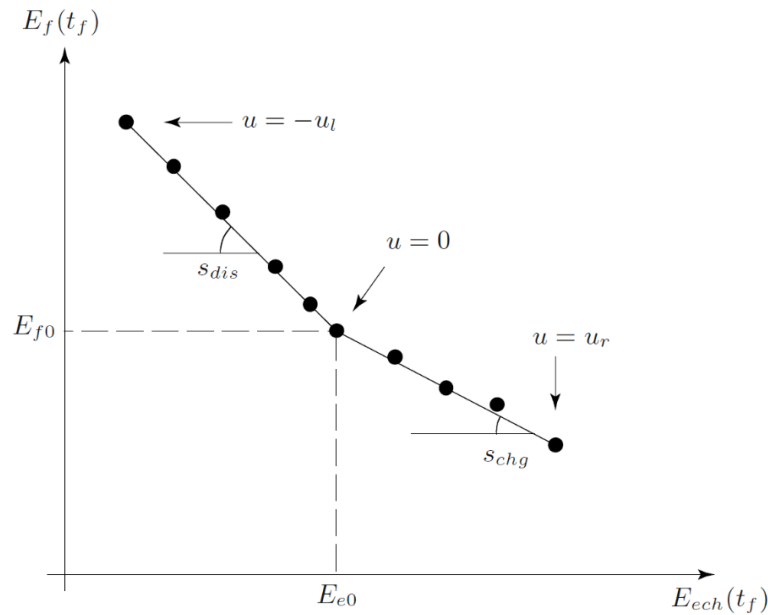
$$E_{ech}(t_f) = \int_0^{t_f} P_{ech}(\tau) d\tau$$

Siendo  $s_{chg}$  el factor de equivalencia obtenido a partir de la energía que necesita dar la pila de combustible para recargar la energía suministrada por la batería,  $s_{dis}$  el factor obtenido a partir de la cantidad de combustible que puede ser ahorrado con la cantidad de energía almacenada en la batería,  $E_{ech}$  la energía que lleva de la batería, resultante de integral la potencia  $P_{ech}$  en un intervalo de tiempo  $(0, t_f)$ .

Para el cálculo de ambos factores utilizaremos consideraciones de tipo energético. Esto quiere decir que se va a calcular la energía proveniente del hidrógeno y la energía de la batería para el intervalo de tiempo considerado para distintas estrategias de control. El cálculo de los factores se dividirá en los siguientes dos pasos:

1. Seleccionar un valor constante del parámetro de hibridación  $u$ , tal que  $u \in [-u_l, u_r]$ . Los límites del intervalos son los valores inferior y superior del parámetro  $u$ , respectivamente.
2. Obtener para cada valor de  $u$  las energías que provienen de la pila de combustible,  $E_f(t_f)$ , y de la batería,  $E_{ech}(t_f)$ .

Estos dos pasos se repetirán tantas veces como valores de  $u$  se tomen en un inicio dentro del intervalo  $[-u_l, u_r]$ . Una vez hallado los valores de energía de pila y batería para cada valor de  $u$ , se representan en una gráfica  $E_f(t_f)$  frente a  $E_{ech}(t_f)$ , como la mostrada en la Figura 19.



**Figura 19.** Cálculo de los factores de equivalencia, según [1]

Como se observa en el gráfico, obtenido de [1], existen dos rectas con distintas pendientes que se unen en el valor  $u=0$ , que se corresponde con hibridación nula. Las pendientes de ambas rectas se corresponden con los valores de  $s_{dis}$  y  $s_{chg}$ . El valor  $E_{e0}$  depende del freno regenerativo, pero su valor no influye en los factores equivalentes por suponer en la gráfica un desplazamiento horizontal, únicamente. En nuestro caso, el valor  $E_{e0}$  es igual a cero, ya que no existe freno regenerativo en nuestro sistema.

Los valores de  $s_o$  se definen en [2] de la siguiente manera:

- $s_{dis}$ : cantidad de energía química, en Julios, que se ahorra cuando 1J de energía eléctrica se gasta a partir de las baterías.
- $s_{chg}$ : cantidad de energía química, en Julios, que se emplea para almacenar 1J de energía eléctrica en las baterías.

La diferencia entre los valores de los factores equivalentes constantes es fruto de las pérdidas en el camino reversible.

Una vez calculados ambos factores equivalentes, las energías provenientes de la pila y de la batería ya son comparables, al haberse convertido la energía de la última a energía de combustible equivalente.

Existe un problema derivado de todo lo anterior. Como se ha dicho, el cálculo de los factores de equivalencia hace posible que las energías provenientes de ambos sistemas sean comparables. Sin embargo, la asignación de  $s_{dis}$  si la batería se está descargando, o bien  $s_{chg}$  si se está cargando, depende del signo de  $E_{ech}$ , lo que a priori no lo sabemos, e imposibilita reemplazar con certeza  $s(t)$  por uno de los dos factores.

Para ello,  $s(t)$  se calculará introduciendo una probabilidad estimada de que  $E_e(t)$  será positivo mediante el factor  $p(t)$ . Este factor variará entre 0 y 1, significando que se acerque a 1 que es más probable que la batería se esté descargando, y significando que se acerque a 0 que es más probable que la batería se esté cargando.

$$s(t) = s_{dis} p(t) + s_{chg} [1 - p(t)]$$

Para calcular la probabilidad, tal y como se explica en más detalle en [1],[2] y [15] se definirá un tiempo horizonte  $t_h$ , cuya elección dependerá del control que tenga sobre el estado de carga de la batería y de la capacidad de la misma. Durante el cual se computan flujos energéticos, midiendo la energía requerida en ese punto,  $E_{dem}^h$ , y se define  $p(t)$  como

$$p(t) = \frac{E_e(t) + E_{dem}^h}{E_{FC}^h}$$

En esta ecuación,  $E_e(t)$  es la energía de consumo equivalente y  $E_{FC}^h$  es la máxima energía disponible en la pila de combustible. Si queremos reescribir la ecuación anterior en términos de potencias, conviene hacer un par de apreciaciones. Para un determinado sistema de potencia, la máxima potencia alcanzable por la pila de combustible es conocida,  $P_{FC}^{max}$ , y la potencia media típica demandada,  $P_{dem}^{avg}$ , se calcula con facilidad. Ambas se obtienen a partir de las energías correspondientes y el tiempo horizonte:

$$E_{FC}^h = t_h * P_{FC}^{max}$$

$$E_{dem}^h = t_h * P_{dem}^{avg}$$

Por tanto, la ecuación del parámetro  $p(t)$  se puede reescribir de la siguiente forma:

$$p(t) = \frac{E_e(t)}{t_h * P_{FC}^{max}} + \frac{P_{dem}^{avg}}{P_{FC}^{max}}$$

La variable  $E_e(t)$  proporciona retroalimentación del estado de carga de la batería, describiendo la desviación del SoC desde el valor inicial.

### 5.2.3. Implementación de la estrategia ECMS

En nuestro caso, la no recarga de las baterías supone que el cálculo del factor de equivalencia se simplifique considerablemente, ya que la función de probabilidad  $p(t)$  valdría siempre 1, por estar en todo momento descargándose la batería.

Esto supone que no es necesario calcular el factor  $s_{chg}$  para nuestra estrategia, por lo que:

$$s(t) = s_o = s_{dis}$$

El cálculo de  $s_{dis}$  se realiza mediante simulación del modelo Simulink presentado en el capítulo anterior. La simulación se hace ante el ciclo de demanda de potencias expuesto en el capítulo 3, y presentado por [8], con una duración total de 2338 segundos. Los modelos de batería y pila de combustible seguirán las

especificaciones detalladas en las tablas 10 y 11, respectivamente.

Para ello llamaremos a la función “sdis”, que se puede consultar en el Anexo de códigos de MATLAB, en la cual se fija el parámetro  $u$  a un valor entre 0 y 1, y se calculan las potencias que se distribuyen tanto para la batería como para la pila. Dicho cálculo se resume en:

$$P_{FC} = P_{dem} * u$$

$$P_{bat} = P_{dem} - P_{FC}$$

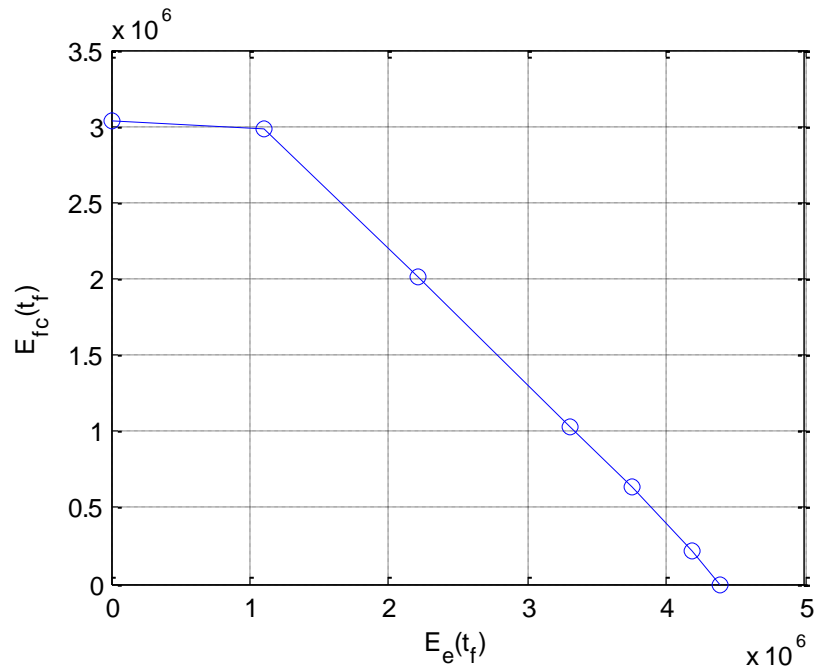
Haciendo esto, mediante bloques de integración de Simulink se integra la señal de la potencia de cada fuente para cada valor del tiempo, resultando al final la energía que aportan cada uno de los sistemas.

Repitiendo esta simulación para cada valor de  $u$ , nos resultan los siguientes valores de energía aportada por la pila de combustible y la aportada por la batería:

$u(t)$	$E_{bat}$ [MJ]	$E_{fc}$ [MJ]
<b>0</b>	0	3.04
<b>0.25</b>	1.1033	2.983
<b>0.5</b>	2.2066	2.0124
<b>0.75</b>	3.3098	1.034
<b>0.85</b>	3.751	0.6383
<b>0.95</b>	4.185	0.2207
<b>1</b>	4.386	0

**Tabla 15.** Puntos obtenidos del cálculo de los factores de equivalencia





**Figura 20.** Representación gráfica de la energía de consumo equivalente frente a la energía de la pila de combustible.

Como puede observarse en la representación gráfica de los puntos obtenidos, la relación entre ambas energías es una recta con pendiente aproximadamente constante, salvando la primera unión de puntos. Esto sucede debido a que la pila equipada, aun no teniendo en cuenta para este cálculo la cantidad de hidrógeno a bordo, tiene un máximo de potencia a la que puede operar, y por si misma no es capaz de dar potencia a la misión completa.

La pendiente que tomaremos de factor de equivalencia, para mayor aproximación, será la media de las pendientes de todos los tramos, evitando el mencionado antes por no tener interés para nuestro trabajo.

Por tanto, nuestro valor es  $s_{dis} = 0.9447$ .

Significa esto que por cada Julio de energía eléctrica que se gasta a partir de las baterías se ahorran 0.9447 Julios de energía química. Es decir, interesa que la pila aporte la menor energía posible, ya que es más fácil obtener energía de la batería.

## 5.2.4. Restricciones

Para aplicar esta estrategia de una manera efectiva y realista, es necesario también definir claramente las restricciones que nuestro sistema debe respetar. Es por ello que usaremos el comando de MATLAB “*linprog*”, explicado en detalle en [16], que utilizará como restricciones:

- $P_{dem}(t) = P_{bat}(t) + P_{fc}(t)$

Siendo  $P_{dem}$  la potencia demandada,  $P_{bat}$  la potencia de la batería,  $P_{fc}$  la potencia de la pila de combustible, y  $P_{ins}$  la potencia insatisfecha fruto de la no demanda cubierta por el sistema híbrido.

Esta restricción se impone para que la suma de las tres potencias que salen del Controlador Supervisor sea en cada instante la potencia total que se le demanda al sistema, menos la aportada por los paneles solares.

- $P_{bat}(t) \leq V_{m\acute{a}x_{sist}} \times I_{m\acute{a}x_{dis}}$

Siendo  $V_{m\acute{a}x_{sist}}$  el voltaje máximo al que puede trabajar el sistema, normalmente limitado por la potencia máxima a la que puede operar la pila de combustible, e  $I_{m\acute{a}x_{dis}}$  la intensidad máxima de descarga de la batería.

Esta restricción nos marca el valor máximo que puede alcanzar la potencia de la batería, dada por los valores extremos de funcionamiento del sistema.

- $P_{bat}(t) \leq (SOC(t) - SOC_{m\acute{i}n}) \times \frac{C_{m\acute{a}x} \times V_{m\acute{a}x_{sist}}}{T-t}$

Siendo SOC el estado de carga de la batería, SOC\_mn es el valor mínimo que deseamos que tenga la batería al final de la misión, C\_mx es la capacidad máxima de la batería y T es la duración completa de la misión.

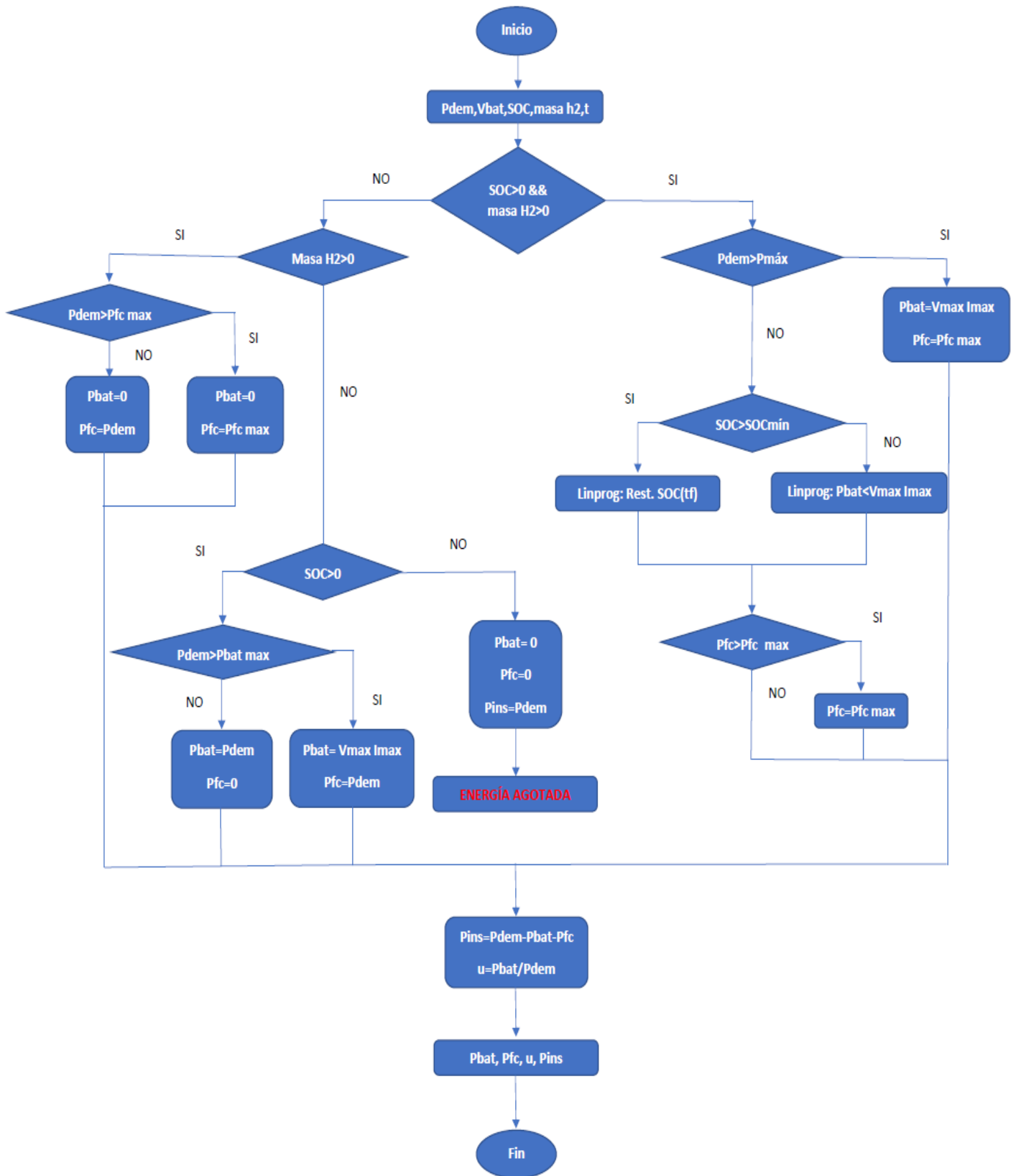
Esta restricción solo tiene sentido utilizarla en los casos en que se dispone de potencia suficiente en la pila como para cargar la batería o para suplirla en tramos de la misión con el objetivo de no bajar de un estado de carga recomendado por el fabricante.

- $P_{fc_{m\acute{i}n}} \leq P_{fc}(t) \leq P_{fc_{m\acute{a}x}}$

La potencia de la pila de combustible está limitada inferiormente y superiormente por dos valores prefijados. El valor superior lo da el fabricante, y el inferior se entiende como el valor mínimo al que puede operar la pila de manera constante sin que se apague, para evitar los tiempos de encendido a mitad de la misión.

A continuación se muestra el diagrama de flujo en el que se resumen las decisiones que tiene que tomar el Controlador Supervisor en la estrategia ECMS. Como apunte, al ser la batería el subsistema que más energía es capaz de aportar en comparación con la pila de combustible, se ha diseñado este diagrama de manera que se asume la hipótesis de que lo primero en agotarse será el hidrógeno.

5.2.5. Diagrama de Flujo





## 6. Resultados

Como ya se ha visto en las estimaciones del capítulo 3, para realizar la nueva misión es necesario un reajuste del sistema de energía para adecuarse a las nuevas demandas de potencia, así como a las características propias de la misma, como picos de despegue y aterrizaje.

Llegados a este punto, y dado que el objetivo de este proyecto es poner en práctica distintas estrategias de control de energía con el modelo propuesto, se ha optado por aplicar distintos perfiles de misión, con la idea de ver límites del modelo y su validez. También se estudiarán con dicho modelo el caso preliminar descrito en [7], con su sistema de potencia para ver de una manera gráfica y más clara las inconveniencias de aplicarlo al Tilt – Rotor.

Para cada una de las situaciones se aplicará la estrategia heurística detallada en el capítulo anterior, así como la estrategia ECMS, pudiendo comparar los resultados de ambas estrategias aplicadas a varias misiones y poder sacar las conclusiones oportunas. Aquellas de más interés tendrán más gráficas para controlar todas las variables.

También durante el estudio del primer caso se aplicará dos veces la estrategia ECMS, ya que durante la simulación se propuso una modificación de la forma de aplicar una restricción, para hacerla más eficiente de cara a afrontar los picos de potencia que nos encontramos en la misión actual del Tilt-Rotor, y mediante la comparación entre gráficas de ambas situaciones se observa con una mayor claridad la mejoría de la estrategia.

### 6.1. Perfil actual de la misión, con restricciones

En este primer caso, vamos a utilizar nuestro modelo con el perfil de misión actual del Tilt – Rotor, explicado en [8] y capítulos anteriores, con los datos de la Tabla 16.

Tramo	Tiempo(s)	Potencia consumida(W)	Energía teórica(Wh)
Despegue	13,75	14468,82641	55,26287863
Crucero ida	1146,8	1811,041852	576,9174434
Aterrizaje	8,333	6542,257626	15,14350911
Despegue	13,75	14468,82641	55,26287863
Crucero vuelta	1146,8	1811,041852	576,9174434
Aterrizaje	8,333	6542,257626	15,14350911

<b>Misión</b>	2337,766	1294,647662
<b>+ factor de seguridad</b>		323,6619155
<b>TOTAL</b>		<b>1618,309578</b>

**Tabla 16.** Datos del tiempo, potencia y energía demanda de la misión

Para afrontar esta misión usaremos el último sistema que se propuso en el capítulo 3, capaz de afrontar la demanda de la potencia en cada instante de tiempo.

<b>Nombre</b>	<b>ANR26650M1-B</b>
<b>Número de celdas</b>	18
<b>Módulos en paralelo</b>	2
<b>Volumen por celda (<math>m^3</math>)</b>	3.805e-5
<b>Masa por celda (kg)</b>	0.076
<b>Capacidad (A h)</b>	90
<b>Resistencia interna (<math>\Omega</math>)</b>	0.029
<b>Voltaje máximo (V)</b>	59.4
<b>Intensidad máxima (A)</b>	120
<b>Volumen (<math>m^3</math>)</b>	1.3698e-3
<b>Masa (kg)</b>	2.736
<b>Volumen bat. + BMS (<math>m^3</math>)</b>	1.46e-3
<b>Masa bat + BMS (kg)</b>	2.916

**Tabla 17.** Especificaciones de la batería para la misión actual

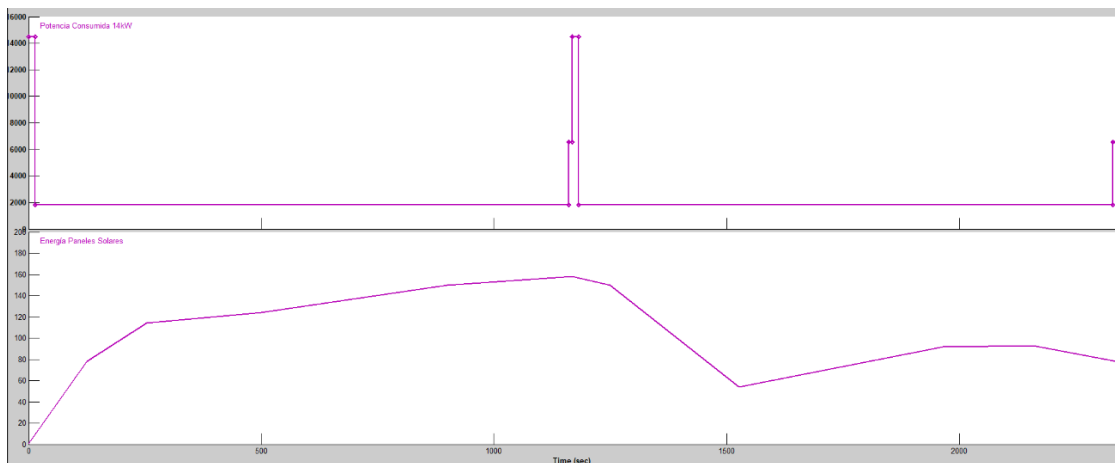
<b>Nombre</b>	<b>AEROSTAK 1000-65</b>
<b>Número de celdas</b>	65
<b>Potencia media (W)</b>	1000
<b>Potencia máxima (W)</b>	1300
<b>Masa (kg)</b>	1.8
<b>Volumen (<math>m^3</math>)</b>	4.755e-3
<b>Voltaje máximo (V)</b>	61.8
<b>Intensidad máxima (A)</b>	35

**Tabla 18.** Especificaciones de la pila de combustible para la misión actual

Parámetros	$SOC_o$	$V_{bat_o}$ (V)	Masa $H_2$ (g)	$P_{dem}$ (W)	Masa en tanque (g)
Valores Iniciales	87.5	53.5	0	14448	7

**Tabla 19.** Valores iniciales de la simulación para la misión actual

El perfil de la misión, junto con el aporte energético que dan los paneles solares, se muestran en la siguiente figura:



**Figura 21.** Perfil de potencias demandada actual y la aportada por los paneles solares

La potencia que aportan los paneles solares se resta a la potencia demandada para obtener la potencia real que se demanda a la batería y a la pila de combustible, que son los que entran dentro del sistema de gestión de potencia.

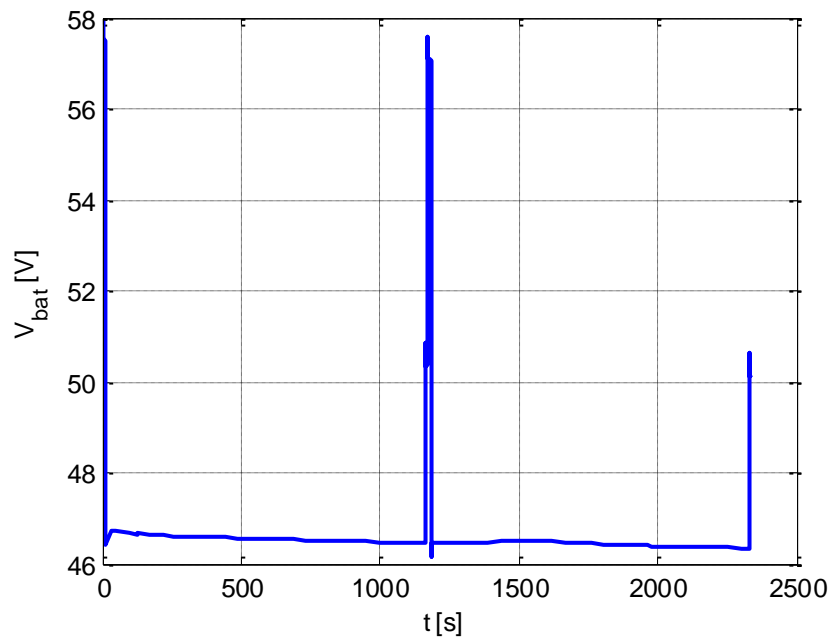
### 6.1.1. Aplicación de la estrategia heurística

La aplicación de esta estrategia se basa en buscar el máximo apoyo por parte de la pila a la batería en aquellos tramos donde la demanda es mayor: despegue y aterrizaje. Para ello ha elegido un valor mínimo de potencia de la pila para que trabajando a esa potencia en los tramos de crucero tenga hidrógeno suficiente para apoyar a la batería cuando la potencia demandada es mayor.

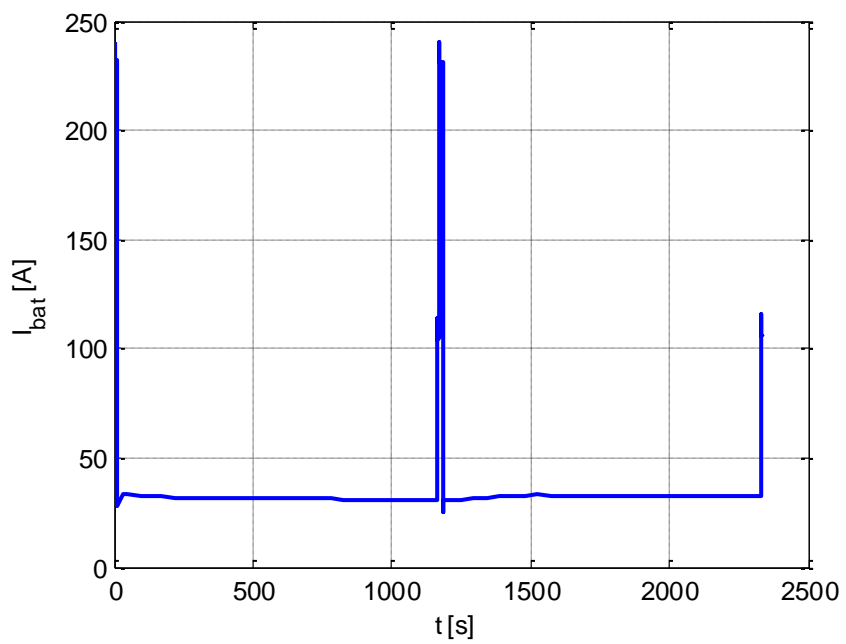
Se ha simulado la misión para distintos valores de potencia mínima de la pila buscando que la cantidad de hidrógeno al final de la misión sea mínima, con la intención de que en crucero se apoye también lo máximo a la batería sin dejar de hacerlo en el resto de tramos.

Así, los resultados son los siguientes:

- Batería:

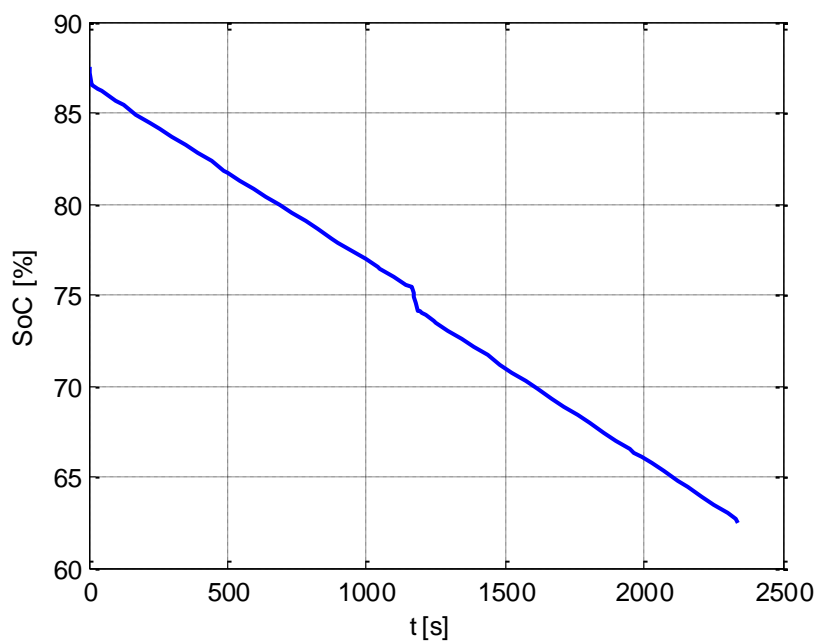


**Figura 22.** Voltaje de la batería durante la misión actual, aplicando la estrategia heurística

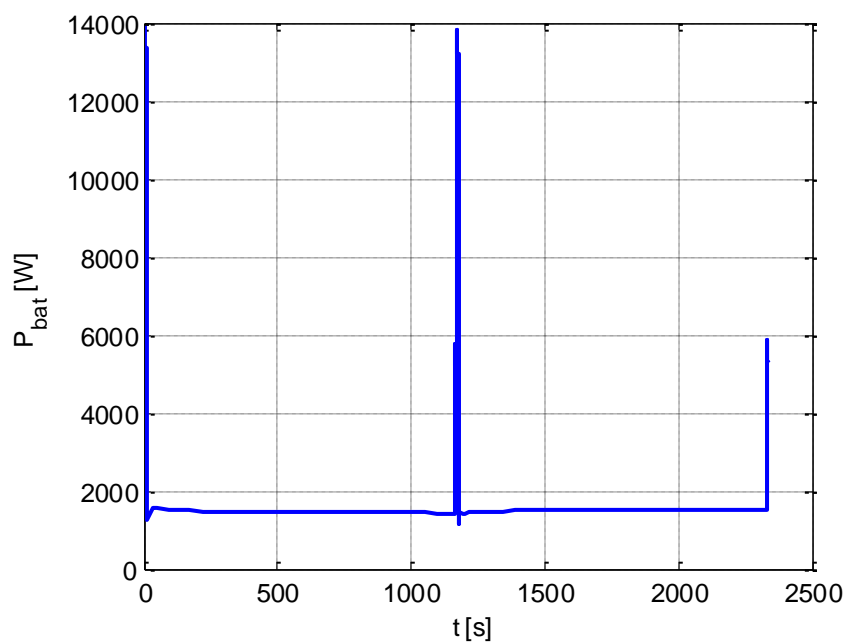


**Figura 23.** Intensidad de la batería durante la misión actual, aplicando la estrategia heurística

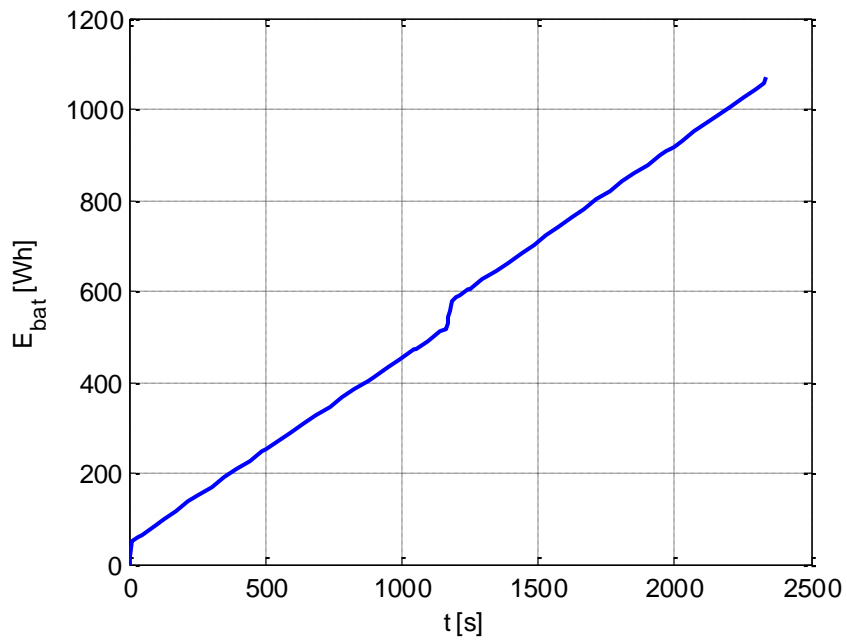




**Figura 24.** Estado de carga de la batería (SOC) durante la misión actual, aplicando la estrategia heurística

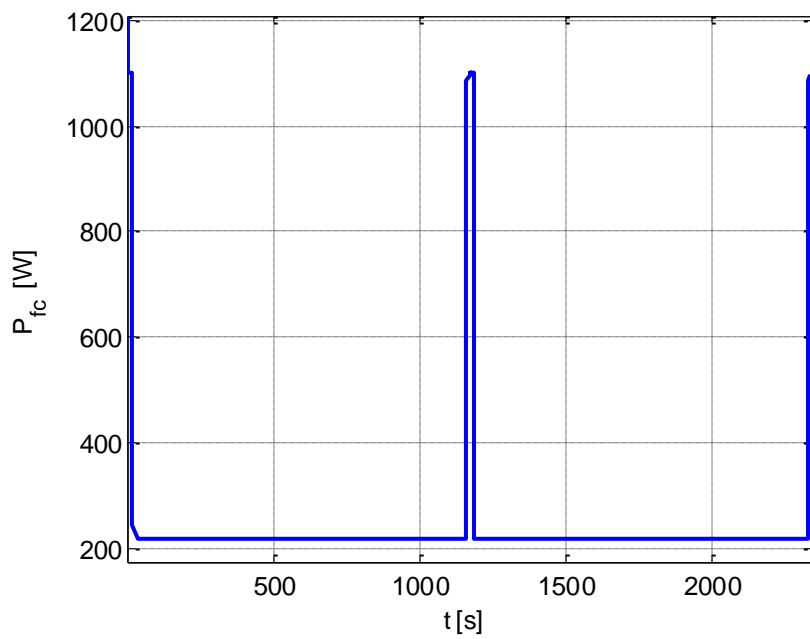


**Figura 25.** Potencia aportada por la batería durante la misión actual, aplicando la estrategia heurística

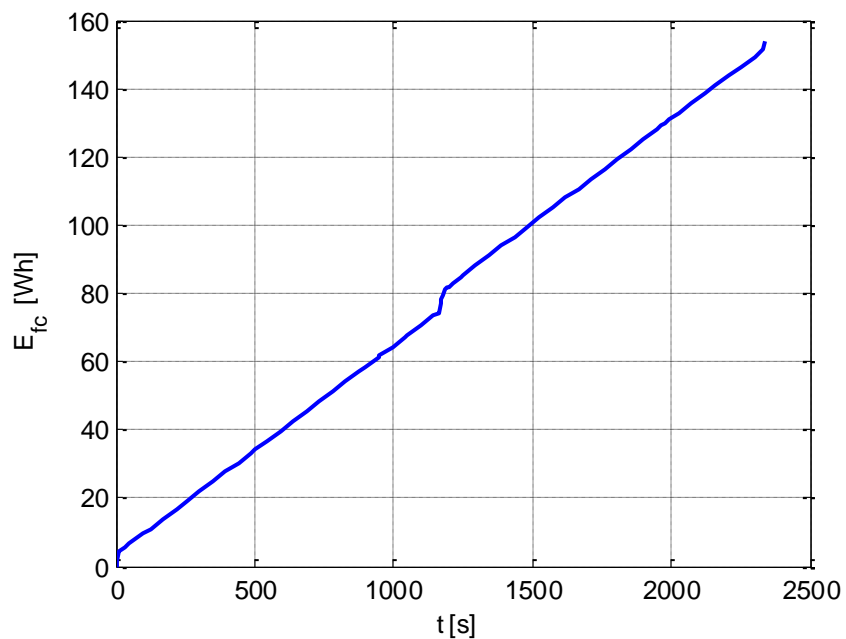


**Figura 26.** Energía aportada por la batería durante la misión actual, aplicando la estrategia heurística

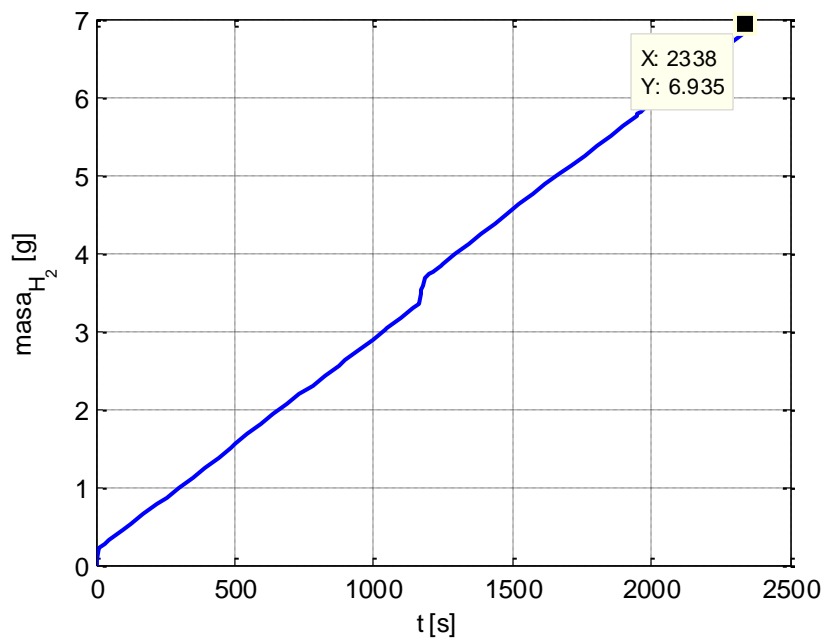
- Pila de Combustible:



**Figura 27.** Potencia aportada por la pila de combustible durante la misión actual, aplicando la estrategia heurística

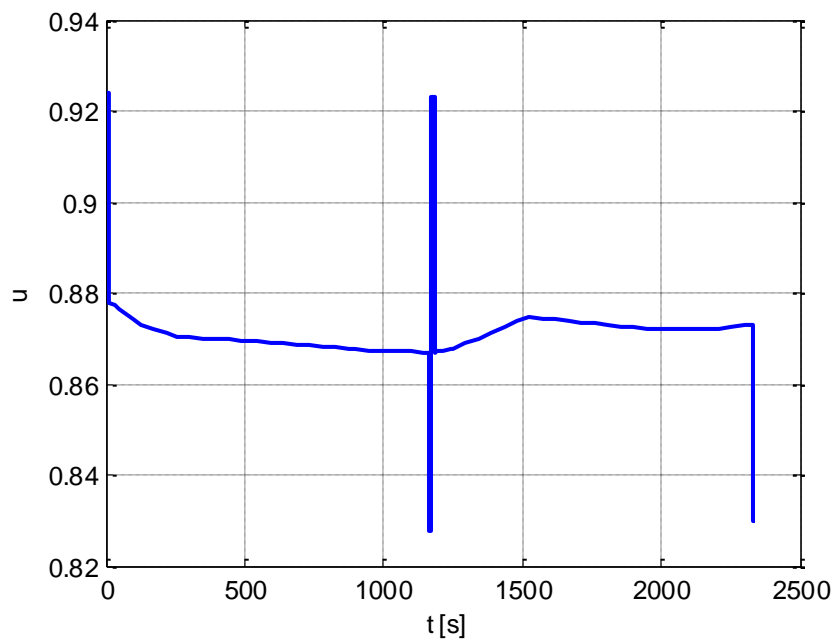


**Figura 28.** Energía aportada por la pila de combustible durante la misión actual, aplicando la estrategia heurística



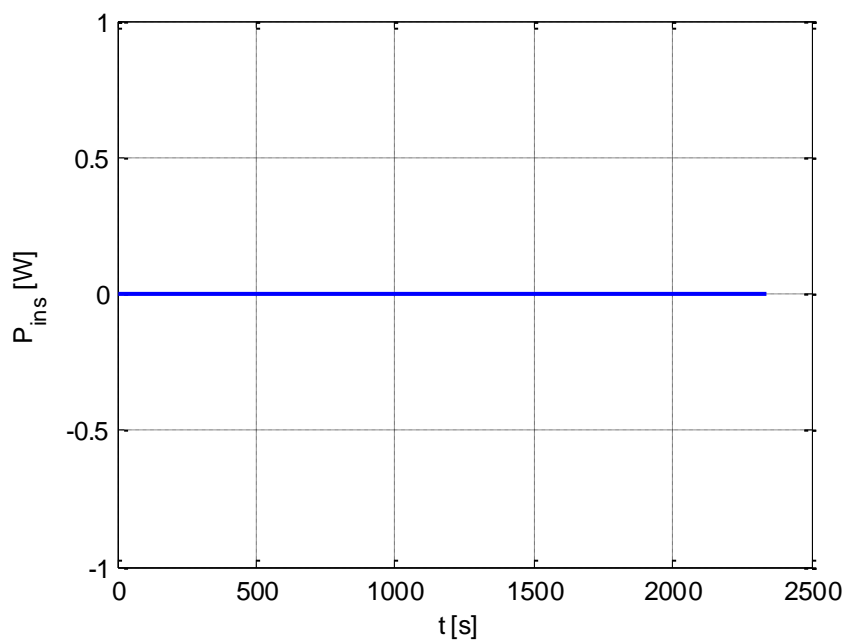
**Figura 29.** Masa de hidrógeno consumida por la pila de combustible durante la misión actual, aplicando la estrategia heurística

- Parámetro de hibridación:



**Figura 30.** Parámetro de hibridación del sistema de potencia durante la misión actual, aplicando la estrategia heurística

- Potencia Insatisfecha:



**Figura 31.** Potencia insatisfecha por el sistema de potencia durante la misión actual, aplicando la estrategia heurística

Algunas conclusiones que podemos sacar en primera instancia de la aplicación de la estrategia heurística a esta misión son las siguientes:

- Los límites de trabajo del sistema, tanto el voltaje de la batería como la intensidad de descarga, se respetan, llegando a estar muy cerca del límite en los picos de potencia demandada de la misión, pero cumpliendo las restricciones.
- El estado de carga de la batería, dada su capacidad, se mantiene aproximadamente dentro de los límites de recomendados por el fabricante, sobrepasando el inferior únicamente por un margen de 5 puntos.
- Tanto la aportación de potencia de la batería como de la pila sufren un cambio muy brusco en los tramos de aterrizaje y despegue, siendo esto especialmente problemático de cara a la vida útil de la pila de combustible.
- La energía aportada por la batería alcanza los 1160 Wh, y la pila los 155 Wh, lo que unido a no tener potencia insatisfecha nos da un grado de hibridación del sistema estimado del 88.2 % ( del 11.7 % según la notación de los trabajos anteriores a este)
- A pesar de operar la pila a máxima potencia en los momentos de mayor demanda, el grado de hibridación alcanza en esos puntos su grado más alto, superando el 92 %, lo que hace replantearse hasta que punto conviene forzar a la pila de combustible a hacer cambios tan bruscos, y no hacer que la pila cubra en su totalidad esos tramos. Si así fuera, la pila podría apoyar en los tramos de crucero a la batería en mayor medida, y tener una vida útil más duradera.

Como se verá en la aplicación de la estrategia ECMS tras la modificación, este punto queda subsanado.

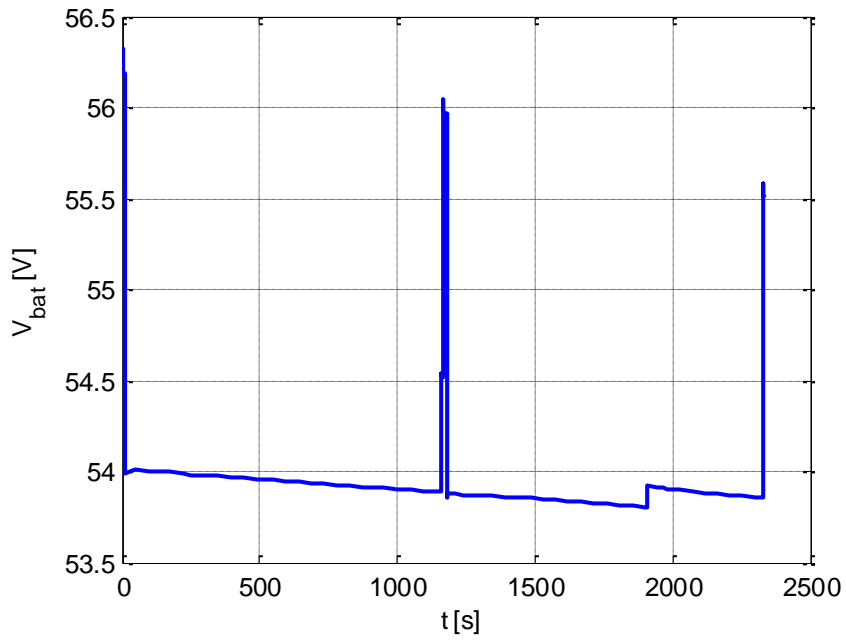
- La cantidad de hidrógeno restante en el tanque es de 0.065g, lo que pone de manifiesto el buen funcionamiento de la restricción heurística de adaptar el consumo de hidrógeno a la cantidad disponible.
- Por último, se ve como la estrategia permite el abastecimiento total de la potencia demandada.

### 6.1.2. Aplicación de la estrategia ECMS

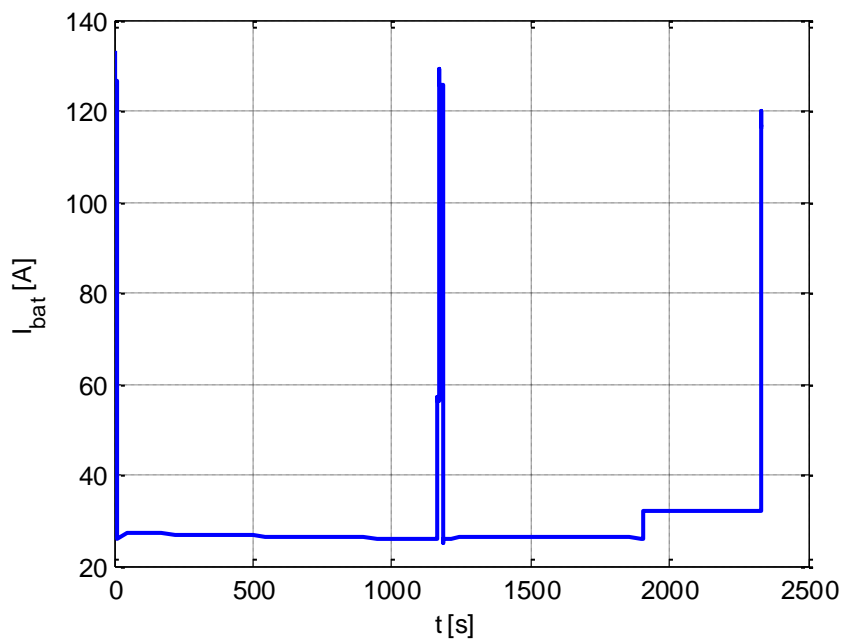
En este caso vamos a comprobar cómo funciona el método ECMS propuesto en caso de que queramos cumplir con la restricción de fijar un estado de carga de la batería al final de la misión. Dicha restricción tiene intereses de eficiencia, ya que cada batería tiene un rango de valores en los que opera a máxima eficiencia, dado por el fabricante. La batería que llevamos equipada opera a máxima eficiencia cuando su estado de carga se encuentra en el rango [67.5%, 87.5%].

Los resultados son los siguientes:

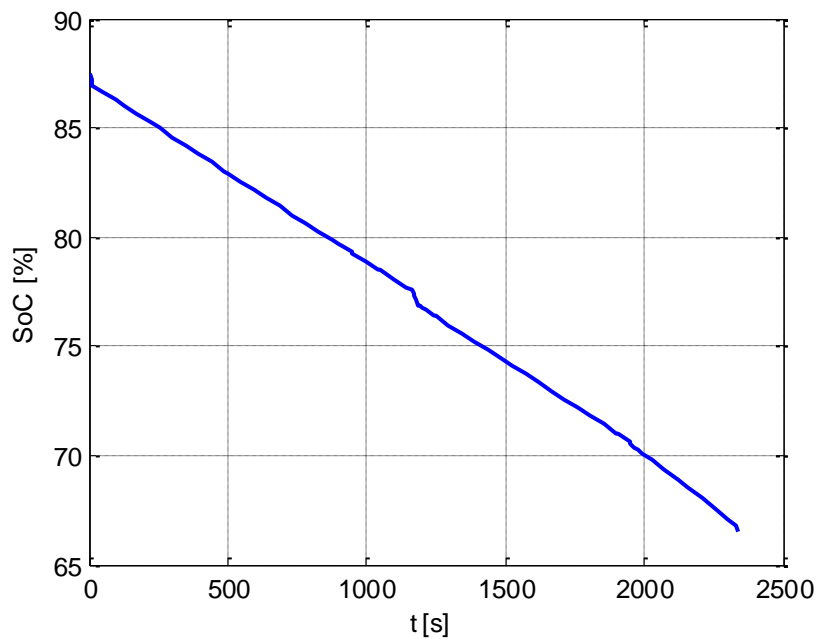
- Batería



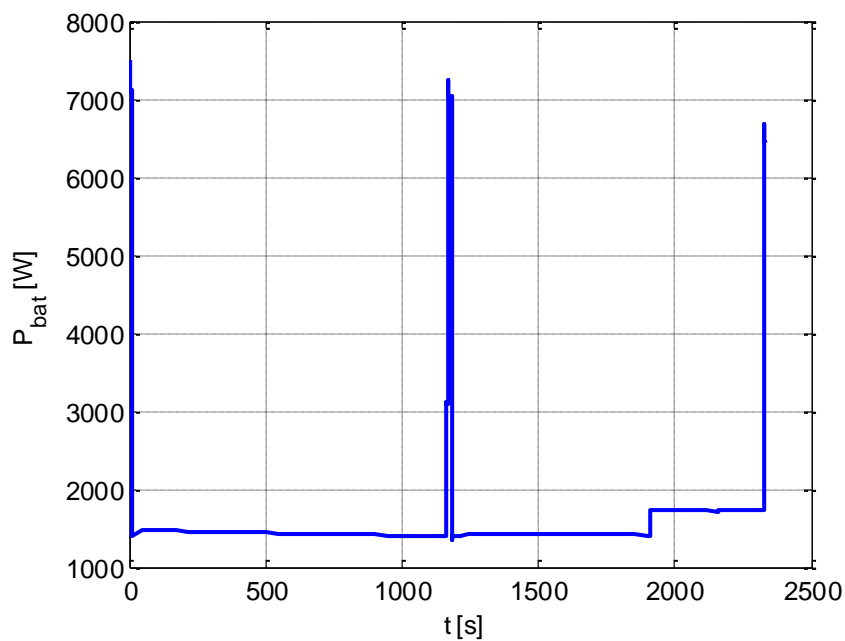
**Figura 32.** Voltaje de la batería durante la misión actual, aplicando la estrategia ECMS



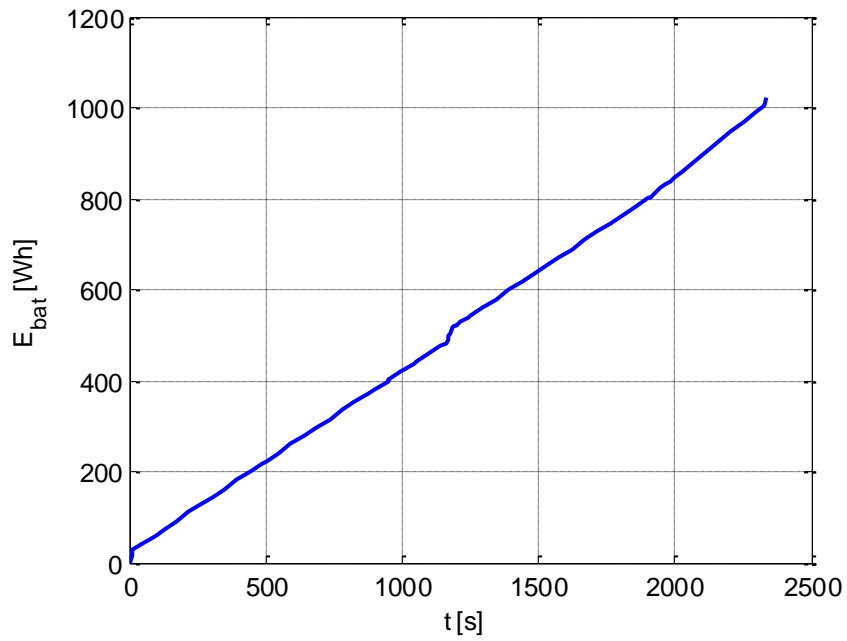
**Figura 33.** Intensidad de la batería durante la misión actual, aplicando la estrategia ECMS



**Figura 34.** Estado de carga de la batería (SOC) durante la misión actual, aplicando la estrategia ECMS

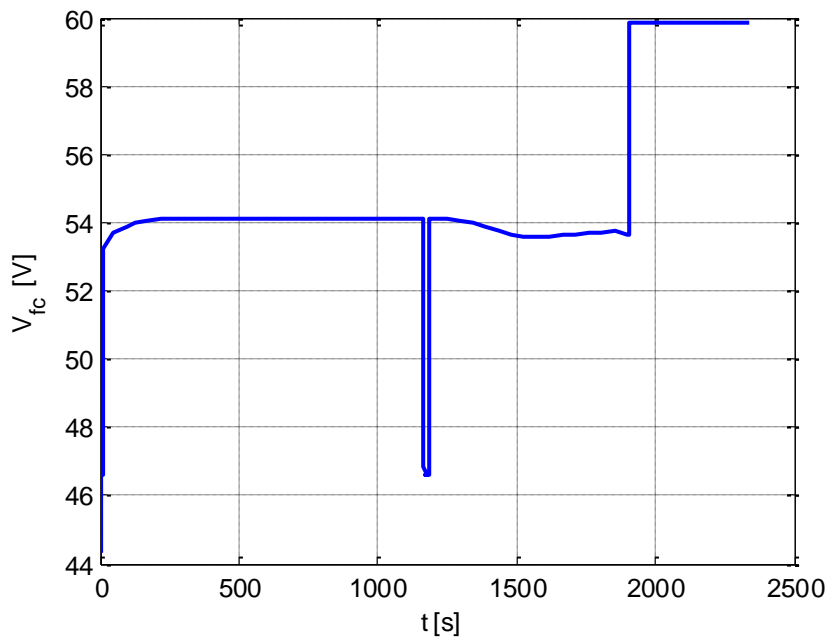


**Figura 35.** Potencia aportada por la pila durante la misión actual, aplicando la estrategia ECMS



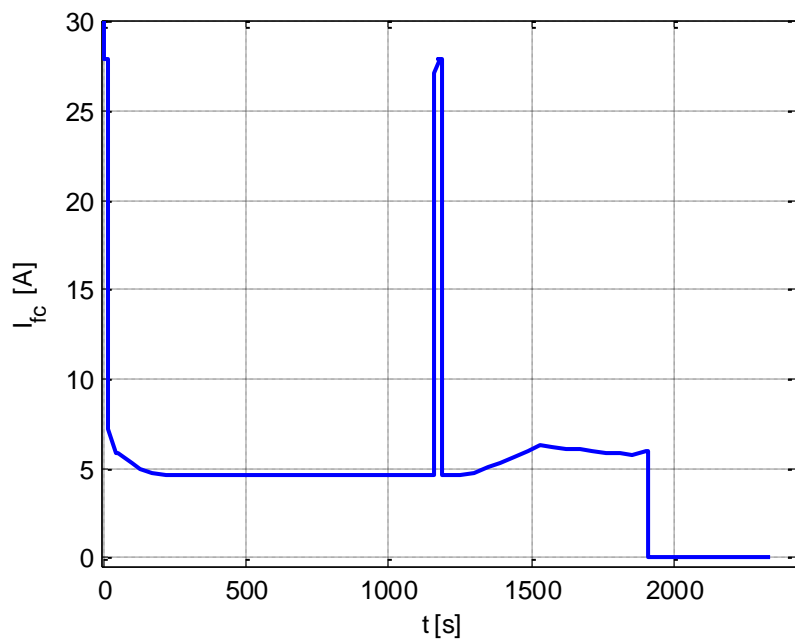
**Figura 36.** Energía aportada por la batería durante la misión actual, aplicando la estrategia ECMS

- Pila de Combustible

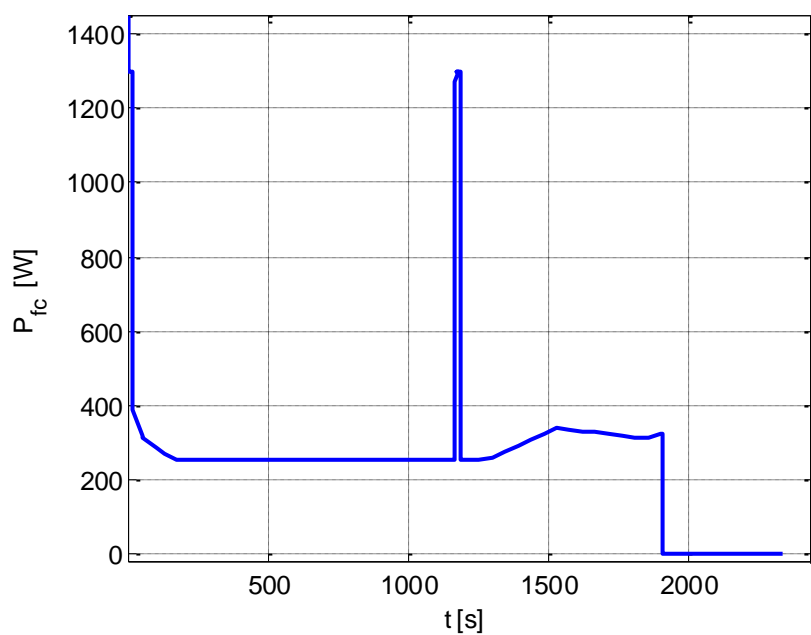


**Figura 37.** Voltaje de la pila de combustible durante la misión actual, aplicando la estrategia ECMS

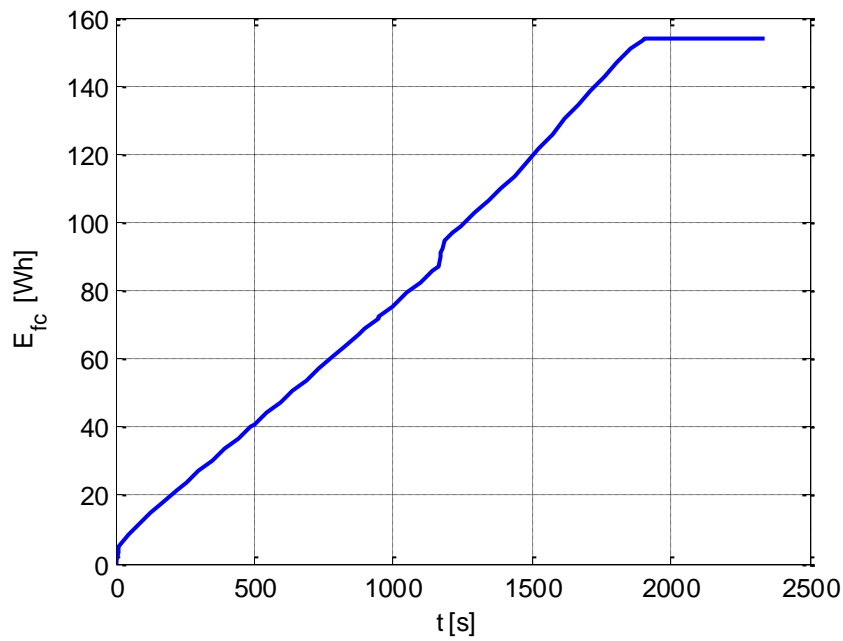




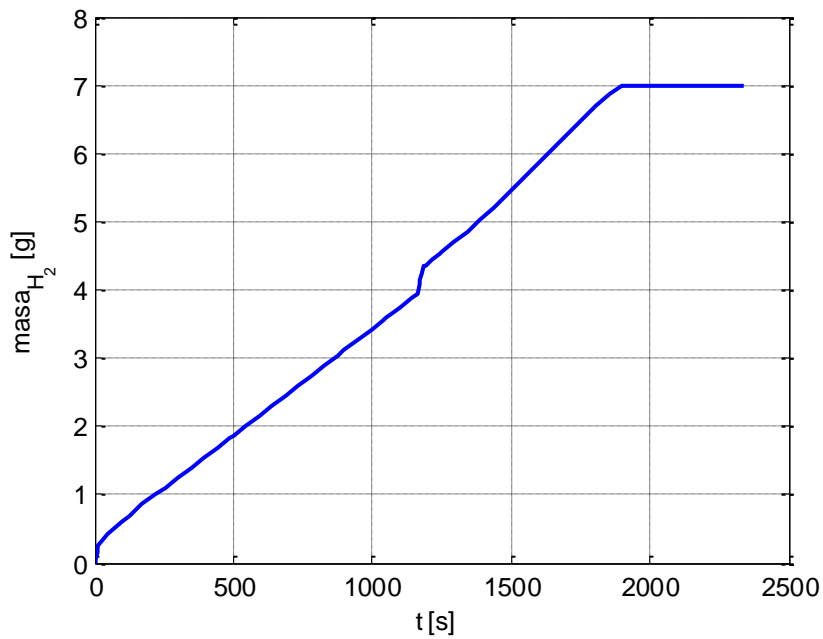
**Figura 38.** Intensidad de la pila de combustible durante la misión actual, aplicando la estrategia ECMS



**Figura 39.** Potencia aportada por la pila de combustible durante la misión actual, aplicando la estrategia ECMS

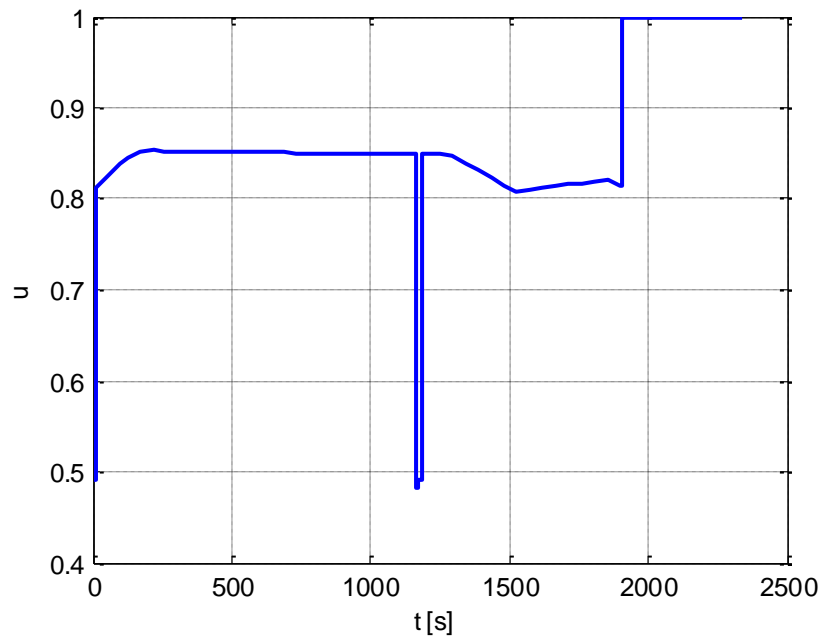


**Figura 40.** Energía aportada por la pila de combustible durante la misión actual, aplicando la estrategia ECMS



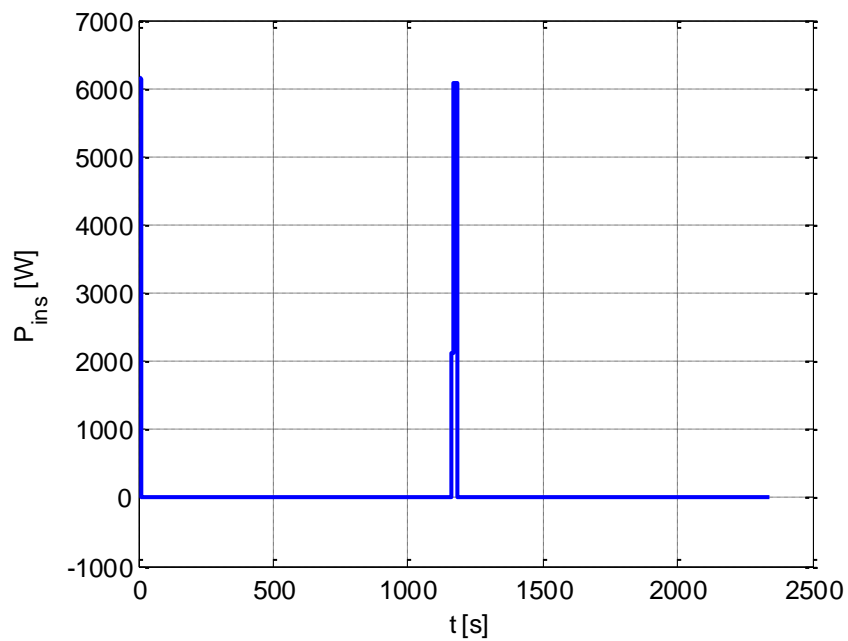
**Figura 41.** Masa de hidrógeno consumida durante la misión actual, aplicando la estrategia ECMS

- Parámetro de Hibridación



**Figura 42.** Parámetro de hibridación del sistema de potencia durante la misión actual, aplicando la estrategia ECMS

- Potencia Insatisfecha



**Figura 43.** Potencia insatisfecha por el sistema de potencia durante la misión actual, aplicando la estrategia ECMS

Las conclusiones más significativas que podemos extraer de las gráficas obtenidas son las siguientes:

- El estado de carga de la batería varía poco en toda la misión, debido a la restricción en el estado de carga final impuesto en la estrategia y también al aumento de la capacidad de la misma para conseguir elevar la potencia máxima a ofrecer, además de la poca duración de los picos de potencia comparados con el global de la misión.
- Como sucedía con la estrategia heurística, la pila de combustible sufre cambios bruscos en las altas demandas de potencia para intentar apoyar a la batería. La pila no está preparada para tales cambios, viendo reducida su vida útil de tener que operar siempre así.  
Si quisiéramos usar una pila menos potente, necesitaríamos buscar convertidores en el mercado que nos permitan trabajar al voltaje máximo que requiere la batería para afrontar los picos de potencia, aunque tal sistema también aportaría peso y reducción de espacio.
- En el momento que se agota el hidrógeno, la gráfica de la batería referente a potencia refleja un escalón como consecuencia del mismo, así como todas las gráficas correspondientes a la pila se hacen constantes.
- El parámetro de hibridación baja hasta el 50% en los picos, por no poder la batería cumplir todas las restricciones.
- La suma de la energía obtenida por pila y batería resulta ser cercana a 1160 Wh, lejos de los 1294 Wh requeridos para afrontar la misión
- Como consecuencia del no cumplimiento de todas las restricciones en los picos de potencia, se genera una potencia insatisfecha realmente alta, inasumible en este caso.

El problema de esto último nos lo encontramos con la restricción en el estado final de la carga, Por lo siguiente. La fórmula de la restricción es:

$$P_{m\acute{a}x} = (SOC(t) - SOC_{m\acute{i}n}) \times \frac{C_{m\acute{a}x} \times V_{m\acute{a}x_{sist}}}{T-t}$$

Analizando la fórmula, y viendo el tipo de misión que estamos manejando, con picos de potencia desmesurados, esta restricción se desajusta. Esto sucede porque, fijado un valor mínimo del SOC, con todos los demás datos tenidos en cuenta salvo los que dependen del tiempo, la potencia máxima se calcula como si el tiempo restante de la misión tuviera que operar con la demanda en un tiempo  $t$ . Dicho de otra manera, al comenzar la misión, cuando la demanda está en torno a los 14 kW, el controlador supervisor no sabe cuánto va a durar el pico de potencia, y gestiona la potencia de la batería como si el resto de la misión tuviera que limitar esa potencia máxima para que al final de la misma el SOC sea el mínimo impuesto. Eso hace que el pico del comienzo de la misión y el de mitad de la misión generen una potencia insatisfecha muy grande, no así en el último donde el denominador es muy chico y la diferencia del SoC actual con el mínimo es grande como para aumentar al máximo la potencia y ser capaces de satisfacer la demanda.

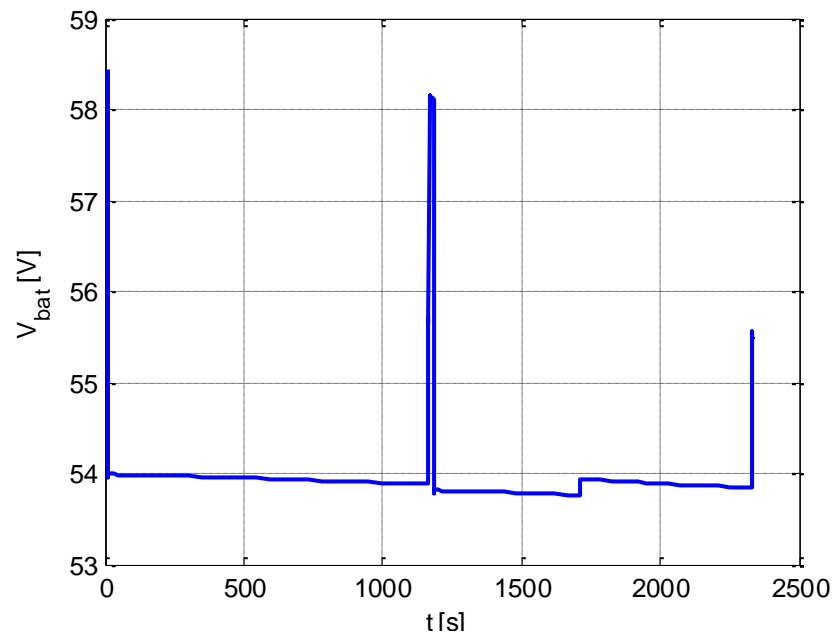
Para solventar este problema sin tener que eliminar la restricción, como los picos de potencia en esta misión suponen en torno al 1.5% del tiempo, se va a introducir en el método una modificación de tal manera que en aquellas demandas de potencia muy por encima de la moda de la misión, esta restricción no tenga efecto.

El error que supone optar por este camino, además del propio por ser un método de control sub-óptimo, es el de no tener en cuenta la restricción el tiempo que duran los picos.

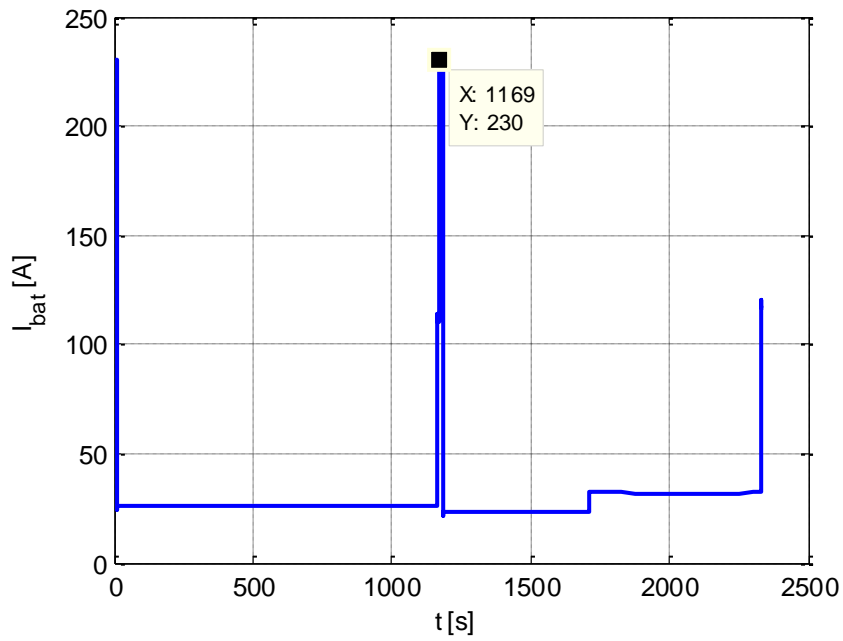
Vamos a probar nuevamente el método, pero ahora con la modificación descrita, imponiendo un SOC mínimo del 67.5%.

Los resultados son los siguientes:

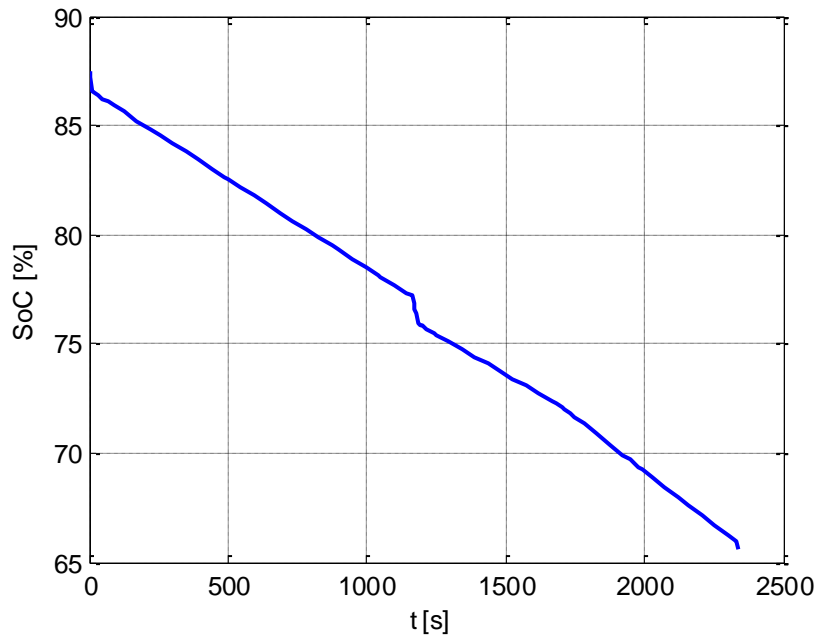
- Batería



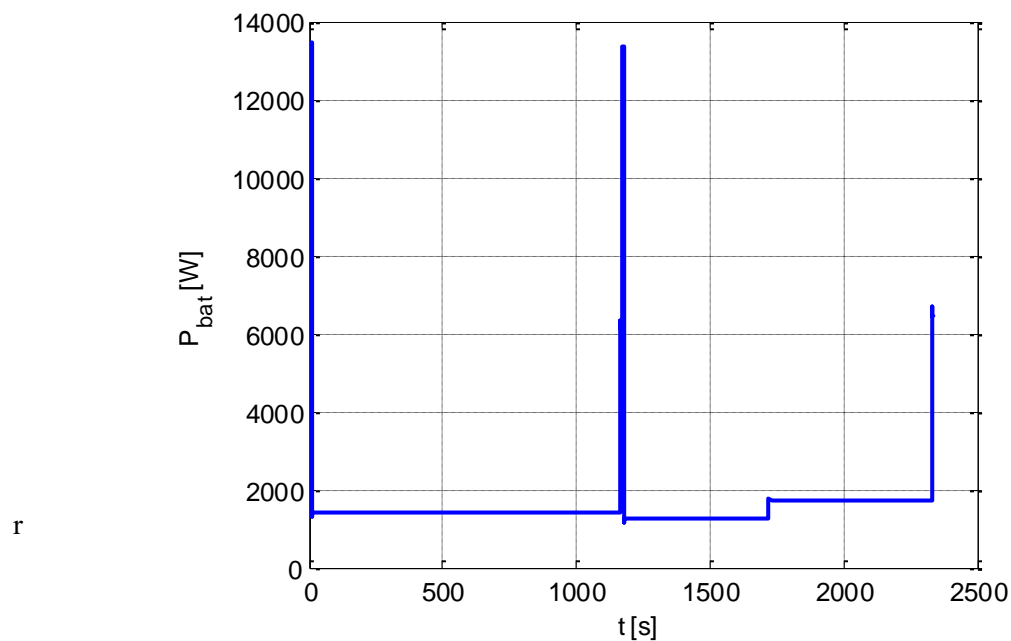
**Figura 44.** Voltaje de la batería durante la misión actual, aplicando la estrategia ECMS modificada para afrontar picos de potencia demandada



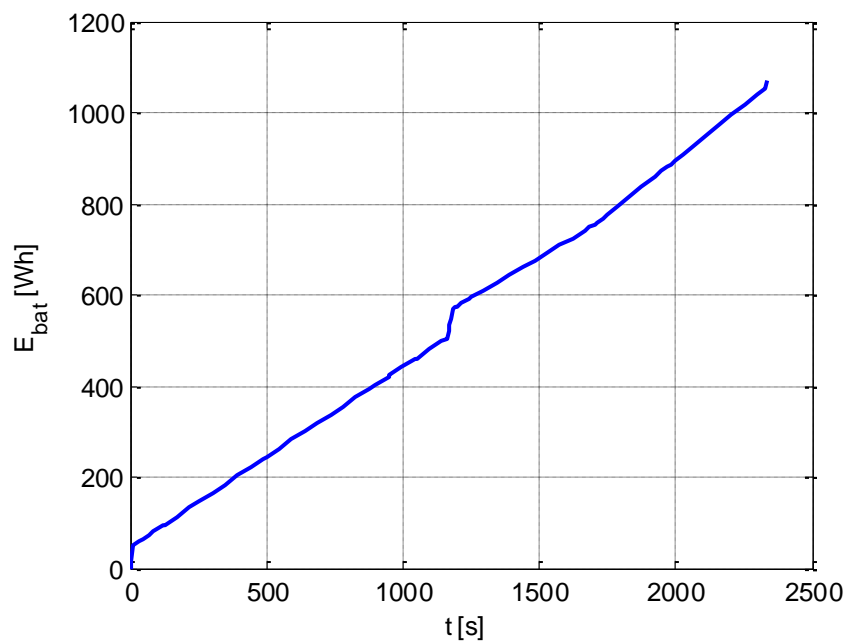
**Figura 45.** Intensidad de la batería durante la misión actual, aplicando la estrategia ECMS modificada para afrontar picos de potencia demandada



**Figura 46.** Estado de carga de la batería (SOC) durante la misión actual, aplicando la estrategia ECMS modificada para afrontar picos de potencia demandada

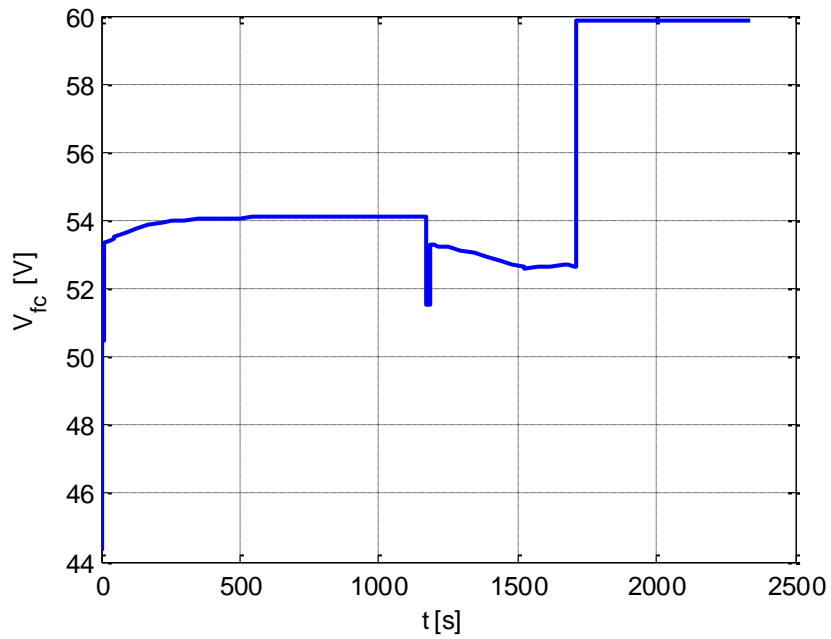


**Figura 47.** Potencia aportada por la batería durante la misión actual, aplicando la estrategia ECMS modificada para afrontar picos de potencia demandada

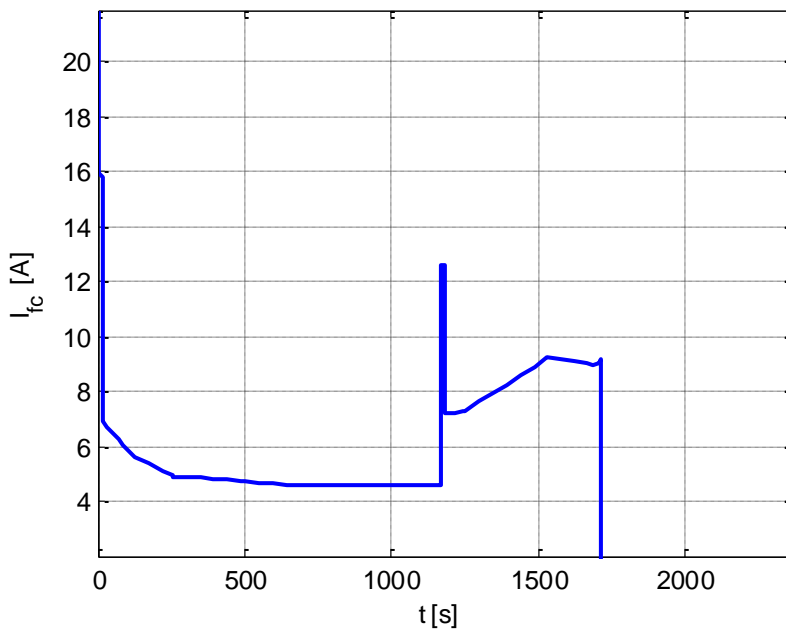


**Figura 48.** Energía aportada por la batería durante la misión actual, aplicando la estrategia ECMS modificada para afrontar picos de potencia demandada

- Pila de Combustible

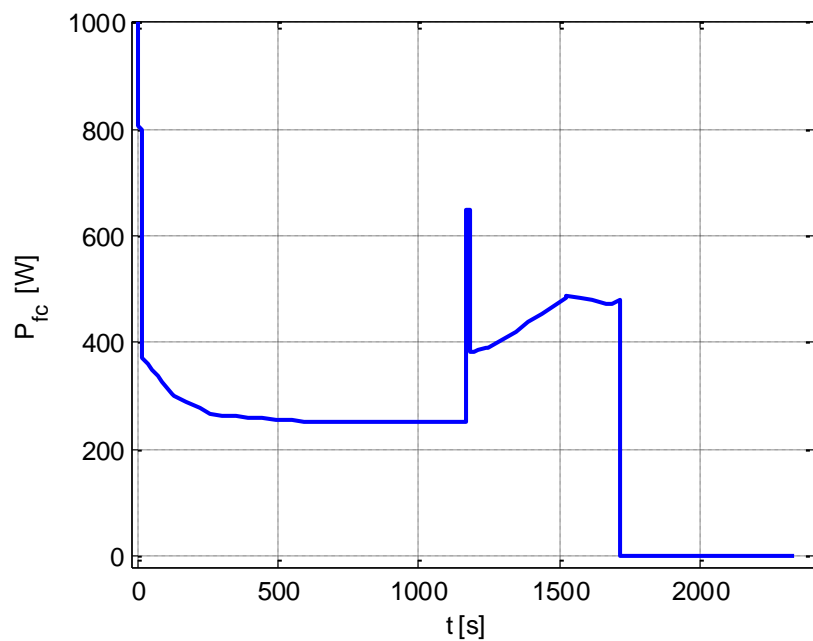


**Figura 49.** Voltaje de la pila de combustible durante la misión actual, aplicando la estrategia ECMS modificada para afrontar los picos de potencia demandada

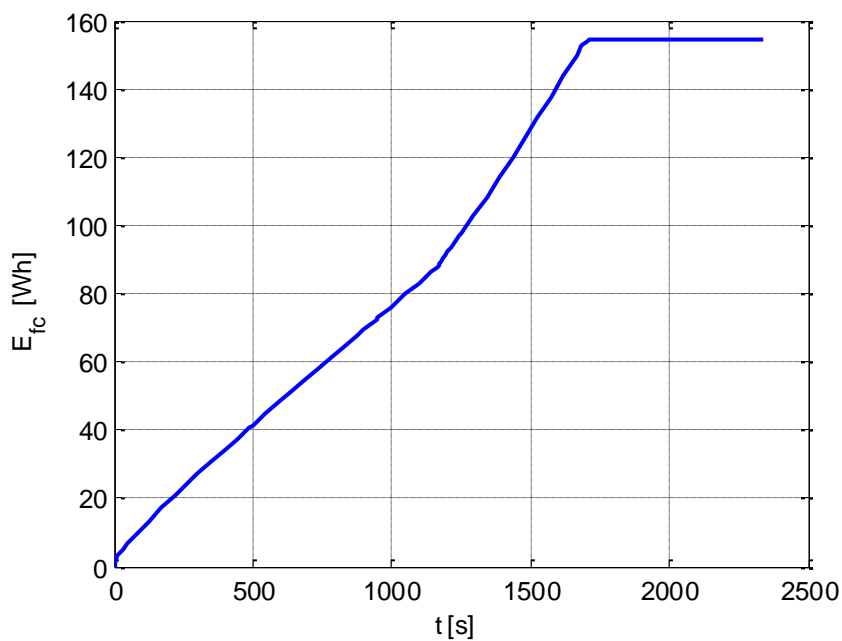


**Figura 50.** Intensidad de la pila de combustible durante la misión actual, aplicando la estrategia ECMS modificada para afrontar los picos de potencia demandada

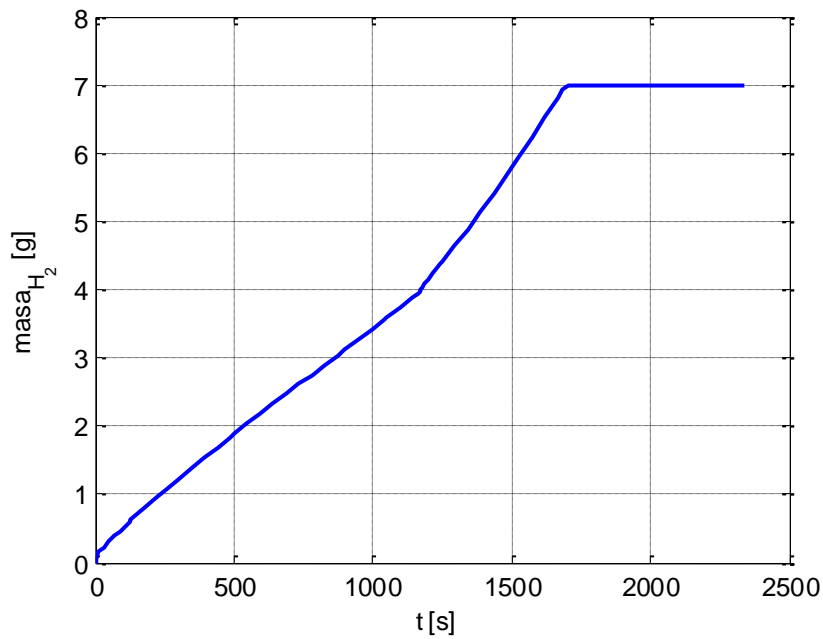




**Figura 51.** Potencia aportada por la pila de combustible durante la misión actual, aplicando la estrategia ECMS modificada para afrontar picos de potencia demandada+

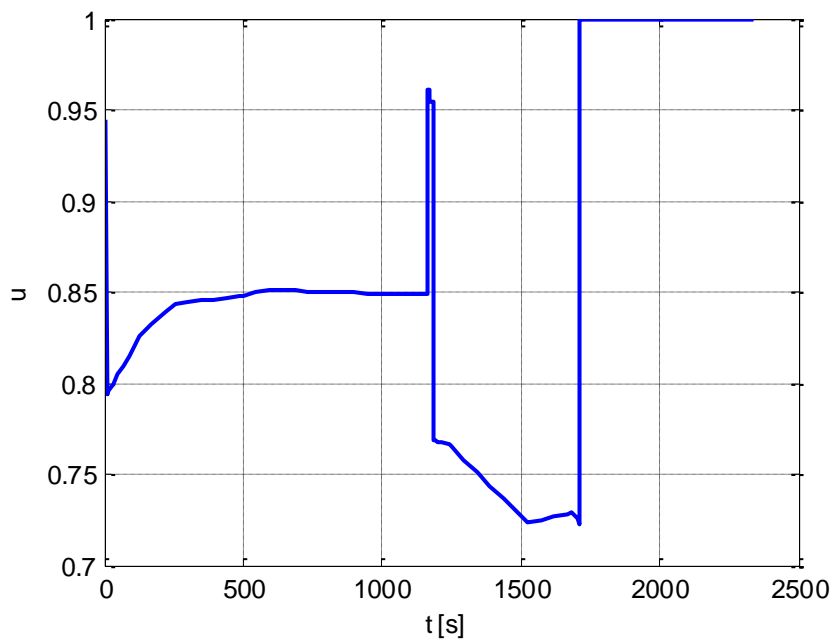


**Figura 52.** Energía aportada por la pila de combustible durante la misión actual, aplicando la estrategia ECMS modificada para afrontar picos de potencia demandada



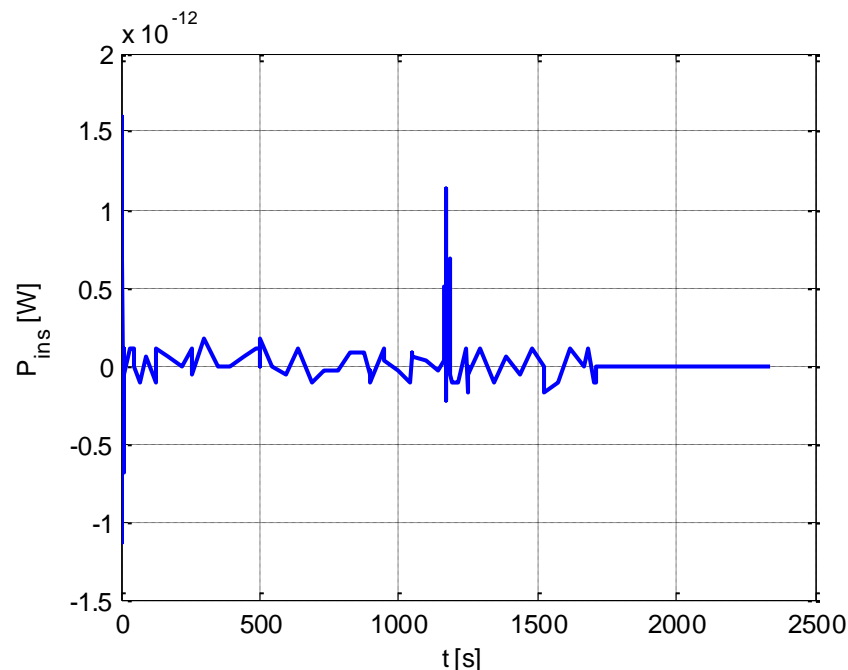
**Figura 53.** Masa de hidrógeno consumida durante la misión actual, aplicando la estrategia ECMS modificada para afrontar picos de potencia demandada

- Parámetro de Hibridación



**Figura 54.** Parámetro de hibridación del sistema de potencia durante la misión actual, aplicando la estrategia ECMS modificada para afrontar picos de potencia demandada

- Potencia Insatisfecha



**Figura 55.** Potencia insatisfecha por el sistema de potencia durante la misión actual, aplicando la estrategia ECMS modificada para afrontar picos de potencia demandada

A la vista de estos nuevos resultados, podemos sacar más cosas en claro de nuestro modelo y del método:

- Mientras no se llegue al valor del SOC mínimo impuesto, el método hace que nos ajustemos lo máximo posible a él, llegando en este caso al 66 % por haberse agotado el hidrógeno y no poder ayudarnos de él para cumplir la restricción, lo que demuestra la validez de la modificación.  
Para estudiar la validez completa del método realizado, en apartados posteriores se volverá a simular esta misión pero aumentando la cantidad de hidrógeno a bordo, y viendo así cuánto nos acercamos al valor recomendado por el fabricante.
- Cuando el hidrógeno se acaba, el sistema pasa a operar únicamente con batería, notándose el cambio en cada gráfica en el escalón debido a la necesidad de suplir la potencia que aportaba la pila.
- En el caso de la potencia de la pila, varía de manera suave con el tiempo salvo en los picos, donde se ve requerida por la batería para cumplir las restricciones. Dicha variación es el reflejo de como la pila ayuda a la batería a cumplir la restricción en el SOC, que deja de tener efecto momentáneo en los picos de potencia demandada y de manera permanente tras agotarse el hidrógeno.
- En este caso la potencia insatisfecha es prácticamente nula, pudiéndose afrontar la misión empleando esta estrategia sin ningún tipo de problema.
- Otro aspecto de interés se puede apreciar en la Figura 45, donde se ha indicado con el cursor el valor de la intensidad de la batería en el máximo. Como se puede ver, se muestran 230 A. Si nos vamos al Anexo B, dentro de las especificaciones de la batería podemos ver como la misma puede operar a un máximo de 120 A (recordemos que existen en nuestro sistema dos

módulos en paralelo, lo que eleva la intensidad total de trabajo hasta los 240 A) solo durante 10 segundos. Como la duración en el tramo de despegue es de 13.75 segundos, se ha supuesto que la pila puede operar algo más de tiempo si reducimos la potencia máxima de operación.

## 6.2. Perfil preliminar teórico de la misión

Con ánimo de ilustrar cómo se comporta nuestro con modelo con las distintas estrategias propuestas, se ha decidido hacer un estudio del sistema de energía de [7], junto con sus datos preliminares de misión. Los datos de demanda de potencia, energía y el tiempo en cada tramo se reflejan en la siguiente tabla:

Tramo	Tiempo(s)	Potencia teórica(W)	Energía teórica(Wh)
Despegue	50	3730	51,80555556
Crucero ida	900	1122	280,5
Aterrizaje	50	3730	51,80555556
Despegue	50	3730	51,80555556
Crucero vuelta	900	1122	280,5
Aterrizaje	50	3730	51,80555556
Misión	2000		768,2222222
factor de seguridad			192,0577778
<b>TOTAL</b>			<b>960,28</b>

**Tabla 20.** Tiempo, potencia y energía teóricas demandadas al sistema de potencia en [7]

Con estos datos, el estudio que se realizó concluyó en que se iba a equipar una pila de combustible de una energía específica aproximada de 200.12 Wh/kg y una batería del modelo ANR26650M1-B con las siguientes características, especificadas en la Tabla 21.

Nombre	ANR26650M1-B
Número de celdas	13
Módulos en paralelo	1
Volumen por celda ( $m^3$ )	3.805e-5
Masa por celda (kg)	0.076
Capacidad (A h)	32.5
Resistencia interna ( $\Omega$ )	0.042
Voltaje máximo (V)	42.9
Intensidad máxima (A)	120

Volumen ( $m^3$ )	4.9469e-4
Masa (kg)	0.988
Volumen bat. + BMS ( $m^3$ )	5.8918e-4
Masa bat + BMS (kg)	1.168

**Tabla 21.** Especificaciones de la batería equipada en [7]

La pila que se proponía para la misión era una A-200 PEW FUEL CELL, de la empresa AEROSTAK. Dicha empresa ha sacado un modelo actualizado, cuyas diferencias básicas se recogen en la Tabla 22.

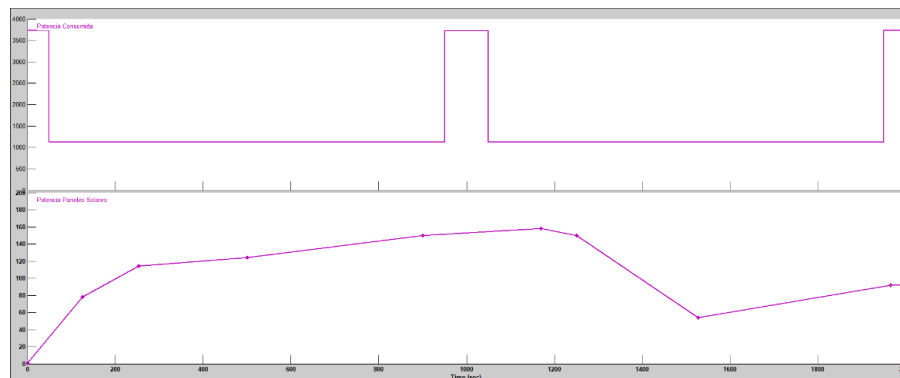
Modelo	Nº de celdas	Potencia (W)	Máx. Potencia (W)	Volumen ( $dm^3$ )	Masa (g)	Máx. Voltaje (V)
A-200	35	200	220	1.61784	650	24
A-250	37	250	300	1.6368	730	35.2

**Tabla 22.** Comparativa de especificaciones entre el modelo de pila de combustible equipado en [7] y el modelo actualizado por la empresa AEROSTAK

Como se puede ver, el modelo actualizado proporciona más potencia media y máxima, y lo más importante, eleva la tensión de trabajo hasta los 35.2 V, lo que hace que podamos eliminar el convertidor que existía en el modelo de [7] con la reducción de peso que conlleva, que da margen en las restricciones.

Además, el volumen ha variado en el orden centésimas de litro, lo que unido a la disposición de las alas del Tilt-Rotor para almacenar el hidrógeno, hace que la cantidad de hidrógeno pueda ser aumentada. Sin embargo, como nuestro interés es el de probar estrategias, y dado que no se ha hecho un estudio a fondo del hidrógeno que cabría en el UAV, mantendremos los 5.931 g que se llevaban a bordo en [7].

El perfil de la misión, junto con el aporte energético que dan los paneles solares, se muestran en la Figura 54.



**Figura 56.** Perfil de potencia demandada en [7], así como la aportación de los paneles solares

Parámetros	$SOC_o$	$V_{bat_o}$ (V)	Masa $H_2$ (g)	$P_{dem}$ (W)	Masa en tanque (g)
Valores Iniciales	87.5	35.2	0	3730	5.9310

**Tabla 23.** Valores iniciales de la simulación con el sistema de potencia y demanda de potencia de [7]

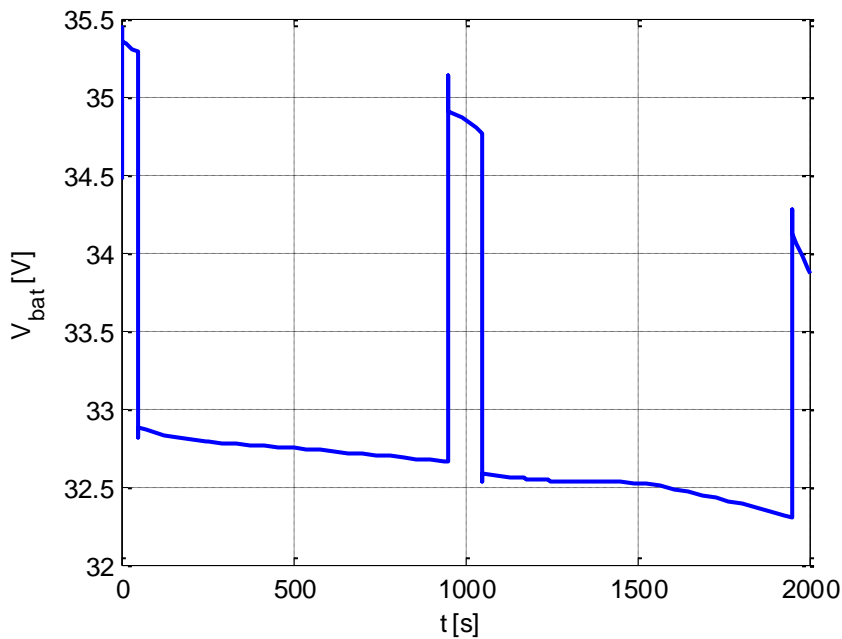
### 6.2.2. Aplicación de la estrategia heurística.

La estrategia heurística, explicada en el capítulo 5, se resume en dos reglas principales:

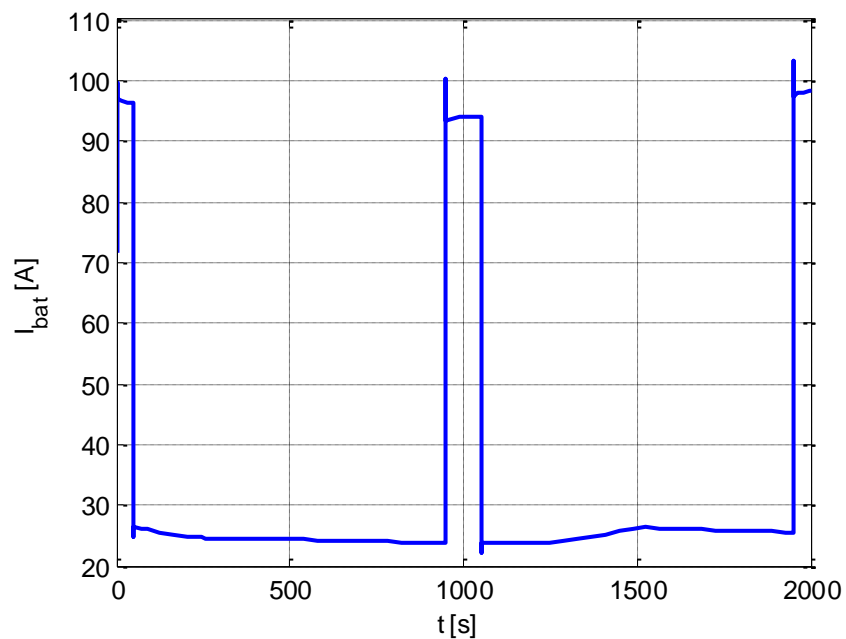
- En los tramos de despegue y aterrizaje, donde la demanda de potencia es máxima, la pila de combustible funcionará a la máxima potencia que es capaz de dar, apoyando a la batería.
- En los tramos de crucero, la pila operará de manera que el hidrógeno que llevamos a bordo se ajuste a la misión total, de manera que al final de la misión se agoten las existencias.

La función a implementar en el controlador supervisor se puede ver en el Anexo CÓDIGOS. Los resultados de la simulación se muestran a continuación:

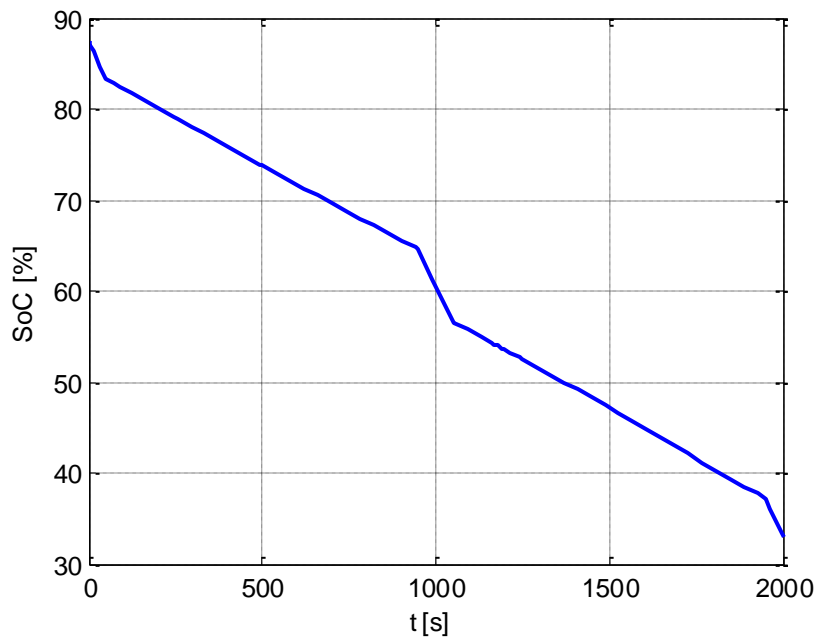
- Batería



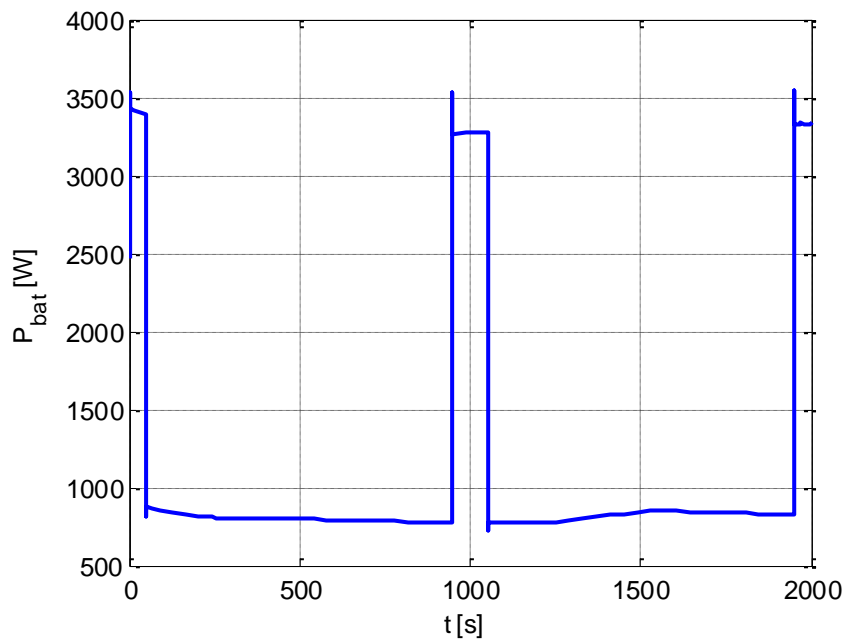
**Figura 57.** Voltaje de la batería durante la misión anterior, aplicando la estrategia heurística



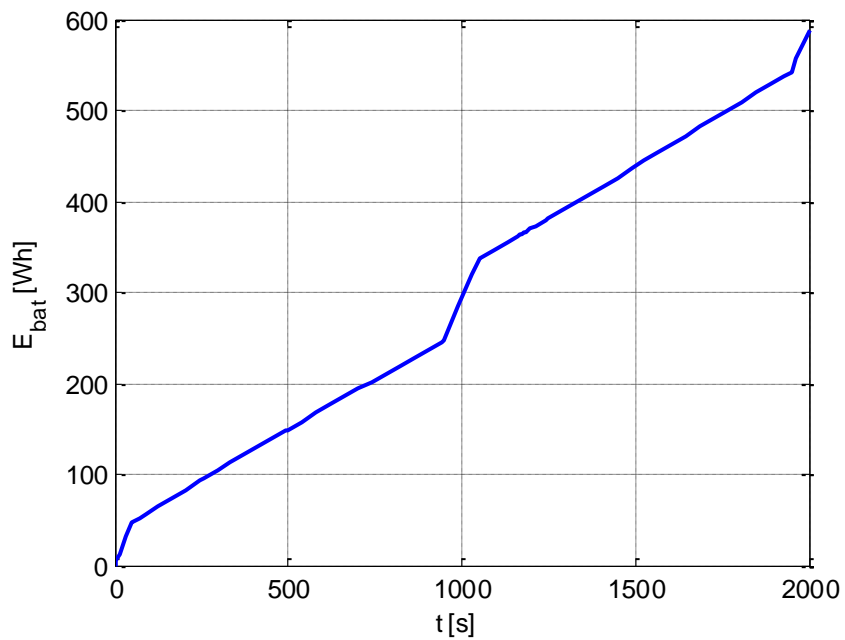
**Figura 58.** Intensidad de la batería durante la misión anterior , aplicando la estrategia heurística



**Figura 59.** Estado de carga de la batería durante la misión anterior , aplicando la estrategia heurística



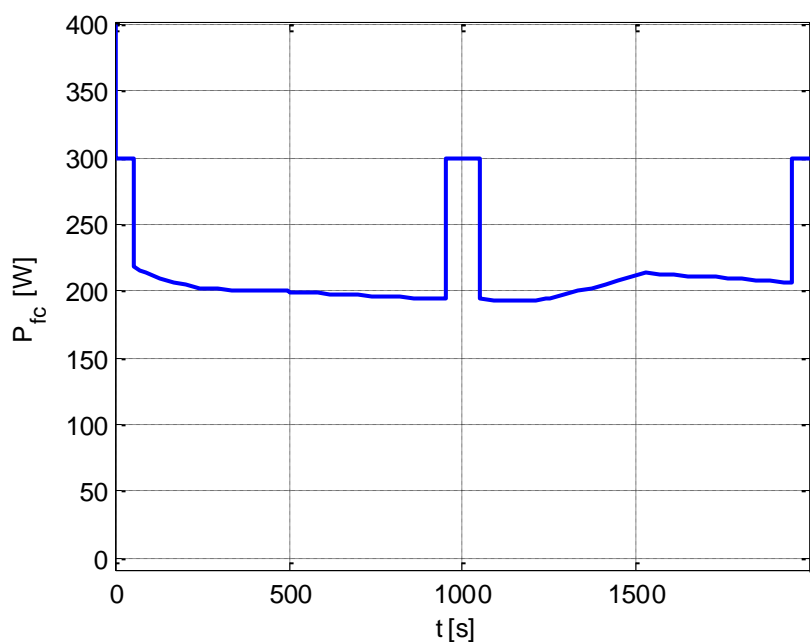
**Figura 60.** Potencia aportada por la batería durante la misión anterior, aplicando la estrategia heurística



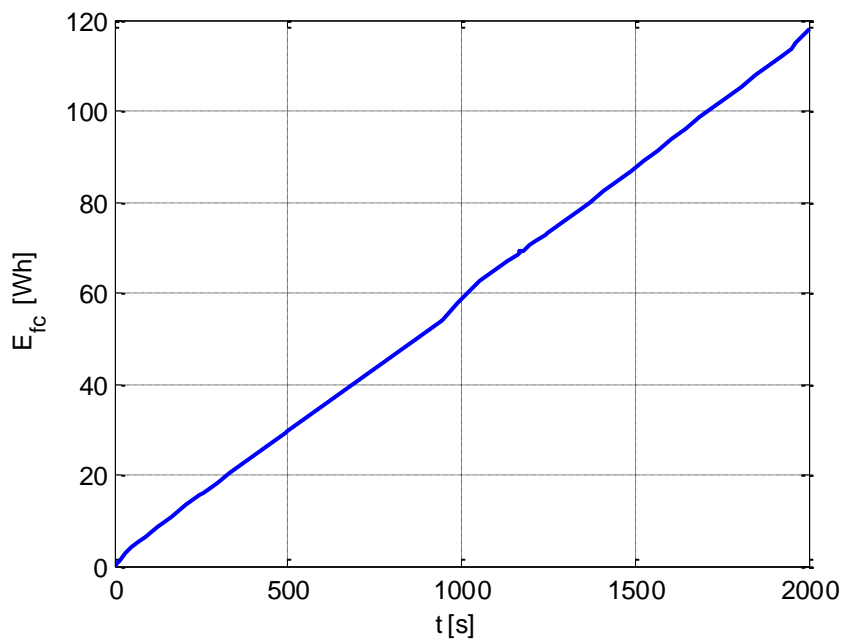
**Figura 61.** Energía aportada por la batería durante la misión anterior, aplicando la estrategia heurística



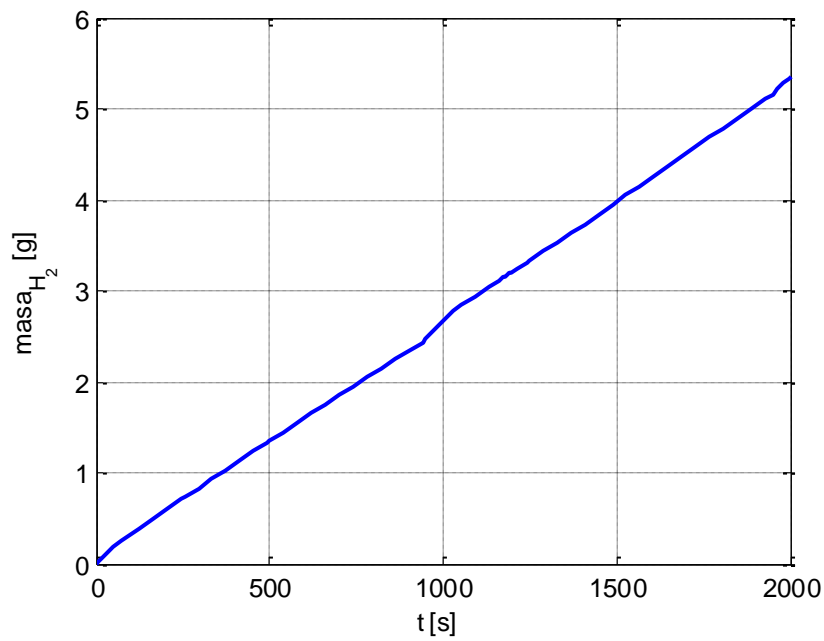
- Pila de combustible



**Figura 62.** Potencia aportada por la pila de combustible durante la misión anterior , aplicando la estrategia heurística

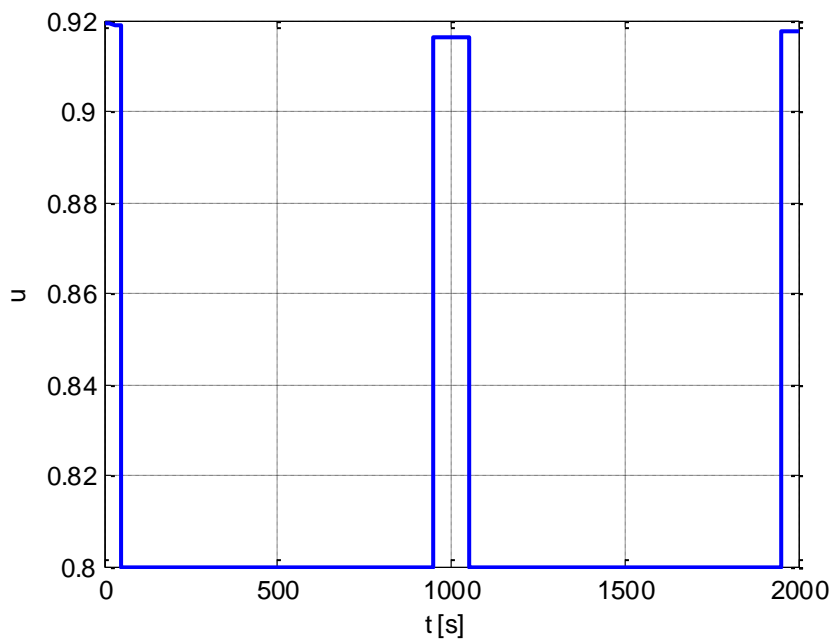


**Figura 63.** Energía aportada por la pila de combustible durante la misión anterior , aplicando la estrategia heurística



**Figura 64.** Masa de hidrógeno consumida por la pila de combustible durante la misión anterior, aplicando la estrategia heurística

- Parámetro de hibridación



**Figura 65.** Parámetro de hibridación del sistema de potencia durante la misión anterior, aplicando la estrategia heurística

Lo más claro que se puede obtener de los resultados gráficos es lo siguiente:

- Todos los parámetros se encuentran dentro de su rango, respetando límites y restricciones, pero acercándonos en los tramos de mayor demanda a ellos, lo que demuestra un buen ajuste del sistema de energía respecto a la misión a afrontar.
- Aunque la pila opere a máxima potencia en los tramos de mayor demanda, observando los resultados del parámetro de hibridación nos damos cuenta de que la aportación es muy pequeña en comparación con la batería, alcanzándose un 92 % en la hibridación. Solo en los tramos de crucero tendríamos una aportación energética similar al grado de hibridación total que tiene este sistema, de un 79%.
- En la gráfica de masa de hidrógeno consumida se ve como alcanzamos aproximadamente los 5.931 g disponibles, verificando el ajuste de la misión a la cantidad llevada a bordo.
- Otro indicativo más de la poca aportación de la pila con respecto a la batería es la comparación de gráficas de energía, donde la batería casi quintuplica la aportación de la pila.
- El estado de carga final de la batería es cercano al 30%, lo que demuestra el cierto margen de energía que se tuvo en cuenta al modelar este sistema de potencia para afrontar posibles modificaciones de pequeño grado en la misión.
- La potencia insatisfecha es nula en este caso, con una gráfica análoga a la Figura 31, solo diferenciándose en el tiempo de simulación.

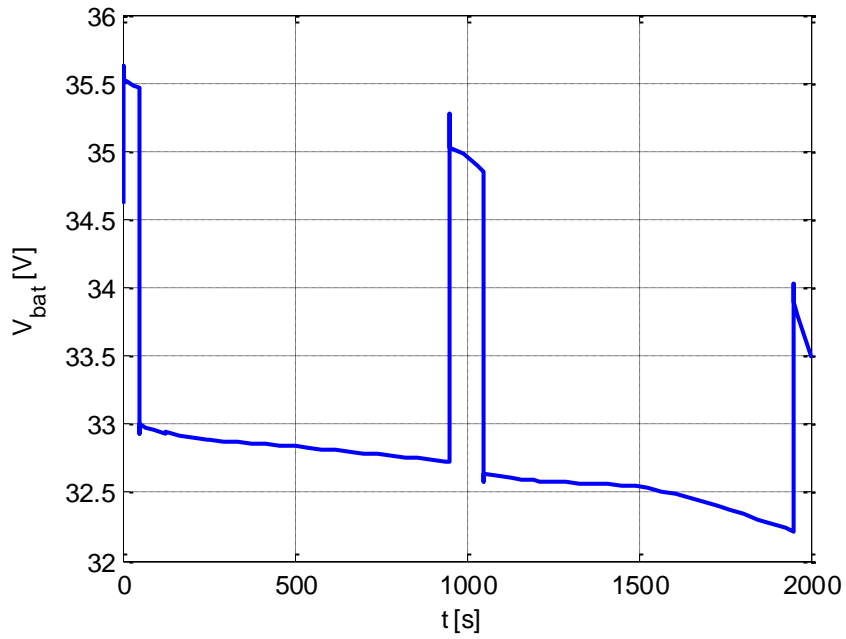
### 6.2.3. Aplicación de la estrategia ECMS

En este caso aplicaremos la estrategia ECMS al sistema propuesto por [7]. En este caso se ha modificado la restricción del estado de carga final de la batería, situando el SOC mínimo en un 20%, ya que a la vista de los resultados de la estrategia heurística, es imposible que con este sistema la batería equipada no baje del 67.5 % del SOC para operar en zona de máxima eficiencia.

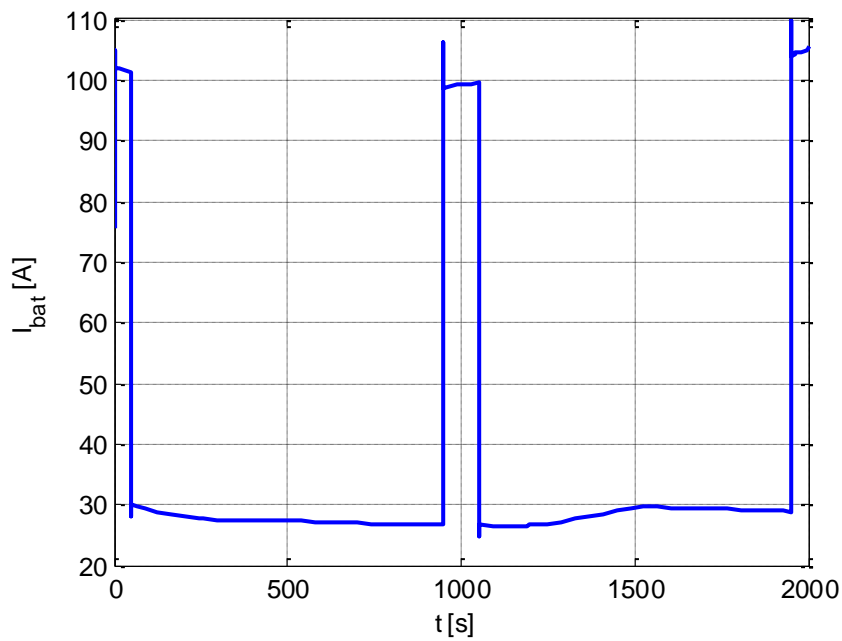
También se ha tenido en cuenta la relajación de la restricción del estado de carga final para los tramos de más demanda de potencia, por ser su duración mucho menor que el total de la misión.

Los resultados son los siguientes:

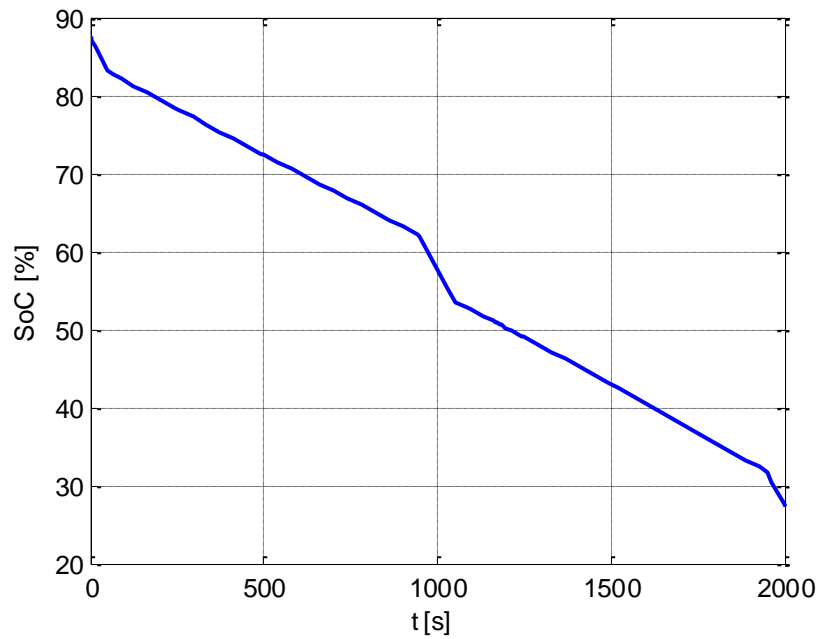
- Batería



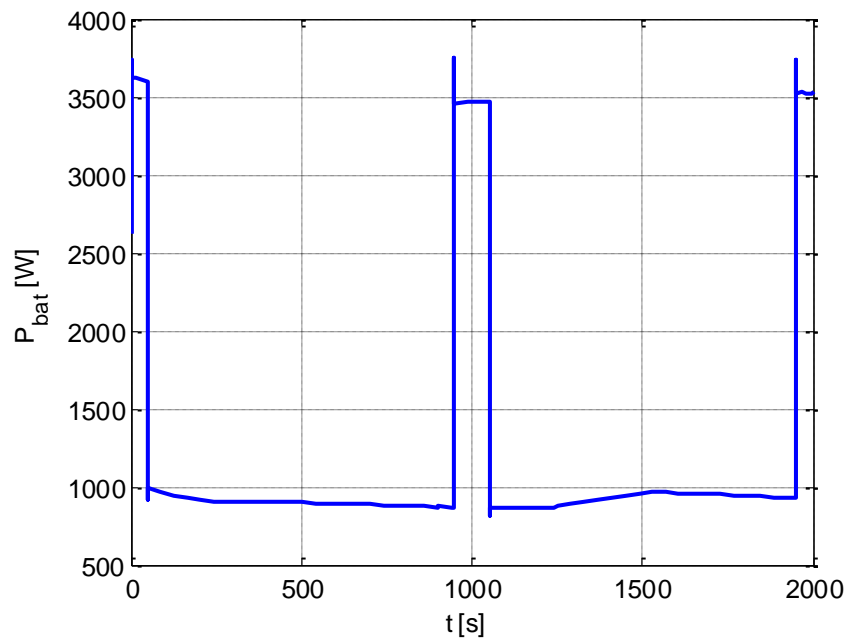
**Figura 66.** Voltaje de la batería durante la misión anterior, aplicando la estrategia ECMS modificada para afrontar picos de potencia demandada



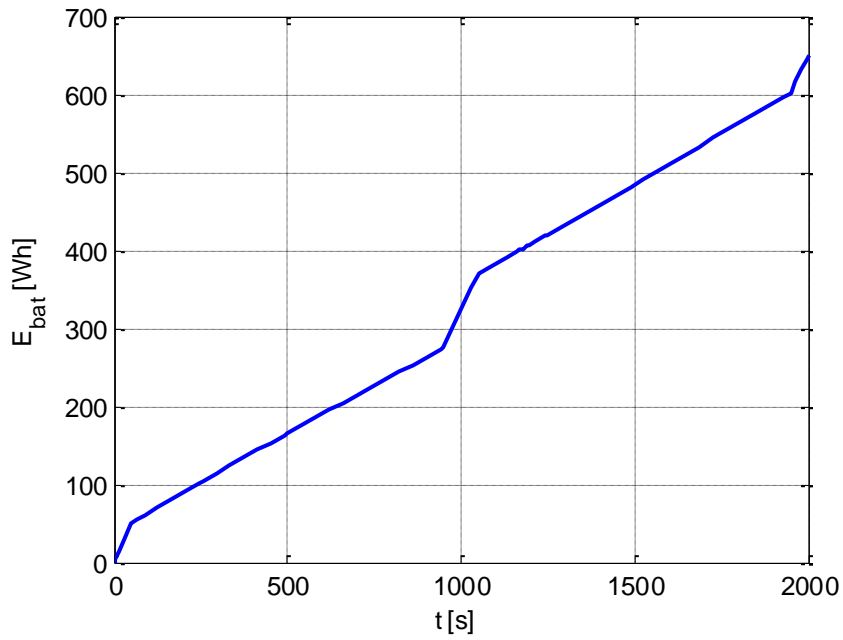
**Figura 67.** Intensidad de la batería durante la misión anterior, aplicando la estrategia ECMS modificada para afrontar picos de potencia demandada



**Figura 68.** Estado de carga de la batería durante la misión anterior , aplicando la estrategia ECMS modificada para afrontar picos de potencia demandada

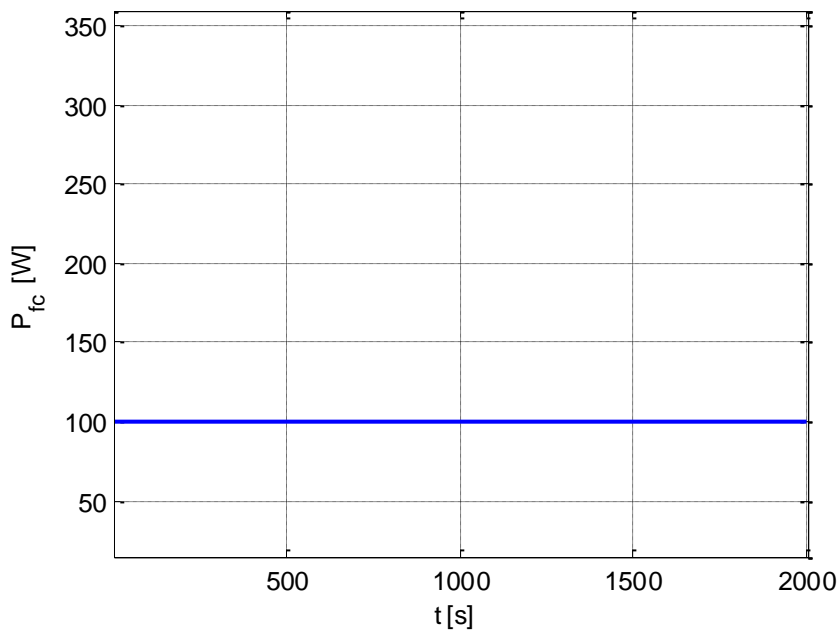


**Figura 69.** Potencia aportada por la batería durante la misión anterior , aplicando la estrategia ECMS modificada para afrontar picos de potencia demandada

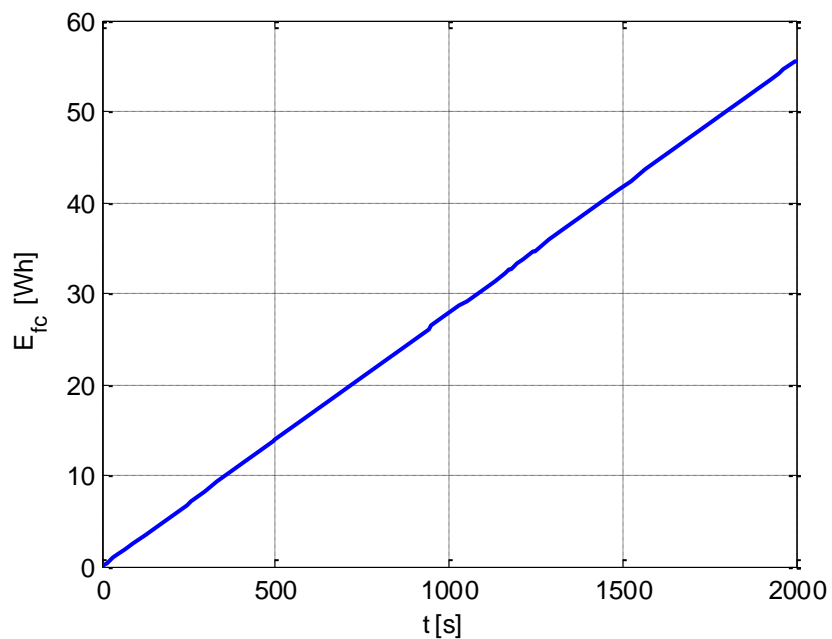


**Figura 70.** *Energía aportada por la batería durante la misión anterior, aplicando la estrategia ECMS modificada para afrontar picos de potencia demandada*

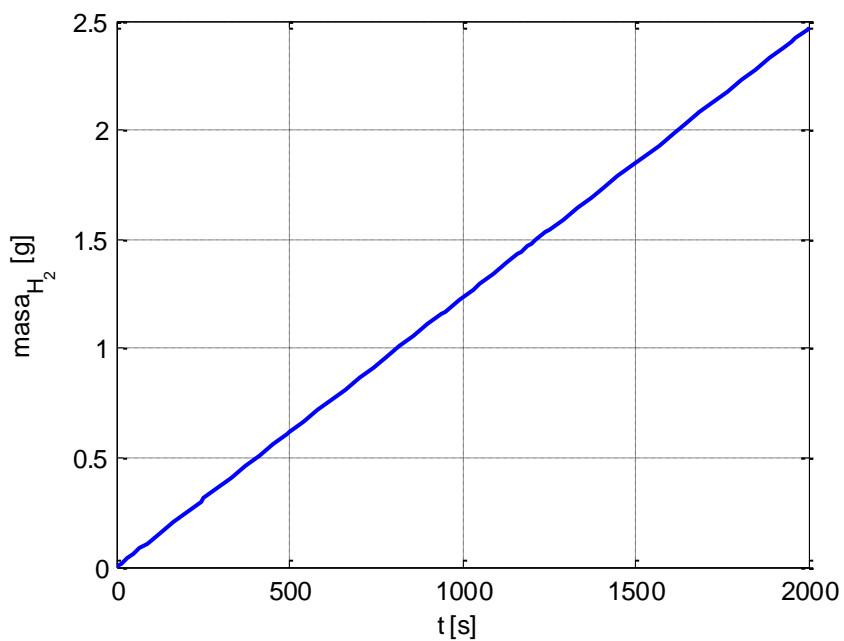
- Pila de Combustible



**Figura 71.** *Potencia aportada por la pila de combustible durante la misión anterior, aplicando la estrategia ECMS modificada para afrontar picos de potencia demandada*

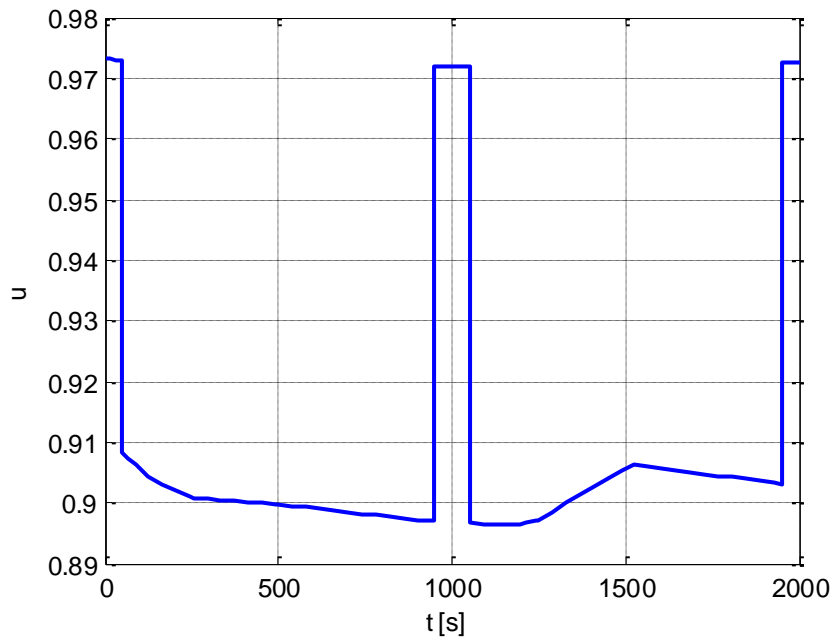


**Figura 72.** Energía aportada por la pila de combustible durante la misión anterior, aplicando la estrategia ECMS modificada para afrontar picos de potencia demandada



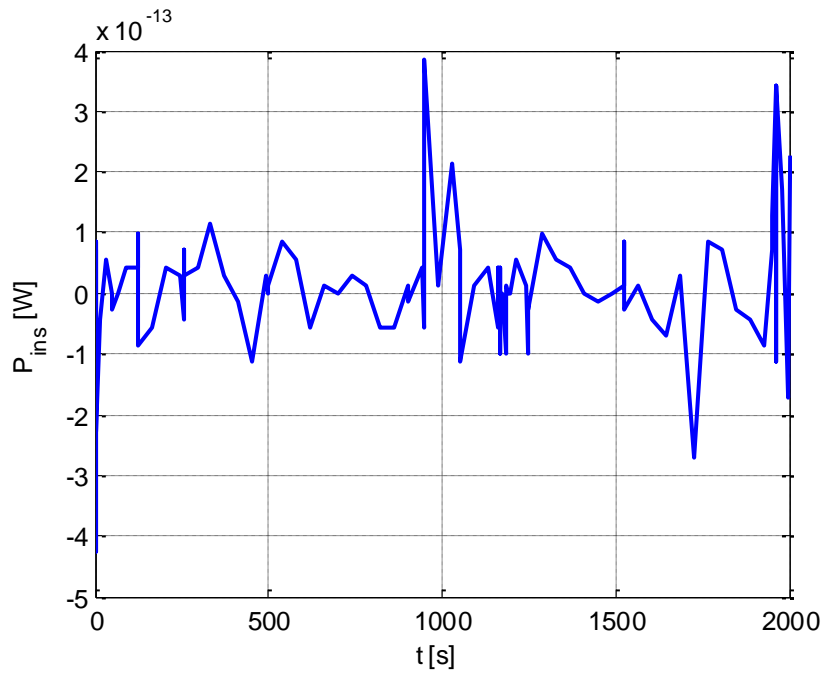
**Figura 73.** Masa de hidrógeno consumida por la pila de combustible durante la misión anterior, aplicando la estrategia ECMS modificada para afrontar picos de potencia demandada

- Parámetro de Hibridación



**Figura 74.** Parámetro de hibridación del sistema de potencia durante la misión anterior, aplicando la estrategia ECMS modificada para afrontar picos de potencia demandada

- Potencia Insatisfecha



**Figura 75.** Potencia insatisfecha por el sistema de potencia durante la misión anterior, aplicando la estrategia ECMS modificada para afrontar picos de potencia demandada



A diferencia del uso de la estrategia heurística, la estrategia ECMS hace más uso de la batería, dejando a la pila operando siempre a su valor mínimo, Esto se debe al factor de equivalencia, que marca lo que le cuesta al sistema obtener energía de la pila o batería. Como en nuestro caso  $s < 1$ , a la batería le cuesta menos operar que a la pila, por lo que siempre que sea posible esta demandará la máxima potencia de la batería antes que la de la pila. Otra manera más de apreciar esto anterior es observar la Figura 73, donde se puede ver cómo se consume solo 2.5 g de hidrógeno, de los 5.931 g totales en los tanques.

Comparándolo con el caso anterior de aplicación de la estrategia ECMS, se puede ver que la manera de operar es la misma, solo viéndose una distinción, y es en la diferencia del SOC mínimo con el SOC final, que es mayor. Esto se debe a que en este caso la duración de los tramos de mayor demanda de potencia copan el 10% de la misión.

### 6.3. Perfil actual de la misión, sin tener en cuenta restricciones de volumen y peso

Vamos a resolver ahora el mismo caso del apartado 6.1, pero en este caso vamos a poner un límite en cantidad de hidrógeno que dé de sobra para afrontar la misión. El objetivo es ver la efectividad de la estrategia si el sistema dispone de todos los medios disponibles al alcance.

Para ser realistas con el proyecto, vamos a suponer un límite de 14 g de hidrógeno, que sería añadir un tanque más al equipo ya montado, que se mantendrá para este caso. Únicamente aplicaremos la estrategia ECMS, que es la que nos va a dar unos resultados más óptimos de cara a la misión y al mantenimiento del sistema.

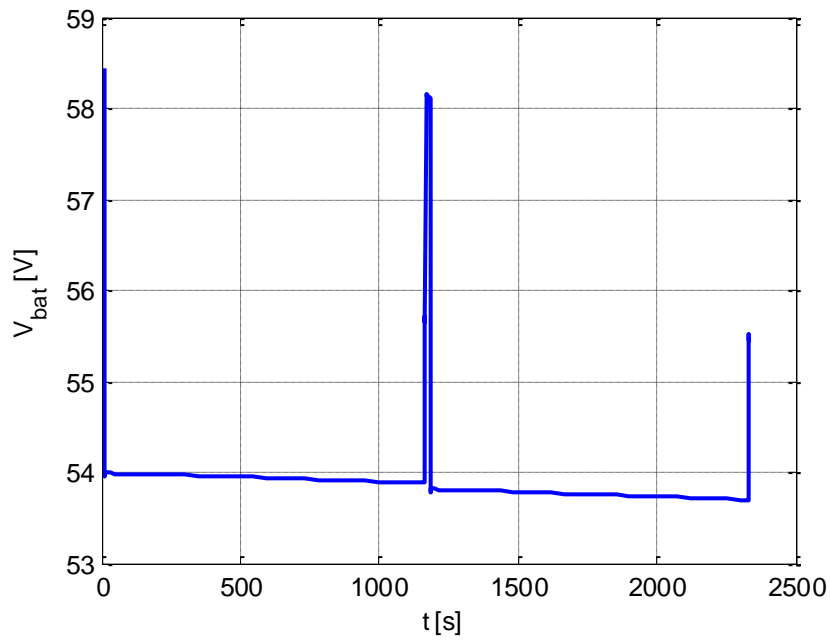
#### 6.3.1. Aplicación de la estrategia ECMS

Parámetros	$SOC_o$	$V_{bat_o}$ (V)	Masa $H_2$ (g)	$P_{dem}$ (W)	Masa en tanque (g)
Valores Iniciales	87.5	55	0	14448	14

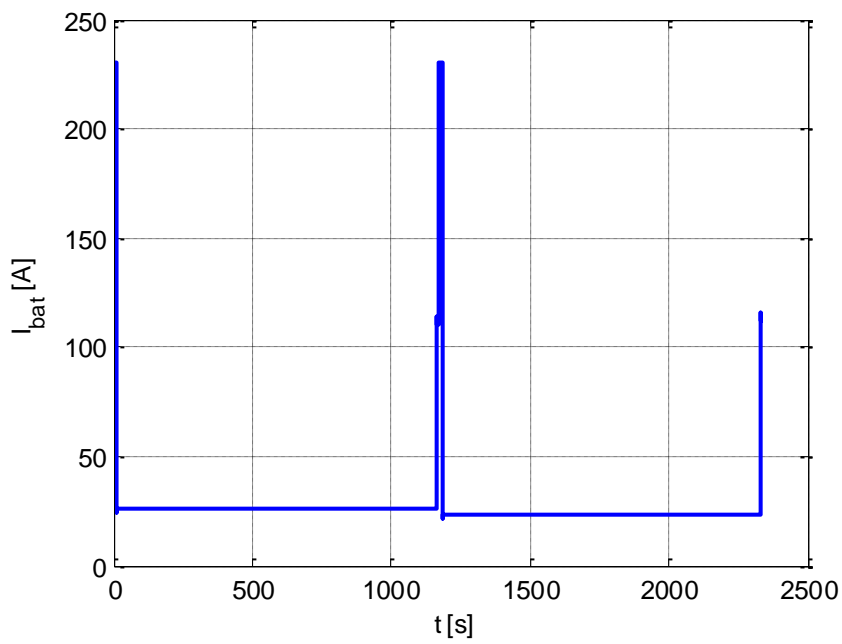
**Tabla 24.** Valores iniciales de la simulación de la misión actual, con mayor cantidad de hidrógeno en los tanques

Los resultados son los siguientes:

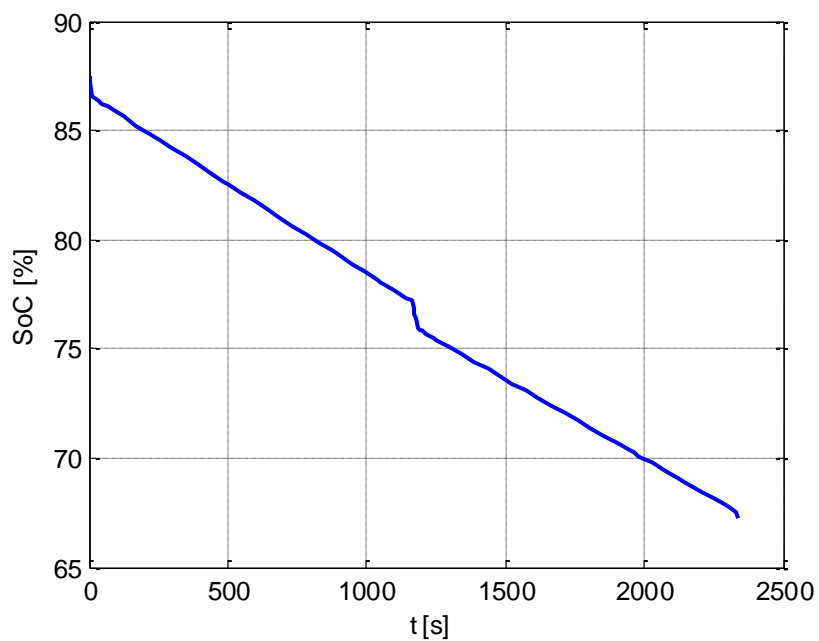
- Batería



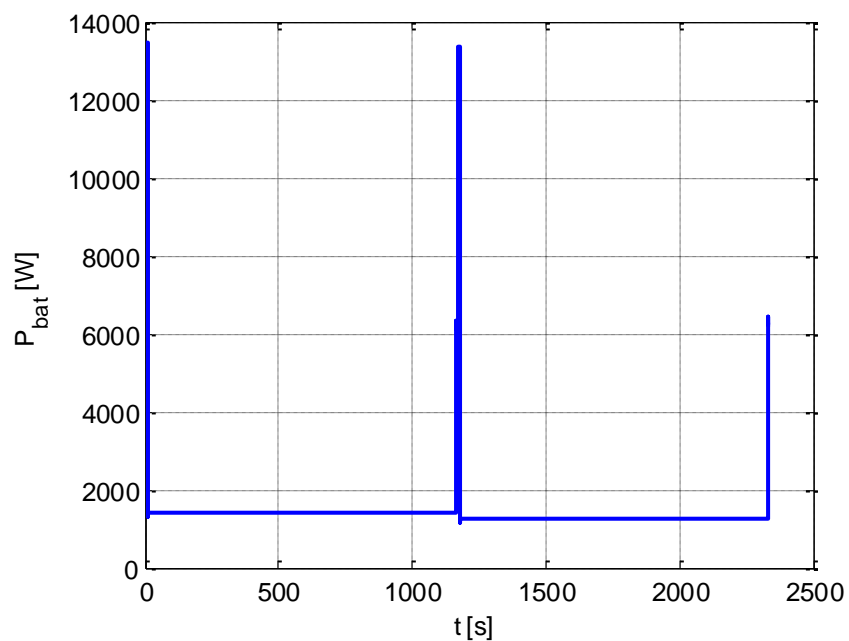
**Figura 76.** Voltaje de la batería durante la misión actual, añadiendo más hidrógeno al sistema y aplicando la estrategia ECMS modificada



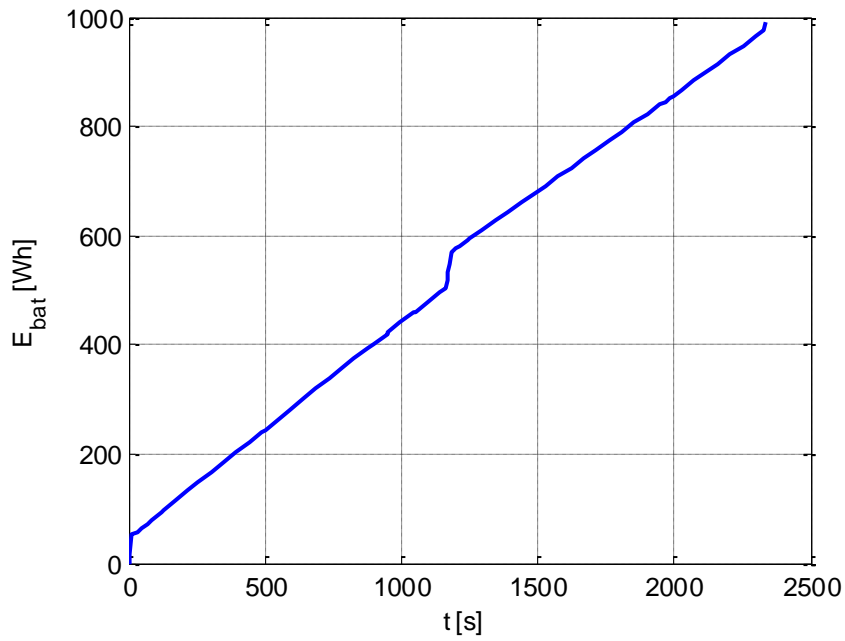
**Figura 77.** Intensidad de la batería durante la misión actual, añadiendo más hidrógeno al sistema y aplicando la estrategia ECMS modificada



**Figura 78.** Estado de carga de la batería (SOC) durante la misión actual, añadiendo más hidrógeno al sistema y aplicando la estrategia ECMS modificada

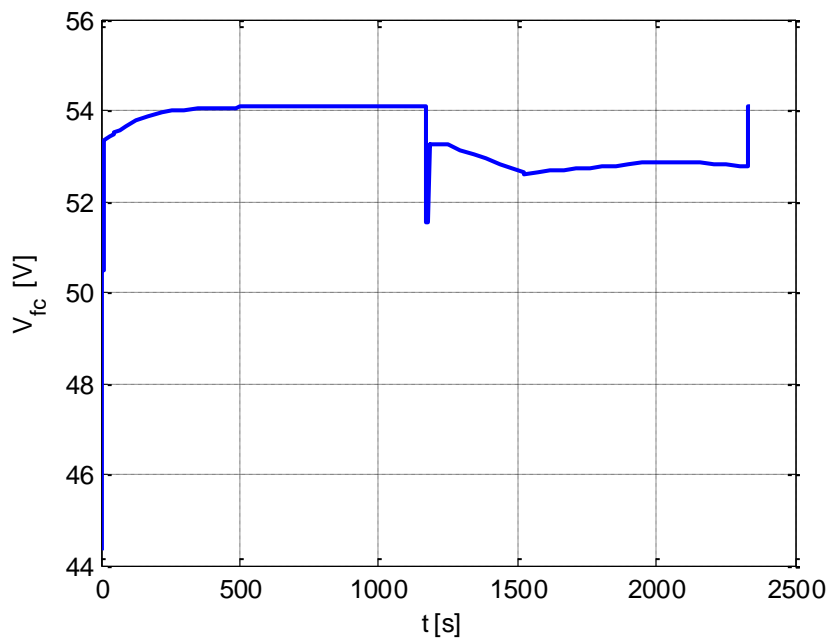


**Figura 79.** Potencia aportada por la batería durante la misión actual, añadiendo más hidrógeno al sistema y aplicando la estrategia ECMS modificada

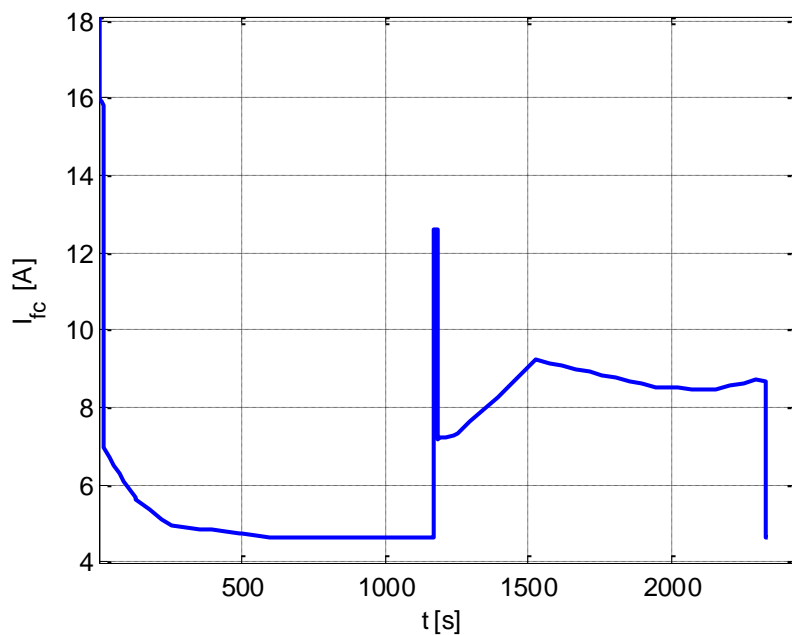


**Figura 80.** Energía aportada por la batería durante la misión actual, añadiendo más hidrógeno al sistema y aplicando la estrategia ECMS modificada

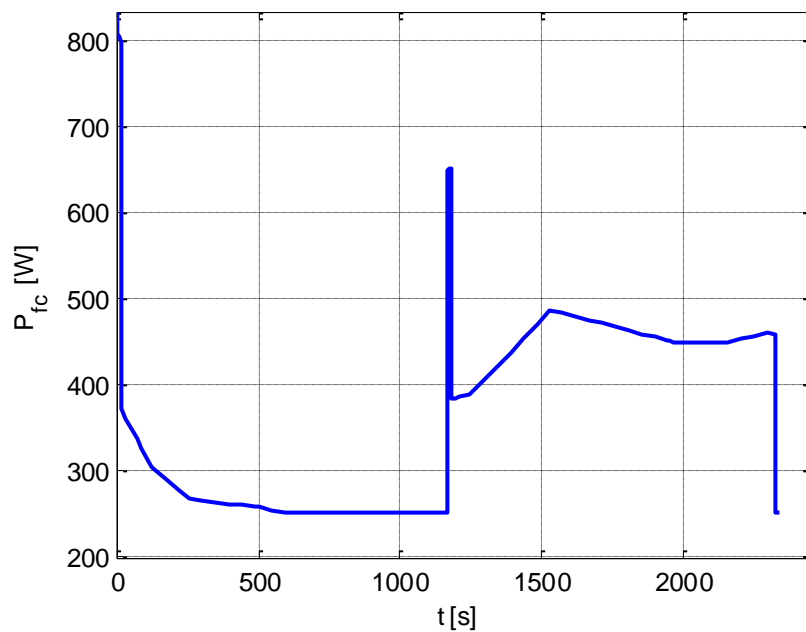
- Pila de Combustible



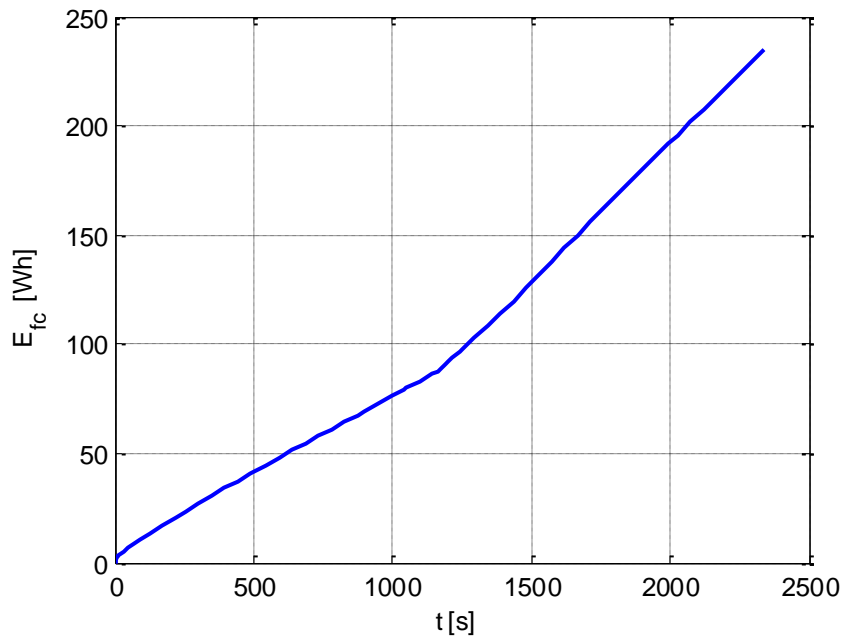
**Figura 81.** Voltaje de la pila de combustible durante la misión actual, añadiendo más hidrógeno al sistema y aplicando la estrategia ECMS modificada



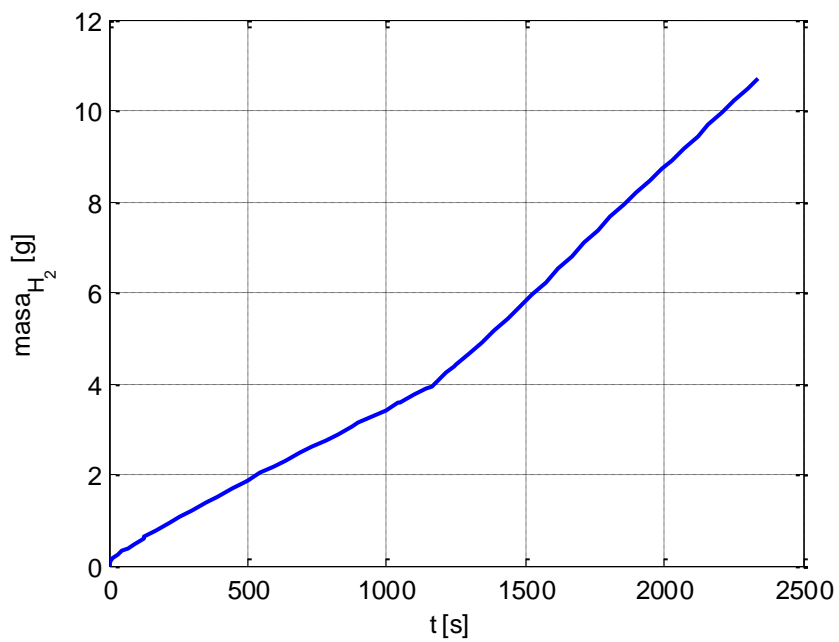
**Figura 82.** Intensidad de la pila de combustible durante la misión actual, añadiendo más hidrógeno al sistema y aplicando la estrategia ECMS modificada



**Figura 83.** Potencia aportada por la pila de combustible durante la misión actual, añadiendo más hidrógeno al sistema y aplicando la estrategia ECMS modificada

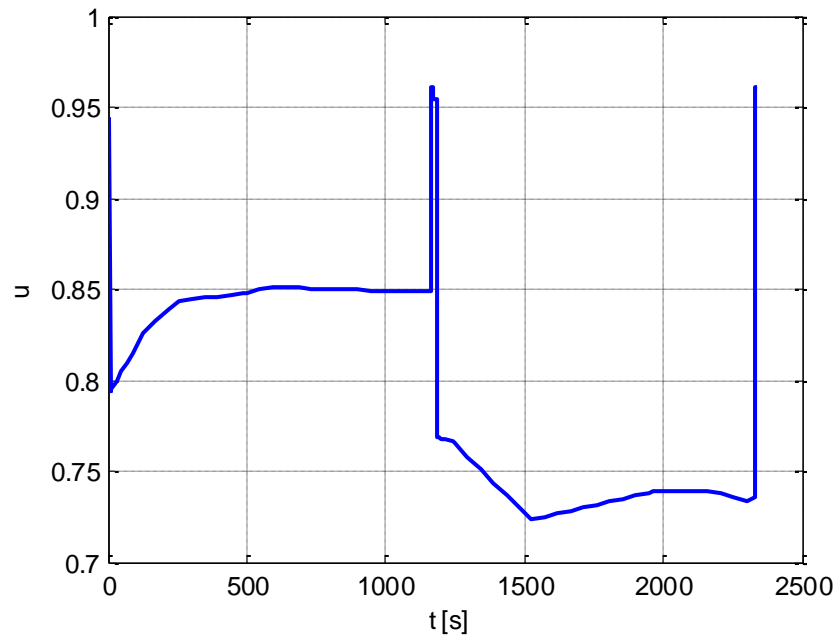


**Figura 84.** Energía aportada por la pila de combustible durante la misión actual, añadiendo más hidrógeno al sistema y aplicando la estrategia ECMS modificada



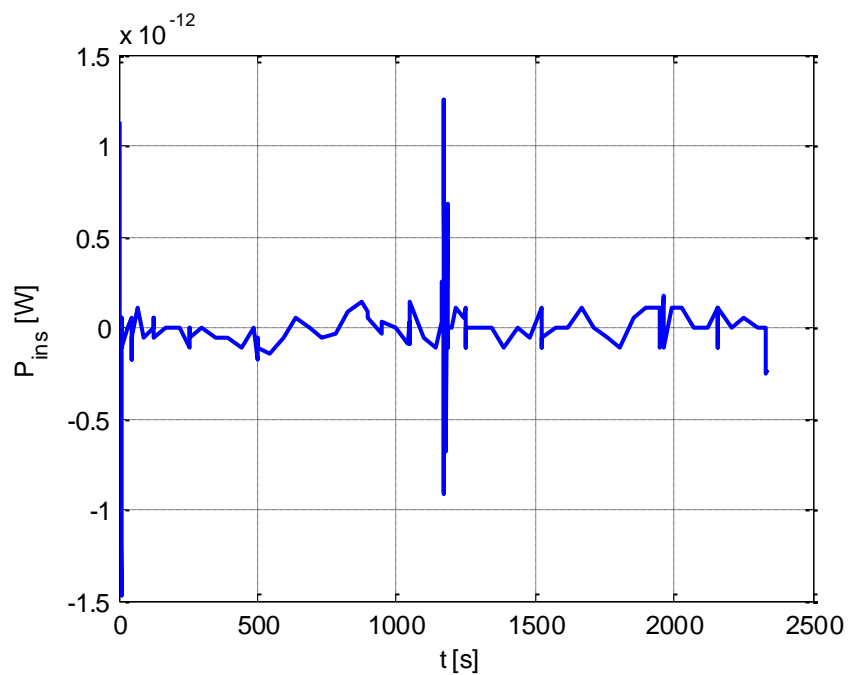
**Figura 85.** Masa de hidrógeno consumida por la pila de combustible durante la misión actual, añadiendo más hidrógeno al sistema y aplicando la estrategia ECMS modificada

- Parámetro de Hibridación



**Figura 86.** Parámetro de hibridación del sistema de potencia durante la misión actual, añadiendo más hidrógeno al sistema y aplicando la estrategia ECMS modificada

- Potencia Insatisfecha



**Figura 87.** Potencia insatisfecha por el sistema de potencia durante la misión actual, añadiendo más hidrógeno al sistema y aplicando la estrategia ECMS modificada

A la vista de las gráficas, y distinguiendo con casos anteriores en los que se ha aplicado el método ECMS, se pueden sacar varias conclusiones:

- La pila de combustible, al igual que en el primer caso que se estudió esta estrategia, apoya a la batería durante la misión para cumplir la restricción final en el estado de la carga, pero la mayor cantidad disponible de hidrógeno le permite funcionar hasta el final.
- En este caso, el SOC final queda situado en un 67.46 %, lo que demuestra la efectividad del método para sistemas que permiten una mayor gestión de la energía. El hecho de que no haya quedado por encima de los 67.5% se debe a que cuando la batería no necesita de la pila para cumplir con los picos de demanda, esta última trabaja a mínima potencia, que es lo que sucede al final de la misión, donde el pico es cercano a los 7 kW.

En los picos que sobrepasan los 14 kW, la batería sí necesita de la pila para afrontarlos con garantías, de ahí que también haya un cambio algo brusco en la potencia ofrecida, pero no es comparable al comportamiento bajo la estrategia heurística.

- El parámetro que mide el grado de hibridación local llega a bajar hasta un 73%, como en el caso que equipamos 7 gramos de hidrógeno a bordo, pero ahora manteniéndose alrededor del mismo hasta el tramo de aterrizaje, debido a la mayor cantidad disponible en los tanques, lo que muestra una distribución de la potencia a aportar algo más compensada entre batería y pila, a diferencia del sistema equipado para afrontar la misión preliminar de [7].
- Otro indicativo de este último apartado es la energía total aportada por ambos sistemas, quedando en el caso de la batería algo por debajo de los 1000 Wh y alcanzando la pila de combustible valores cercanos a los 240 Wh.

Esta misión con este sistema de energía se simuló también para el caso de tener en cuenta la restricción en el SOC en los picos de potencia, con resultados muy malos de cara a mantenimiento de la pila, ya que esta variaba bruscamente entre valor mínimo y máximo de la misma, y no llegando en dichos picos a cubrir toda la demanda de potencia, generando potencia insatisfecha.







## 7. Conclusiones

Después de haber obtenido todas las gráficas para los distintas misiones con las estrategias propuestas, se han recogido en la Tabla 25 los resultados numéricos más significativos de la misión actual, a modo de comparación.

Parámetros	Heurística (7 g)	ECMS (7 g)	ECMS (14 g)	Unidades
Grado de Hibridación Mínimo - $u_{\min}$	0.8277	0.7231	0.7235	-
Energía final de la Pila - $E_{fc}(t_f)$	153.7988	154.1516	234.5290	Wh
Energía final de la Batería - $E_{bat}(t_f)$	1070.2	1069.7	989.3457	Wh
Estado de carga final de la Batería - $SOC(t_f)$	62.4381	65.6230	67.2668	%
Masa de hidrógeno consumido - $m_{H_2}$	6.9350	7	10.6906	g
Intensidad máxima de la Pila	24.6154	18.1844	15.9739	A
Intensidad máxima de la Batería	232	230	230	A
Voltaje máximo de la Pila	54.3468	59.8787	54.1060	V
Voltaje máximo de la Batería	57.4084	58.4564	58.5659	V
Potencia máxima de la Pila	1100	904.4288	805.8377	W
Potencia máxima de la Batería	13348	13445	13445	W

Tabla 25. Comparativa entre las estrategias propuestas de los parámetros característicos del sistema de potencia, para la misión actual

Entre la estrategia heurística y la ECMS con 7 gramos de hidrógeno en los tanques se puede ver que, en cuanto a números, no distan mucho uno de la otra, ya que la estrategia heurística finaliza con un 62.4381% de carga en las baterías, por un 65.62 % de la estrategia ECMS. Otro aspecto reseñable, tal y como se recogía en las gráficas, es la adecuación de la estrategia heurística al hidrógeno disponible, a diferencia de la estrategia ECMS, que lo agota pasados 1600 segundos de la misión. También se puede ver cómo en la estrategia ECMS se alcanza un valor más pequeño del grado de hibridación local, lo que da más responsabilidad a la pila en algunos tramos frente a la estrategia heurística.

La estrategia ECMS mejora a la heurística en lo referente a trato de la pila, ya no solo por lo comentado en el capítulo de resultados en cuanto a los cambios bruscos de potencia aportada, sino también por ser la potencia máxima que aporta inferior a la máxima de la pila.

Comparando las dos aplicaciones de estrategia ECMS, destacar cómo el aporte de hidrógeno en los tanques se traduce en una mayor contribución general de la pila de combustible a la energía del sistema, no así su grado de hibridación local mínimo, que se mantiene prácticamente igual en ambos casos.

El resto de parámetros respetan los límites impuestos por los fabricantes, en los tres casos expuestos en la Tabla 25.

Este trabajo se inició con el objetivo de gestionar la energía del sistema de potencia del Tilt- Rotor, del proyecto Emergentia. Tras cambios en la demanda de potencia que hubo durante el desarrollo de este proyecto hubo que buscar la manera de reajustar el sistema propuesto por [7], debido a la diferencia de los datos nuevos con los de partida. Tras varias estimaciones, se ha verificado de la posibilidad de hacer un reajuste del espacio utilizado dentro del Tilt-Rotor como para equipar un sistema de energía capaz de cumplir con las nuevas demandas de la misión.

Queda, como futuras vías de avance, escoger qué sistema hace que el aprovechamiento del espacio del UAV se haga de la manera más eficiente, pudiendo utilizarse como punto de partida algunas de las propuestas en las estimaciones, así como los resultados en cantidad de hidrógeno y estado de carga de la batería obtenidos por el modelo y las distintas estrategias.

Desde un punto de vista de aplicación de las estrategias propuestas en este proyecto, convino el cambio de misión y relajación en las restricciones de espacio para afrontar la misión, ya que para que gestionar la energía entre varios subsistemas de potencia, se necesita que ambos sistemas tengan un margen suficiente de potencia y energía para poder cumplir las restricciones que lleven al conjunto a una mayor eficiencia.

Como prueba de esto último, está el estudio hecho al sistema anterior con la misión preliminar, donde la pila, al tener tan poca potencia y existir muy poco hidrógeno llevado a bordo, no es capaz de hacer que la batería trabaje en el estado de carga recomendado por el fabricante para una mayor eficiencia, lo que obliga a bajar la restricción en el SOC final a 20%. Comparándolo con el último caso expuesto, a pesar de tener una mayor cantidad de hidrógeno de la posible por ahora, se ve cómo el cumplimiento de la restricción en el SOC final del 67.5% es prácticamente cumplida. Incluso en el caso que equipamos una cantidad admisible de hidrógeno nos quedamos muy cerca de ese valor.

Entre las estrategias aplicadas, se ve un mayor trato del sistema efectuado por la estrategia ECMS, que reduce en la medida de lo posible los saltos de potencia bruscos que tiene que afrontar la pila para cumplir con las restricciones, siendo la batería la que en mayor medida afronta tales saltos.

Otra posible vía de avance sería emplear una restricción adicional, buscando reducir aun más los cambios de potencia ofrecida por la pila, para que tenga una transición más suave. Si bien es cierto que se intentó aplicar, pero debido a los saltos de potencia tan bruscos que tiene la misión actual y a la función de MATLAB empleada en el Controlador Supervisor, la simulación se veía muy ralentizada.

Cabe destacar también la versatilidad del modelo propuesto junto con los métodos aplicados por el controlador supervisor, válidos para cualquier sistema que emplee una batería y una pila de combustible, pudiendo ser modelado cualquier sistema real sin más que cambiar los parámetros de los bloques. Ahí reside la potencia de este trabajo, que puede ir más allá del proyecto Emergentia, y con unos leves cambios, servir para gestionar la energía de otros proyectos que lo precisen.

Una de las maneras de mejorar este método y hacerlo extensivo a más sistemas aun es implementando la

posibilidad de recargar las baterías, que de cara a gestionar la energía te da una mayor versatilidad y posibilidad de aplicar distintas estrategias. La posibilidad de recargar baterías hará que otras estrategias, como *Dynamic Programming*, sean aplicables y se pueda mejorar el estudio de la gestión de energía, comparándolas entre ellas.



## Anexos

---





## **A. Pilas de Combustible AEROSTAK**



# AEROSTAK

## ULTRA-LIGHT FUEL CELLS



STANDARD SIZES AND POWER  
CONFIGURATIONS

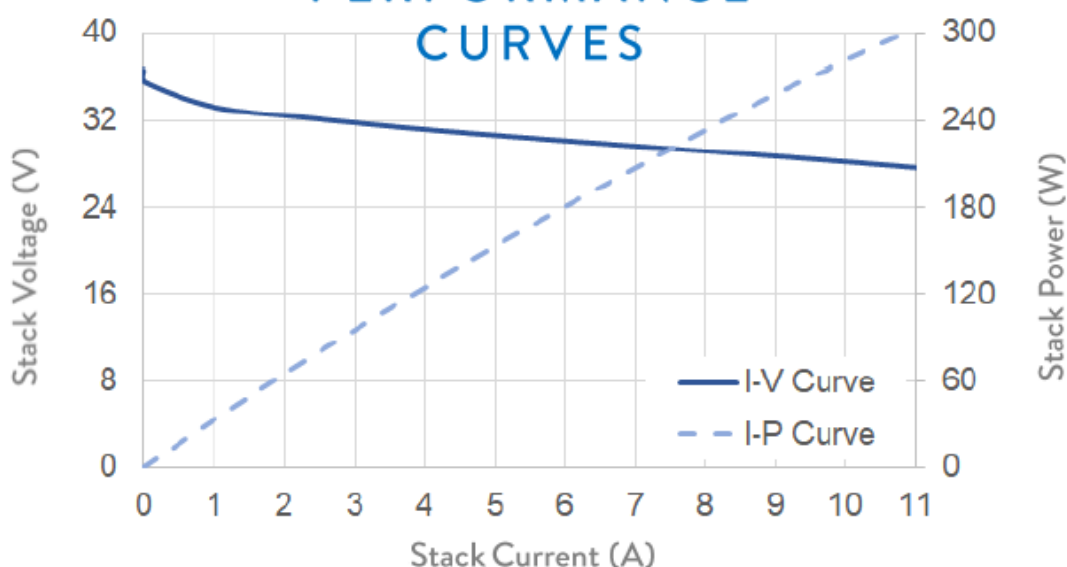
# AEROSTAK 250



## SPECIFICATIONS

Stack Design	37 cells
Stack Rated Power	250 W
Stack Peak Power	300 W
Stack Voltage Range	22.2 V – 35.2 V
Stack Current Range	0 – 13.5 A
Air Input Temperature	0 – 35 °C
Cooling	Air (Integrated fan)
Total FC System Weight	730 g
FC System Dimensions (With Casing)	110 mm x 120 mm x 124 mm
Hydrogen Input Pressure	0.6 – 0.8 bar
Hydrogen Purity Required	99.999 %
Hydrogen Max. Consumption	<3.8 L/min
Start Up Time	<30 s
Suggested Hybrid LiPo	7S (>100C discharge rated)

## PERFORMANCE CURVES



Disclaimer: the information contained in this brochure can change without notice and cannot be considered as contractually binding

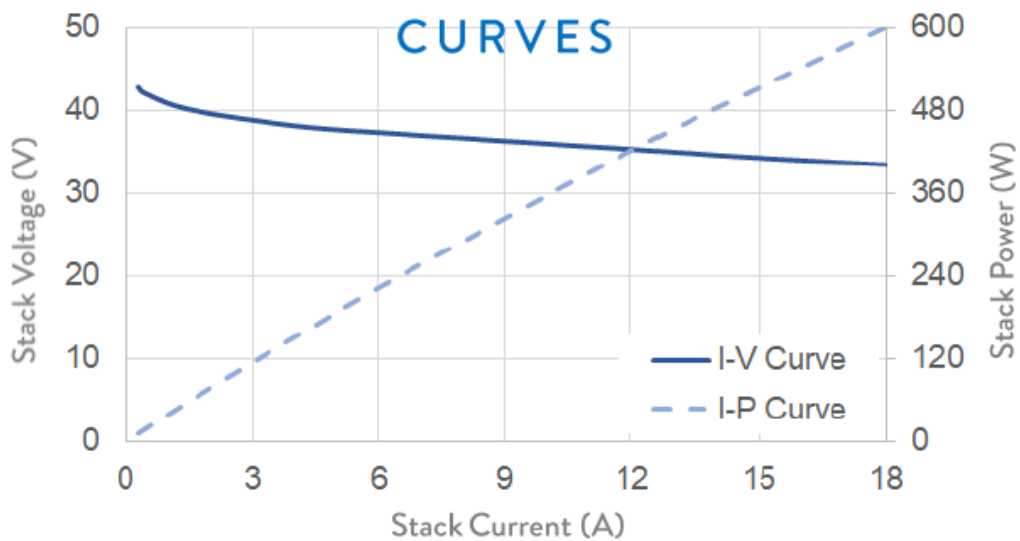
# AEROSTAK 500



## SPECIFICATIONS

Stack Design	45 cells
Stack Rated Power	500 W
Stack Peak Power	600 W
Stack Voltage Range	27.0 V – 42.8 V
Stack Current Range	0 – 25 A
Air Input Temperature	0 – 35°C
Cooling	Air (Integrated fan)
Total FC System Weight	1300 g
FC System Dimensions (With Casing)	194 mm x 105 mm x 166 mm
Hydrogen Input Pressure	0.6 – 0.8 bar
Hydrogen Purity Required	99.999 %
Hydrogen Max. Consumption	< 7.6 L/min
Start Up Time	< 30 s
Suggested Hybrid LiPo	8S (>100C discharge rated)

## PERFORMANCE CURVES



Disclaimer: the information contained in this brochure can change without notice and cannot be considered as contractually binding

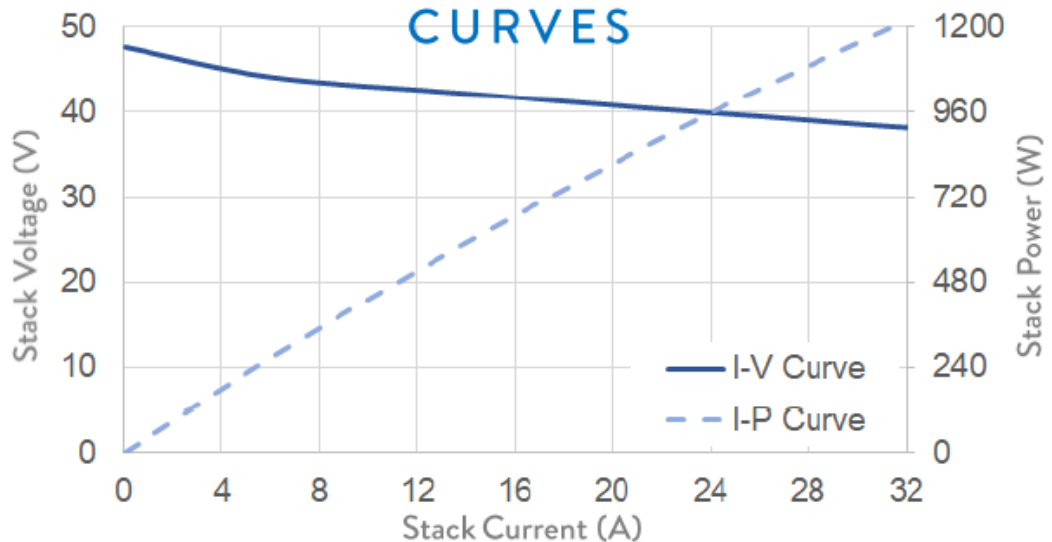
# AEROSTAK 1000-50



## SPECIFICATIONS

Stack Design	50 cells
Stack Rated Power	1000 W
Stack Peak Power	1200 W
Stack Voltage Range	30.0 V – 47.5 V
Stack Current Range	0 – 40 A
Air Input Temperature	0 – 35 °C
Cooling	Air (Integrated fan)
Total FC System Weight	2036 g
FC System Dimensions (With Casing)	254 mm x 170 mm x 125 mm
Hydrogen Input Pressure	0.6 – 0.8 bar
Hydrogen Purity Required	99.999 %
Hydrogen Max. Consumption	< 16.5 L / min
Start Up Time	< 30 s
Suggested Hybrid LiPo	9S (>100C discharge rated)

## PERFORMANCE CURVES



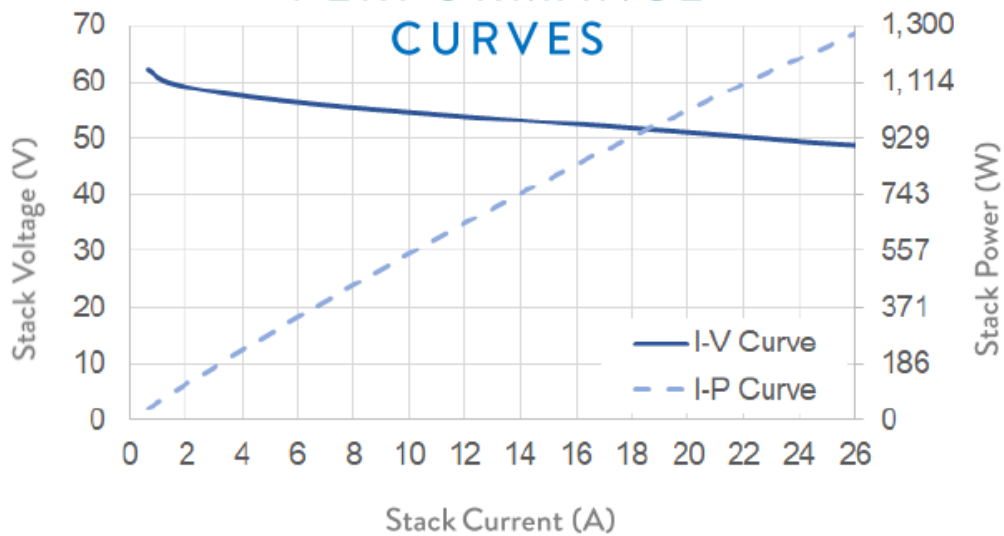
# AEROSTAK 1000-65



## SPECIFICATIONS

Stack Design	65 cells
Stack Rated Power	1000 W
Stack Peak Power	1300 W
Stack Voltage Range	39.0 V – 61.8 V
Stack Current Range	0 – 35 A
Air Input Temperature	0 – 35 °C
Cooling	Air (Integrated fan)
Total FC System Weight	1800 g
FC System Dimensions (With Casing)	194 mm x 127 mm x 193 mm
Hydrogen Input Pressure	0.6 – 0.8 bar
Hydrogen Purity Required	99.999 %
Hydrogen Max. Consumption	< 16.5 L/min
Start Up Time	< 30 s
Suggested Hybrid LiPo	10S (>100C discharge rated)

## PERFORMANCE CURVES



Disclaimer: the information contained in this brochure can change without notice and cannot be considered as contractually binding



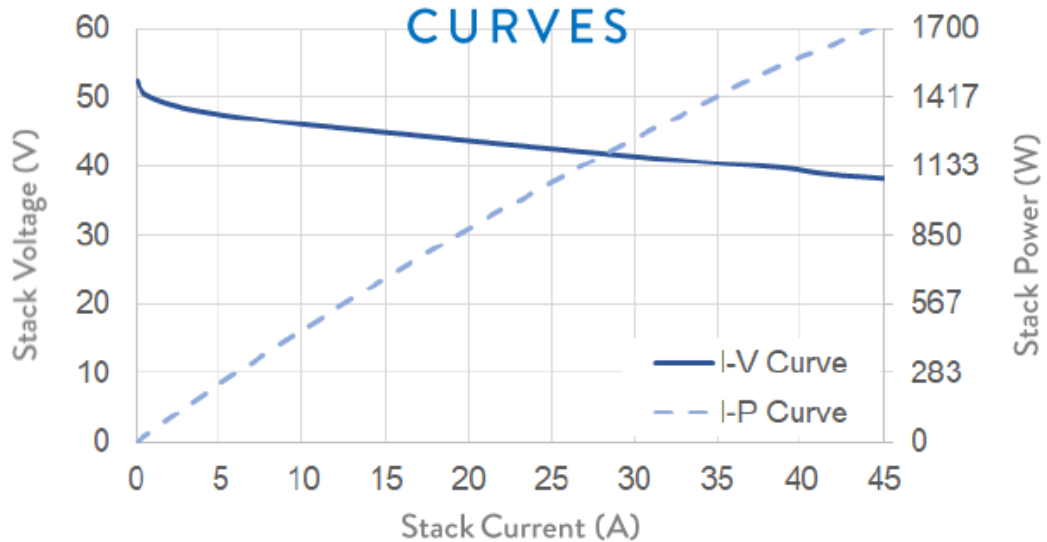
# AEROSTAK 1500



## SPECIFICATIONS

Stack Design	54 cells
Stack Rated Power	1500 W
Stack Peak Power	1700 W
Stack Voltage Range	32.4 V – 51.3 V
Stack Current Range	0 – 45 A
Air Input Temperature	0 – 35 °C
Cooling	Air (Integrated fan)
Total FC System Weight	2800 g
FC System Dimensions (With Casing)	302 mm x 120 mm x 145 mm
Hydrogen Input Pressure	0.6 – 0.8 bar
Hydrogen Purity Required	99.999 %
Hydrogen Max. Consumption	< 26.0 L/min
Start Up Time	< 30 s
Suggested Hybrid LiPo	10S (>100C discharge rated)

## PERFORMANCE CURVES



# AEROSTAK 2000



## SPECIFICATIONS

Stack Design	62 cells
Stack Rated Power	2000 W
Stack Peak Power	2300 W
Stack Voltage Range	37 V – 59.8 V
Stack Current Range	0 – 45 A
Air Input Temperature	0 – 35 °C
Cooling	Air (Integrated fan)
Total FC System Weight	3800 g
FC System Dimensions (With Casing)	330 mm x 160 mm x 200 mm
Hydrogen Input Pressure	0.6 – 0.8 bar
Hydrogen Purity Required	99.999 %
Hydrogen Max. Consumption	< 30.0 L/min
Start Up Time	< 30 s
Suggested Hybrid LiPo	10S (>100C discharge rated)







## **B. Tanques de Hidrógeno**







## Ultra-Light Hydrogen Storage Solutions / Composite Cylinders

**Fully Wrapped Carbon Fiber Reinforced Aluminium-Lined Composite Cylinders**  
**Compatible with HES's ultra-light standard or custom AEROSTAKS**

0.5L	1.1L	1.6L	2L
			
<i>LC 0.5-30 A1</i>	<i>LC 1.1-30 A</i>	<i>LC 1.6 - 20 A1</i>	<i>LC 2.0 - 20 A1</i>
Outside Diameter (mm) ... 61.4 Overall Length (mm) ..... 301 Empty Weight (kg) ..... 0.65 Water Volume (L) ..... 0.5 Testing Pressure (Mpa) ..... 30	Outside Diameter (mm) ... 109 Overall Length (mm) ..... 231 Empty Weight (kg) ..... 1 Water Volume (L) ..... 1.1 Testing Pressure (Mpa) ..... 30	Outside Diameter (mm) ... 111 Overall Length (mm) ..... 268 Empty Weight (kg) ..... 1.1 Water Volume (L) ..... 1.6 Testing Pressure (Mpa) ..... 20	Outside Diameter (mm) ... 130 Overall Length (mm) ..... 253 Empty Weight (kg) ..... 1.48 Water Volume (L) ..... 2 Testing Pressure (Mpa) ..... 20

2.1L	2.17L	2.2L	2.4L
			
<i>LC 2.1 - 20 A1</i>	<i>LC 2.17 - 30 A</i>	<i>LC 2.2 - 20 A1</i>	<i>LC 2.4 - 20 A1</i>
Outside Diameter (mm) .... 108 Overall Length (mm) ..... 368 Empty Weight (kg) ..... 1.3 Water Volume (L) ..... 2.1 Testing Pressure (Mpa) ..... 20	Outside Diameter (mm) .... 109 Overall Length (mm) ..... 376 Empty Weight (kg) ..... 1.7 Water Volume (L) ..... 2.17 Testing Pressure (Mpa) ..... 30	Outside Diameter (mm) .... 130 Overall Length (mm) ..... 270 Empty Weight (kg) ..... 1.51 Water Volume (L) ..... 2.2 Testing Pressure (Mpa) ..... 20	Outside Diameter (mm) .... 130 Overall Length (mm) ..... 288 Empty Weight (kg) ..... 1.54 Water Volume (L) ..... 2.4 Testing Pressure (Mpa) ..... 20

[www.hes.sg](http://www.hes.sg)

HES Energy Systems Pte Ltd  
 CleanTech Two  
 3 Cleantech Loop #06-03  
 Singapore 637143  
 Tel: +65 6230 3949



## **C. Batería ANR26650M1-B**



# TRUE BLUE POWER®

A division of Mid-Continent Instrument Co., Inc.

## Nanophosphate® Lithium-ion Cell

ANR26650M1-B

Distributed by Mid-Continent Instrument Co., Inc.

A123 Systems' high-performance Nanophosphate® lithium-ion technology delivers high power and energy density combined with excellent safety performance and extensive life cycling.



ANR26650M1-B

A123 Systems' Nanophosphate® lithium-ion products have low capacity loss and impedance growth over time, allowing systems to meet end-of-life power and energy requirements with minimal pack oversizing.

Mid-Continent Instruments and Avionics is proud to be the exclusive worldwide distributor of A123's Nanophosphate lithium-ion cells for the aviation industry. The technology provides significant weight savings and cost of ownership advantages over legacy lead-acid designs.

### Technical specifications

DIMENSIONS	26 x 65mm
WEIGHT	76g
POWER	>2,600 W/kg and 5,800 W/L
CAPACITY	2.5Ah (nominal) / 2.3Ah (minimum)
VOLTAGE	3.3V (nominal)
INTERNAL IMPEDANCE	6 (1kHz AC typical, mΩ)
RECOMMENDED STANDARD CHARGE METHOD	2.5V to 3.6V CCCV, 60 min
RECOMMENDED FAST CHARGE CURRENT TO 80% SOC	4C to 3.6V CC, 12 min
MAX. CONTINUOUS DISCHARGE	50A
MAX. PULSE DISCHARGE	120A (10 seconds)
TEMPERATURE	-22° F to 158° F (-30° C to 65° C) Operating
CERTIFICATION	FAA TSO certified units available
DESIGNED AND MANUFACTURED	

[truebluepowerusa.com](http://truebluepowerusa.com)

9400 East 34th Street North  
Wichita, Kansas 67226 USA  
Tel 316.630.0101 800.821.1212  
Fax 316.630.0723  
tbp@mcico.com

### The Nanophosphate® Advantage



Superior power by weight or volume in a cost effective solution



Nanophosphate® is stable chemically, providing the foundation for safe systems



Excellent calendar and cycle life with consistent performance over extended use



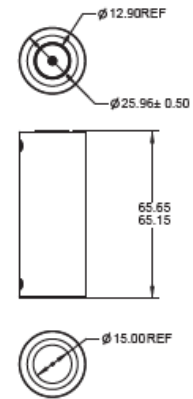
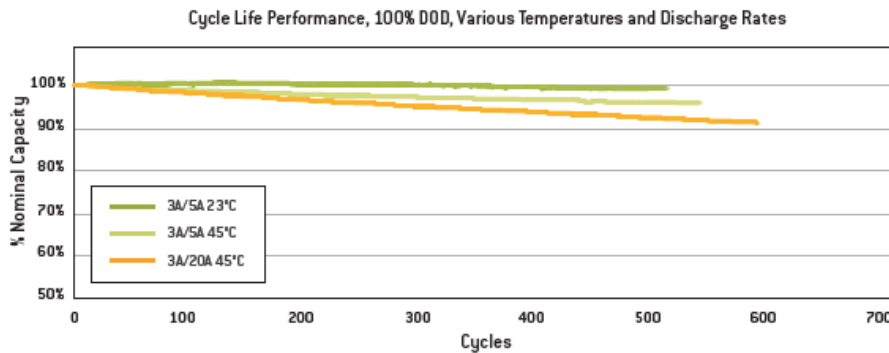
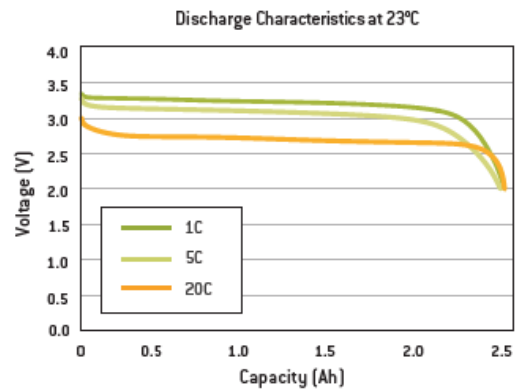
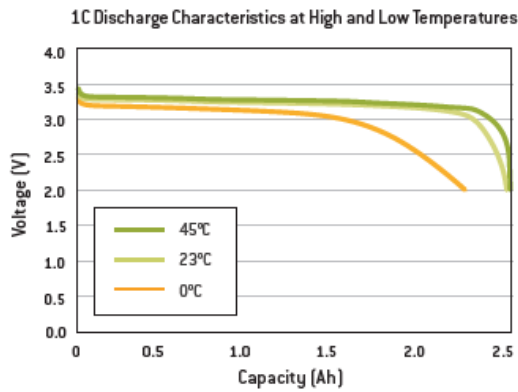
Higher useable energy means greater battery utilization and lower cost

# Nanophosphate<sup>®</sup> Lithium-ion Cell

ANR26650M1-B

Distributed by Mid-Continent Instrument Co., Inc.

Safety begins with chemistry. A123 Systems' Nanophosphate<sup>®</sup> is stable chemically, which provides the foundation for safe systems while meeting the most demanding customer requirements. Multiple layers of protection are employed at the chemistry, cell and system level to achieve an energy storage solution with superior safety and abuse tolerance.



Performance may vary depending on use conditions and application. A123 Systems and Mid-Continent Instruments and Avionics make no warranty explicit or implied with this data sheet. Contents subject to change without notice.



## **D. Códigos de Matlab**



## D.1. Estrategia Heurística

```
function [out]=heuristic(in)
P_dem=in(1);
V_bat=in(2);
SoC=in(3) ;
masa_tanque=in(4);
t=in(5);

P_fc_max=300;

if masa_tanque>0
    if P_dem>1600 %si está aterrizando o despegando

        P_fc=P_fc_max;
        P_bat=P_dem-P_fc_max;
    else
        P_fc=P_dem*0.2;;
        P_bat=P_dem*0.8;;
    end
else
    P_bat=P_dem;
    P_fc=0;
end
u=P_bat/P_dem;

out(1)=P_bat;
out(2)=u;
out(3)=P_fc;

end
```

## D.2. Cálculo del factor de equivalencia

```
function [out]=sdis(in)
%Esta función está creada para calcular los parámetros s_chg y s_dis del
%sistema, que posteriormente nos permitiran aplicar el método ECMS

%Vamos a suponer que la masa de hidrógeno es ilimitada, siendo de esta
%manera aplicable a otros sistemas que admitan llevar más cantidad de
%hidrógeno abordo

P_dem=in(1);
V_bat=in(2);
SoC=in(3) ;
masa_H2=in(4);

P_fc_max=1500;
```

```
% % BATERÍA
%
% out(1)=P_dem;%P_bat
% out(2)=1; %u
% out(3)=0; %P_fc

% MODO HÍBRIDO
u=1;
out(1)=P_dem*u;
out(2)=u;
P_fc=P_dem-P_dem*u;

if P_fc<P_fc_max

    out(3)=P_fc;
else

    out(3)=P_fc_max;
end

% % MODO PILA DE COMBUSTIBLE SIN RECARGA
%
% u=0;
% out(1)=0;
% out(2)=u;
%
% if P_dem<P_fc_max
%
%     out(3)=P_dem;
% else
%
%     out(3)=P_fc_max;
% end
%
% % MODO PILA DE COMBUSTIBLE CON RECARGA
%
% u=-0.7; %u<0
% k=P_dem-P_dem*u; %Potencia demandada total, tanto del ciclo como de la
carga de batería
%
% if k<P_fc_max
%
%     P_fc=k;
%     out(3)=P_fc;
%     P_bat=-k+P_dem;
%     out(1)=P_bat;
%     out(2)=u;
% else
%     P_fc=P_fc_max;
%     P_bat=0;
%     out(1)=P_bat;
%     out(2)=0;
%     out(3)=P_fc;
% end

end
```

### D.3. Estrategia ECMS

```

function [out]= ECMS_Pablo(in)
P_dem=in(1);
V_bat=in(2);
SoC=in(3);%inicial 72.5 ó 67.5
masa_tanque=in(4);
t=in(5);

P_fc_max=2000; % potencia máxima que puede dar la pila 1500
P_fc_min=250; % potencia mínima que puede dar la pila 750

I_max_dis=120; %A
V_max_sist=59.4;%V, limitado por batería

P_max=V_max_sist*I_max_dis+P_fc_max; %Potencia máxima que puede dar el
sistema

SoC_min=0.675; % Estado de carga mínimo que debe quedar en la batería al
terminar la misión
C_max=47.5*3600; %18 celdas de batería, que permiten elevar el voltaje a
59.4V
T_f=2002; %tiempo total de la misión, en s, aumentado en un segundo con
respecto a simulink para evitar errores numéricos

s_dis=0.9447;%0.9318

s=s_dis;

if SoC>2.65 && masa_tanque>0 %¿Están operativas la pila y la batería a la
vez?

    if P_dem>P_max    %¿Se supera la potencia máxima que puede ofrecer
el sistema?

        P_bat=V_max_sist*I_max_dis; %SI
        P_fc=P_fc_max;

    else    %NO

        if SoC/100>SoC_min && P_dem<2500    %¿Disminuye el SoC por
debajo de la condición final?(Linprog falla en caso de que sí, porque el
límite inferior superaría al superior)

            J=[1 s];
            Aeq=[1 1];beq=P_dem;
            lb=[P_fc_min ;0]; ub=[P_fc_max;(SoC/100-
SoC_min)*C_max*V_bat/(T_f-t)]; %NO
            x=linprog(J, [], [], Aeq, beq, lb, ub);
            P_bat=x(2);P_fc=x(1);
        end
    end
end

```

```
else

    J=[1 s];
    Aeq=[1 1];beq=P_dem;
    lb=[P_fc_min ;0]; ub=[P_fc_max;V_max_sist*I_max_dis]; %SI
    x=linprog(J, [], [], Aeq, beq, lb, ub);
    P_bat=x(2);P_fc=x(1);

end

if P_fc>P_fc_max %Saturación (linprog relaja la restricción en
potencia máxima de la pila cuando el sistema no tiene solución, dando
valores por encima de los que se puede demandar a la pila, por eso se
satura)

    P_fc=P_fc_max;

end
end

elseif masa_tanque>0 % ¿Queda hidrógeno?

    if P_dem<P_fc_max %¿Se supera el máximo de la pila?

        P_fc=P_dem; %NO
        P_bat=0;

    else

        P_fc=P_fc_max; %SI
        P_bat=0;

    end

elseif SoC>2.65 % ¿Queda batería?

    if P_dem>V_max_sist*I_max_dis %¿Se supera el máximo de la
batería?

        P_bat=V_max_sist*I_max_dis; %SI
        P_fc=0;

    else

        P_bat=P_dem; %NO
        P_fc=0;

    end

end
```

```
else % Not Energy

    P_bat=0;
    P_fc=0;
    display 'LA ENERGÍA DEL SISTEMA SE HA AGOTADO'
    set_param(gcs, 'SimulationCommand', 'stop')
end

u=P_bat/P_dem; %Parámetro de hibridación
P_ins=P_dem-P_bat-P_fc; %Potencia no satisfecha por el sistema de
energía

out(1)=P_bat;
out(2)=u;
out(3)=P_fc;
out(4)=P_ins;

end
```





## Bibliografía

---

- [1] A. S. Lino Guzzella, *Vehicle Propulsion System, Introduction to modeling and optimization*, Springer, 2013.
- [2] A. Pérez Espinosa de los Monteros y C. d. Bordons Alba, «Control de potencia en vehículos híbridos con pila de combustible,» 2008.
- [3] «Web de estadísticas de la Comisión Europea,» [En línea]. Available: <http://appsso.eurostat.ec.europa.eu/nui/submitViewTableAction.do>.
- [4] «BSA Perspective on Fuel Cell APUs,» [En línea]. Available: [https://www.energy.gov/sites/prod/files/2014/03/f10/aircraft\\_6\\_breit.pdf](https://www.energy.gov/sites/prod/files/2014/03/f10/aircraft_6_breit.pdf).
- [5] B. A. M. D. E. P. T. F. F. a. D. N. M. Thomas H. Bradley, «Energy Management for Fuel Cell Powered HybridElectric Aircraft,» [En línea]. Available: <https://pdfs.semanticscholar.org/a1a0/1faf7981ca5ded64b147ea7f819837337d31.pdf>.
- [6] M. I. L.-A. D. F. I. a. K. A.-H. F. I. Souleman Njoya Motapon, «A Comparative Study of Energy Management Schemes for a Fuel-Cell Hybrid Emergency Power System of More-Electric Aircraft».
- [7] J. R. Parra Vilar y C. d. Bordons Alba, «Integración de Pilas de Combustible para propulsión en una aeronave,» 2017.
- [8] D. Manzano Delgado y J. M. d. Matínez Heredia, «Optimización del acoplamiento entre hélice y motor eléctrico de un UAV VTOL,» 2018.
- [9] G. R. F. I. a. B. S. Cristian Musardo, «A-ECMS: An Adaptive Algorithm for Hybrid,» [En línea]. Available: <http://folk.ntnu.no/skoge/prost/proceedings/cdc-ecc05/pdf/papers/3034.pdf>.
- [10] L. S. Simona Onoril, «On Adaptive-ECMS strategies for hybrid electric,» [En línea]. Available: <https://pdfs.semanticscholar.org/ce75/9fe2d7f330764f62218afd15467051c5c34c.pdf>.
- [11] M. S. y. J. R. Diego Feroldi, «Control de Sistemas Basados en Pilas de Combustible Tipo PEM,» [En línea]. Available: <http://digital.csic.es/bitstream/10261/30326/1/doc1.pdf>.
- [12] AEROSTAK, «Data Sheet Fuel Cell,» [En línea]. Available: [https://docs.wixstatic.com/ugd/c65691\\_7699e151793045e5b91fad3408a1b7e.pdf](https://docs.wixstatic.com/ugd/c65691_7699e151793045e5b91fad3408a1b7e.pdf).

- [13] Headway. [En línea]. Available: <https://www.akkuennergiesysteme.de/app/download/10744527/Headway+38120HP+specifications.pdf>.
- [14] L. Eagle Picher Technologies. [En línea]. Available: [https://www.eaglepicher.com/sites/default/files/Data%20Sheet%20Catalog\\_Part2\\_Part5.pdf](https://www.eaglepicher.com/sites/default/files/Data%20Sheet%20Catalog_Part2_Part5.pdf).
- [15] Á. Cano Rodríguez y M. Á. Ridaó Carlini, «Modelado y control para gestión de potencia en vehículos híbridos,» 2015.
- [16] «Mathworks,» [En línea]. Available: <https://es.mathworks.com/help/optim/ug/linprog.html>.
- [17] I. Mid-Continent Instrument Co., «True Blue Power USA,» [En línea]. Available: [https://www.truebluepowerusa.com/pdfs/ANR26650M1-B\\_ProductFlier.pdf](https://www.truebluepowerusa.com/pdfs/ANR26650M1-B_ProductFlier.pdf).
- [18] O. S. a. L. Guzzella, «A Generic Dynamic Programming Matlab Function,» [En línea]. Available: <https://clever.empa.ch/members/rock/Publikationen/Ref6.pdf>.
- [19] L. G. Olle Sundström, «Matlab Code Dynamic Programming,» [En línea]. Available: <http://www.idsc.ethz.ch/research-guzzella-onder/downloads.html>.

