

Trabajo Fin de Grado

Grado en Ingeniería de las Tecnologías Industriales

Modelado y simulación de un controlador para el sistema de propulsión híbrido hidrógeno-baterías para una aeronave no tripulada

Autor: Ismael Álvarez Gómez

Tutor: Carlos Bordons Alba

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

Sevilla, 2024



Trabajo Fin de Grado
Ingeniería Industrial

Modelado y simulación de un controlador para el sistema de propulsión híbrido hidrógeno-baterías para una aeronave no tripulada

Autor:
Ismael Álvarez Gómez

Tutor:
Carlos Bordons Alba
Catedrático de Universidad

Dpto. Ingeniería de Sistemas y Automática
Escuela Técnica Superior de Ingeniería
Universidad de Sevilla
Sevilla, 2024

Proyecto Fin de Carrera: Modelado y simulación de un controlador para el sistema de propulsión híbrido hidrógeno-baterías para una aeronave no tripulada

Autor: Ismael Álvarez Gómez

Tutor: Carlos Bordons Alba

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

Presidente:

Vocal/es:

Secretario:

Acuerdan otorgarle la calificación de:

El Secretario del Tribunal

Fecha:

Agradecimientos

El trabajo duro, se premia con grandes logros como este. No ha sido fácil, pero se ha conseguido. Agradecido por la educación que he obtenido en mi infancia y por nunca perder el norte de donde vengo, que a pesar de obtener una carrera en ingeniería siempre valoraré todo lo que mis padres han luchado para llegar hasta donde estoy.

También agradecer la compañía de mis fieles amigos, Asun y Alfonso, por perdurar, persistir y avanzar durante todo este tiempo, sois unos de los grandes pilares que me componen, gracias de todo corazón.

Le dedico este trabajo, a mis padres, mis hermanos, familia y amigos, por nunca perder la esperanza en mí y por apoyarme hasta cuando ni yo mismo lo hacía.

Ismael Álvarez Gómez

Grado en Ingeniería de las Tecnologías Industriales

Sevilla, 2024

Resumen

El objetivo principal de este proyecto es el diseño de un sistema de gestión de energía basado en Control Predictivo para el sistema de propulsión híbrido de una aeronave. Este trabajo sigue la línea abierta por los trabajos fin de grado de J. R. Parra en [7] o el de J. A. Quintana descrito en [13].

El control MPC basado en espacios de estados es una estrategia efectiva para gestionar sistemas complejos como aeronaves híbridas que combinan pilas de combustible y baterías, como este caso. Este enfoque utiliza modelos matemáticos detallados del sistema y predicciones futuras para optimizar el control en tiempo real. Para una aeronave con esta configuración, el MPC puede optimizar la distribución de potencias entre la pila y la batería para maximizar la eficiencia y el rendimiento.

Al anticipar las demandas de energía (en caso de conocerse a priori), el MPC puede ajustar dinámicamente las acciones de control para mantener el funcionamiento óptimo del sistema. Esto resulta crucial en aplicaciones aeroespaciales, donde la eficiencia energética y la estabilidad son fundamentales para el rendimiento y la seguridad de la aeronave.

Además de esto, también ofrece la ventaja de incorporar restricciones en el sistema que tienen en cuenta las limitaciones físicas de los dispositivos, algo muy importante para la pila de combustible, puesto que no puede saldar grandes picos de potencia, siendo la batería la que los despache.

Abstract

The main objective of this project is the design of an energy management system based on Predictive Control for the hybrid propulsion system based of an aircraft. This work follows the line opened by the final degree works of J. R. Parra in [7] or that of J. A. Quintana described in [13].

State-space MPC control is an effective strategy for managing complex systems such as hybrid aircraft that combine fuel cells and batteries, such as this one. This approach uses detailed mathematical system models and future predictions to optimize real-time control. For an aircraft with this configuration, the MPC can optimize power distribution between the fuel cell and the battery to maximize efficiency and performance.

By anticipating energy demands, the MPC can dynamically adjust control actions to maintain optimal system performance. This is crucial in aerospace applications, where energy efficiency and stability are critical to aircraft performance and safety.

In addition, it also offers the advantage of incorporating restrictions in the system that take into account the physical limitations of the devices, something very important for the fuel cell, since it can't discharge large power peaks, being the battery that dispatches them.

Índice abreviado

Agradecimientos	vii
Resumen	ix
Abstract	xi
Índice abreviado	xiii
Índice	xvi
Índice de Tablas	xix
Índice de Figuras	xxi
Notación	xxiv
1 Introducción	1
1.1 Motivación	1
1.2 Contexto	2
1.3 Objetivos.....	2
2 Estado del arte	5
2.1 Pilas de combustible	5
2.2 Baterías.....	10
2.3 Células fotovoltaicas.....	16
2.4 Concepto de hibridación.....	17
2.5 Sistemas de hidrógeno para aeronaves pequeñas.....	17
2.6 Método de control de la hibridación	18
3 Descripción del Sistema y modelado en Simulink	21
3.1 Introducción	21
3.2 Equipos a implementar en la aeronave	21
3.3 Vista general del entorno de la simulación.....	31
4 Sistema de Control basado en MPC	35
4.1 Patrón de los MPC	35
4.2 Metodología. Espacios de estado	37
4.3 Perturbaciones	39
4.4 Restricciones.....	40
5 Diseño del Controlador	43
5.1 Sistema de control	43
5.2 Modelado del sistema	44
5.3 Desarrollo matemático.....	46
6 Implementación del control en Matlab®	52
6.1 Actualización de las entradas al controlador.....	53
6.2 Función de coste y pesos	53
6.3 Restricciones del modelo.....	54
6.4 Optimización	55
6.5 Actualización de potencias.....	55

7	Simulación y análisis del comportamiento del sistema	57
7.1	<i>Perfiles de vuelo impuestos</i>	57
7.2	<i>Simulación 1: Irradiancia de Verano y perfil sintético.....</i>	58
7.3	<i>Simulación 2: Irradiancia de Verano y perfil escalado.....</i>	61
7.4	<i>Simulación 3: Irradiancia de invierno y perfil sintético</i>	64
7.5	<i>Simulación 4: Irradiancia de invierno y perfil escalado.....</i>	67
8	Conclusión y líneas futuras	71
8.1	<i>Comportamiento de la aeronave ante control predictivo</i>	71
8.2	<i>Líneas futuras</i>	71
	Apéndice 1: Códigos desarrollados	74
A.	<i>Código del controlador.....</i>	74
B.	<i>Código del cálculo del factor de comprensibilidad del tanque.....</i>	81
C.	<i>Código para cargar los datos necesarios para el control</i>	82
	Apéndice 2: Panel solar elegido	86
A.	<i>Panel solar PS-100-F6ME Pure PV Leader</i>	86
	Bibliografía	88

Índice

Agradecimientos	vii
Resumen	ix
Abstract	xi
Índice abreviado	xiii
Índice	xvi
Índice de Tablas	xix
Índice de Figuras	xxi
Notación	xxiv
1 Introducción	1
1.1 Motivación	1
1.2 Contexto	2
1.3 Objetivos	2
2 Estado del arte	5
2.1 Pilas de combustible	5
2.1.1 Componentes de una pila de combustible	5
2.1.2 Diferentes tipos de pilas de combustible en el mercado actual	6
2.1.2.1 Pilas de combustible de baja temperatura	7
2.1.2.2 Pilas de combustible de alta temperatura	7
2.1.2.3 Contraste de las pilas planteadas	8
2.2 Baterías	10
2.2.1 Baterías de Litio	10
2.2.2 Baterías de magnesio	11
2.2.3 Comparativa entre las baterías de magnesio y litio	14
2.3 Células fotovoltaicas	16
2.4 Concepto de hibridación	17
2.5 Sistemas de hidrógeno para aeronaves pequeñas	17
2.6 Método de control de la hibridación	18
2.6.1 Control ECMS	18
2.6.2 Control MPC. Modelo de espacios de estados	18
3 Descripción del Sistema y modelado en Simulink	21
3.1 Introducción	21
3.2 Equipos a implementar en la aeronave	21
3.2.1 Panel fotovoltaico	21
3.2.2 Batería	24
3.2.3 Pila de combustible	26
3.2.4 Tanque de almacenamiento de hidrogeno a presión	28
3.3 Vista general del entorno de la simulación.	31
4 Sistema de Control basado en MPC	35
4.1 Patrón de los MPC	35
4.2 Metodología. Espacios de estado	37

4.3	<i>Perturbaciones</i>	39
4.4	<i>Restricciones</i>	40
5	Diseño del Controlador	43
5.1	<i>Sistema de control</i>	43
5.2	<i>Modelado del sistema</i>	44
5.3	<i>Desarrollo matemático</i>	46
5.3.1	<i>Cambio de variables</i>	46
5.3.2	<i>Función de coste</i>	47
5.3.3	<i>Restricciones</i>	49
6	Implementación del control en Matlab®	52
6.1	<i>Actualización de las entradas al controlador</i>	53
6.2	<i>Función de coste y pesos</i>	53
6.3	<i>Restricciones del modelo</i>	54
6.4	<i>Optimización</i>	55
6.5	<i>Actualización de potencias</i>	55
7	Simulación y análisis del comportamiento del sistema	57
7.1	<i>Perfiles de vuelo impuestos</i>	57
7.2	<i>Simulación 1: Irradiancia de Verano y perfil sintético</i>	58
7.3	<i>Simulación 2: Irradiancia de Verano y perfil escalado</i>	61
7.4	<i>Simulación 3: Irradiancia de invierno y perfil sintético</i>	64
7.5	<i>Simulación 4: Irradiancia de invierno y perfil escalado</i>	67
8	Conclusión y líneas futuras	71
8.1	<i>Comportamiento de la aeronave ante control predictivo</i>	71
8.2	<i>Líneas futuras</i>	71
	Apéndice 1: Códigos desarrollados	74
A.	<i>Código del controlador</i>	74
B.	<i>Código del cálculo del factor de compresibilidad del tanque</i>	81
C.	<i>Código para cargar los datos necesarios para el control</i>	82
	Apéndice 2: Panel solar elegido	86
A.	<i>Panel solar PS-100-F6ME Pure PV Leader</i>	86
	Bibliografía	88

ÍNDICE DE TABLAS

Tabla 2-1: Principales parámetros de cada una de las tecnologías de pilas de combustible y sus principales aplicaciones comerciales. Extraído de [2,6].	8
Tabla 2-2: Esquema general de la batería con electrolito de hexafluorofosfato de litio. Elaboración propia en el proyecto EMAGIC [3].	11
Tabla 2-3: Esquema general de la batería con electrolito de base de magensio. Elaboración propia en el proyecto EMAGIC [3].	13
Tabla 2-4: Datos electrónicos para la batería de magensio. Extraído de [3].	13
Tabla 2-5: Parámetros de medida del impacto medio ambiental del programa SimaPro con Recipe Midpoint (E). Elaboración propia del proyecto EMAGIC [3].	15
Tabla 3-1: Potencia extraída del panel en función de la irradiancia seleccionada.	24
Tabla 5-1: Potencias involucradas en el control.	43
Tabla 5-2: Parámetros del modelo.	45
Tabla 6-1: Pesos de la función de coste.	54
Tabla 6-2: Resumen de las restricciones del sistema.	55

ÍNDICE DE FIGURAS

Figura 2-1: Esquema de funcionamiento de una pila de combustible con un conductor aniónico (a) y un conductor protónico (b). Extraído de [2].	6
Figura 2-2: Esquema de los componentes de un típico apilamiento o <i>stack</i> de una pila de combustible. Extraído de [2].	6
Figura 2-3: Modo de operación y rango de temperaturas de las distintas pilas. Extraído de [2].	9
Figura 2-4: PFD de un sistema típico basado en pila de combustible tipo PEM. Extraído de [1].	9
Figura 2-5: Diagrama de flujo de los componentes de la batería de magnesio. Extraída de [3].	12
Figura 2-6: Componentes de la batería de magnesio con $T=2.3\text{mm}$, $W=229\text{mm}$, $h=237\text{mm}$. Extraído de [3].	14
Figura 2-7: Comparativa entre porcentajes de ambas baterías. Elaboración propia en el proyecto EMAGIC [3].	16
Figura 3-1: Perfil de irradiancia en Sevilla para 21 de junio de 2020. Elaboración propia.	22
Figura 3-2: Perfil de irradiancia en Sevilla para 21 de diciembre de 2020. Elaboración propia.	22
Figura 3-3: Disposición del bloque de paneles solares. Nivel de subsistema. Extraído de [7].	23
Figura 3-4: Parámetros de la configuración del panel. Elaboración propia. Pueden verse las características en el Apéndice 2: Panel solar elegido, donde se detalla el perfil escogido.	23
Figura 3-5: Curvas características para el módulo del panel solar. Extraído de Simulink.	24
Figura 3-6: Batería LiFe 6S 2300mAh. Extraído de [13].	25
Figura 3-7: Modelo de batería empleado para la simulación. Extraído de Simulink.	25
Figura 3-8: Parámetros introducidos en la batería para la simulación. Extraído de Simulink.	26
Figura 3-9: Pila Protium-300. Extraído de [16].	26
Figura 3-10: Características Protium-300. Extraído de [16].	27
Figura 3-11: Modelo de la pila empleado para la simulación. Extraído de Simulink.	28
Figura 3-12: Parámetros introducidos en la pila para la simulación. Extraído de Simulink.	28
Figura 3-13: Función para el cálculo del factor de compresibilidad del hidrógeno. Extraído de [19].	30
Figura 3-14: Vista general del diagrama de bloques del tanque de hidrógeno. Extraído de Simulink.	30
Figura 3-15: Diagrama de bloques del tanque de hidrógeno a modo de sub-sistema. Elaboración propia y de [19].	31
Figura 3-16: Vista general del entorno de la simulación. Elaboración propia.	32
Figura 4-1: Estrategia de control MPC. Extraído de [4].	36
Figura 5-1: Flujo de potencias de la aeronave. Elaboración propia.	44
Figura 6-1: Algoritmo del controlador implementado. Extraído de [15].	52
Figura 7-1: Perfiles de vuelo. Elaboración propia.	57
Figura 7-2: Potencias suministradas por la batería y pila para la simulación 1. Elaboración propia.	58

Figura 7-3: Potencia suministrada por los paneles solares en verano. Elaboración propia.	59
Figura 7-4: SOC y LOH para la primera simulación. Elaboración propia.	59
Figura 7-5: Potencia de balance y presión en el tanque de hidrógeno para la simulación 1. Elaboración propia.	60
Figura 7-6: Potencias suministradas por la batería y pila para la simulación 2. Elaboración propia.	61
Figura 7-7: Potencia suministrada por los paneles solares en verano. Elaboración propia.	62
Figura 7-8: SOC y LOH para la segunda simulación. Elaboración propia.....	62
Figura 7-9: Potencia de balance y presión en el tanque de hidrógeno para la simulación 2. Elaboración propia.	63
Figura 7-10: Potencias suministradas por la batería y pila para la simulación 3. Elaboración propia.	64
Figura 7-11: Potencia suministrada por los paneles solares en invierno. Elaboración propia.....	65
Figura 7-12: SOC y LOH para la tercera simulación. Elaboración propia.	65
Figura 7-13: Potencia de balance y presión en el tanque de hidrógeno para la simulación 3. Elaboración propia.	66
Figura 7-14: Potencias suministradas por la batería y pila para la simulación 4. Elaboración propia.	67
Figura 7-15: Potencia suministrada por los paneles solares en invierno. Elaboración propia.....	68
Figura 7-16: SOC y LOH para la cuarta simulación. Elaboración propia.	68
Figura 7-17: Potencia de balance y presión en el tanque de hidrógeno para la simulación 4. Elaboración propia.	69

Notación

UAV	Unmanned Aerial Vehicle (Vehículo aéreo no tripulado)
SOC	State of Charge (Estado/Nivel de carga de una batería)
AFC	Alkaline Fuel Cell (Pila de combustible alcalina)
PEM	Potronic Electrolyte Membrane (Pilas de combustible de membrana de intercambio protónico)
PAFC	Phosphoric Acid Fuel Cell (Pilas de combustible de ácido fosfórico)
CO	Monóxido de carbono
SOFC	Solid Oxide Fuel Cell (Pilas de combustible de óxido sólido)
MCFC	Molten Carbonate Fuel Cell (Pilas de combustible de carbonatos fundidos)
LiPF ₆	Hexafluorofostato de litio
PFD	Process Flow Diagram (Diagrama de flujo de proceso)
DMFC	Direct Methanol Fuel Cell (Pila de combustible de metanol directo)
ECMS	Equivalent Consumption Minimization Strategy (Estrategia de minimización de consumo equivalente)
MPC	Model Predictive Control (Sistema de control preventivo)
$E_{ech}(t_f)$	Energía que aporta o recibe la batería en el momento final de la misión
LQR	Linear Quadratic Regulator (Regulador Cuadrático Lineal)
P_{neta}	Potencia neta del sistema (W)
P_{bat}	Potencia de salida de la batería (W)
P_{fc}	Potencia de salida de la pila de combustible (W)
P_{pv}	Potencia de los paneles solares (W)
P_{dem}	Potencia demandada por el sistema (W)
P_{load}	Potencia que consumen los componentes electrónicos (W)
$P_{balance}$	Potencia de balance del sistema (W)

1 INTRODUCCIÓN

1.1 Motivación

La generación de energía a través de fuentes renovables es una alternativa muy demandada actualmente, ya que se quiere lograr la generación de la misma de una forma más limpia y eficiente. Las energías renovables se encuentran en una amplia gama de sectores y actividades, entre los que se caracterizan: la generación de electricidad, transportes, calefacción, etc, cuyo principal cometido es la de sustituir a los combustibles fósiles y reducir los gases de efecto invernadero y otros contaminantes atmosféricos.

Se relaciona el concepto de energía renovable con el denominado hidrógeno verde. El hidrógeno es el elemento más simple y abundante del universo. En el planeta Tierra, de lo contrario a lo que se espera, no se encuentra apenas de forma libre, sino formando compuestos como por ejemplo el agua. Es por ello por lo que se necesita desarrollar tecnología capaz de separar dichos compuestos logrando una eficiencia en el proceso. Entre sus características, destaca un elevado valor de densidad energética, mucho más que los combustibles tradicionales. Sin embargo, es un gas muy ligero, con una densidad de 0.09 kg/m^3 , lo que no le permite almacenar una cantidad másica importante en un volumen razonable. Todo esto, se aúna en que posee una gran densidad energética en masa y una pequeña densidad energética en volumen.

Cuando se llena el depósito de combustible de un vehículo de hidrógeno, se hace en base a la presurización del gas, lo que implica disponer de una cantidad significativa de combustible almacenado, y por lo tanto de mayor autonomía. Es por ello por lo que se recurrirá en este caso, si se atiende a una hibridación entre electricidad e hidrógeno, a priorizar la generación de energía eléctrica mediante energía renovable antes que usar la generación de energía proveniente del hidrógeno, si lo que se quiere lograr es una mayor eficiencia del proceso.

Aunque las propiedades fisicoquímicas del hidrógeno no sean las ideales para ser incorporado de forma directa y masiva, los beneficios potenciales son lo suficientemente importantes como para considerar un papel significativo en la cadena de valor, siempre que se tomen las medidas pertinentes. Algunas de sus ventajas son:

- Es uno de los combustibles que no genera CO_2 durante su utilización, ya que su combinación con oxígeno únicamente produce agua.
- Es un combustible renovable.
- Se puede almacenar como gas presurizado o como líquido.
- No es un compuesto tóxico.

Así como pros, también se presentan contras como: presentar elevados coeficientes de difusión aumentando el riesgo de fugas, debilitar los materiales de la instalación, es un compuesto altamente inflamable, aunque no presenta un problema en sí debido a su flotabilidad y difusividad que facilitan la alta dispersión en el aire.

En comparación con los combustibles fósiles o las energías solar, eólica, hidráulica, no se considera una fuente de energía primaria, sino un vector energético (es un medio para almacenar y transportar energía). Este concepto, se asemeja con la electricidad, pues tampoco se considera una energía primaria pero sí un vector energético. Ambos son versátiles y se pueden usar en múltiples aplicaciones, su utilización no genera gases de efecto invernadero, óxidos de azufre, óxidos de nitrógeno (en el caso de usarse con una pila de combustible), entre otros.

De entre todas las formas de obtención de hidrógeno, bien sea mediante hidrocarburos (aunque esta opción sí que genera dióxido de carbono), mediante biomasa (emisiones cero) o mediante agua, es pues esta última, la única fuente de hidrógeno inagotable y libre de emisiones.

Se le da importancia al concepto Power-to-Gas (o electricidad a gas), aplicado sólo al hidrógeno verde, que permite conectar de forma eficiente y reversible, las dos redes principales de distribución de energía: la eléctrica y la gasista. De este modo se puede almacenar la energía del sol, del viento, o de otras fuentes en forma de hidrógeno y consumirlo cuando se precise [1].

Hay una necesidad de centrarse en reducir el proceso y los costes de producción e incrementar la eficiencia y durabilidad de los componentes del sistema, para así lograr reducciones considerables y optar por una viabilidad del proceso de energía [2].

En este contexto, es de relativa impotencia la generación de energía a través de una hibridación entre la energía eléctrica que crea una célula fotovoltaica y la energía eléctrica que crea una pila de combustible, a través de una oxidación de un flujo entrante de hidrógeno. La energía eléctrica solar, se almacenará en una batería para lograr una mayor eficiencia del proceso y así lograr un uso adecuado de la misma. La batería usada en el proceso se puede ver como un sistema intermedio que permite el transporte de un vector energético, la electricidad.

Al tema de generación de gases nocivos al medio, se le suma la producción de la batería, así como la obtención de las materias primas que la componen, generación y desecho, además de que también componen un proceso de transición entre los combustibles fósiles y la energía renovable.

Con esto, se pretende buscar una alternativa a las baterías actuales, ión-litio, por otras que conlleven una mejor alternativa a las actuales en términos de capacidad de almacenamiento, potencia, seguridad y costes. Las baterías de magnesio son una gran alternativa ya que presentan ser menos perjudiciales para el medio ambiente, además de que, en comparación con los recursos existentes en el planeta, la cantidad de litio en la corteza terrestre disminuye a pasos agigantados con el avance de la tecnología [3].

1.2 Contexto

La idea detrás de este proyecto contempla implementar estos sistemas de generación de potencia en una aeronave de carácter autónomo (UAV).

Lo ideal sería conseguir una hibridación del proceso mediante plantas de potencia basadas en baterías junto con pilas de combustible, pues permite duplicar la energía por unidad de peso introducido. Partiendo de esta idea, se planteará el desarrollo de esta planta limitada al sistema de una aeronave no tripulada, junto con técnicas de control para la hibridación del proceso de energía.

En cuanto al algoritmo de control, podemos establecer similitudes entre el sistema de potencia de la aeronave con una microrred, ya que tiene como objetivo equilibrar la generación y la demanda mediante el almacenamiento o la red externa. Esto también es conocido como distribución o despacho de energía, cuyo propósito es la de impulsar energía para suministrar cargas locales en la red [4].

1.3 Objetivos

Se pretende abordar el estudio de una planta de potencia de un UAV, para posteriormente ser implementado a escala, compuesto por un sistema híbrido de baterías y pilas de combustible. Es por ello por lo que se realizará una simulación de la planta de potencia para optimización del proceso mediante la herramienta Simulink de MATLAB.

Todo ello, para lograr un buen funcionamiento del sistema y cumplir las especificaciones de suministro y almacenamiento de hidrógeno, tensiones e intensidad generadas por los sistemas de potencia, aprovechamiento de energía y un algoritmo de control óptimo. Se pretende por tanto elevar la importancia de los dispositivos de hidrógeno a fuentes principales de energía a la altura de las baterías dentro de un sistema híbrido.

En cuanto al algoritmo de control, se quiere implementar un control predictivo del proceso basado en espacios de estados atendiendo a las limitaciones y requerimientos del sistema. Para lograr esto, el proceso de control se ceñirá al manejo de la potencia demandada por el sistema a satisfacer por la potencia que genera la pila de combustible y la batería, siendo útiles para el control el SOC de la batería y la disponibilidad de hidrógeno en el sistema.

Se abre un pequeño paréntesis a lo anteriormente hablado, para abordar una pequeña sección dedicada a las baterías actuales y cómo pueden ser reemplazadas. Como se habla en la introducción, una buena opción sería la de sustituirlas por baterías basadas en una base de magnesio, es decir, que contiene un electrolito cuyo principal componente es el magnesio y no el litio. Se hablará sobre la viabilidad de este nuevo sistema de almacenamiento y su impacto en el medio ambiente, en comparación con las baterías actuales de litio [3].

Para finalizar, será necesario demostrar la viabilidad de que el sistema de potencia y el algoritmo de control son capaces de cumplir unas misiones de vuelo exigidas, analizándose mejoras y soluciones a los problemas que se puedan generar.

2 ESTADO DEL ARTE

En este capítulo se hablará sobre las diferentes pilas de combustible que hay en el mercado y cuál es la elegida para llevar a cabo el proyecto (sección 2.1). Seguidamente, sobre la comparación entre las baterías actuales de ión-litio y su posible reemplazo sobre las basadas en la tecnología de bases de magnesio, haciendo un breve énfasis sobre el ciclo de vida de ambas baterías que realicé durante el periodo de pruebas en la empresa ABENGOA para el proyecto EMAGIC (Sección 2.2) [3]. Finalmente, se hará un pequeño énfasis en las células solares (sección 2.3), se explicará el concepto de hibridación entre las distintas formas de generación de energía detalladas en las secciones anteriores además de las pilas más usualmente usadas para distintos tipos de aeronaves pequeñas (sección 2.4 y 2.5) y los algoritmos de control ECMS (estrategia de minimización de consumo equivalente), usados en otros proyectos preliminares y el control actual que se implementará, el MPC (Sección 2.6).

2.1 Pilas de combustible

En relación a las tecnologías disponibles, las pilas de combustible constituyen unas de las de más alta eficiencia. Si se atiende a la generación de potencia eléctrica utilizando hidrógeno, por su vía electroquímica, se basa en el uso de unidades llamadas pilas de combustible [2].

Una pila de combustible es un dispositivo que permite generar electricidad a partir de la energía química del hidrógeno y el oxígeno sin que exista ningún tipo de combustión. En lugar de ello, lo que se produce es la reacción de oxidación del hidrógeno, la cual presenta eficiencias mucho más elevadas que la combustión. Las moléculas de hidrógeno con las que se alimenta la pila de combustible, reaccionan con los átomos de oxígeno para formar agua. En este proceso electroquímico, que se presentará a continuación, se liberan electrones que son colectados por un circuito externo y utilizados como corriente eléctrica [2].

Las reacciones involucradas en el proceso entre ánodo y cátodo son:



Para valorar estos procesos conviene recordar que la capacidad energética asociada se define mediante el valor calorífico neto, es decir, la cantidad de calor liberado al quemar una cantidad específica (inicialmente a 25°C) y devolver la temperatura de los productos de combustión a 150°C, lo que supone que no se recupera el calor latente de vaporización del agua en los productos de reacción. Para el hidrógeno, es decir, 119.96 MJ/kg que corresponde a 1.23eV por átomo. Alternativamente, se utiliza el mayor valor calorífico superior, definido como la cantidad de calor liberado por una cantidad específica (inicialmente a 25°C) una vez quemada y los productos han vuelto a una temperatura de 25°C, que tiene en cuenta el calor latente de vaporización del agua en los productos de combustión. Su valor en el caso del hidrógeno es 141.88 MJ/kg que corresponde con 1.45eV por átomo [2].

2.1.1 Componentes de una pila de combustible

La mayor parte de pilas de combustible presentan la misma tecnología, una celda electroquímica. Esta celda está formada por dos electrodos, ánodo (polo positivo) y cátodo (polo negativo), separados por un electrolito que puede presentarse en estado líquido o sólido. El combustible, hidrógeno o mezcla, se suministra al ánodo,

donde ocurre la reacción de oxidación, mientras que el oxígeno (normalmente en estado gaseoso) se suministra al cátodo, donde ocurre la reacción de reducción. El flujo de electrones que se origina es lo que produce la corriente eléctrica. Entre estos dos electrodos se encuentra el electrolito, un aislante electrónico que permite el transporte de iones óxido o protones, u otras especies iónicas que los contengan (ver figura 2-1).

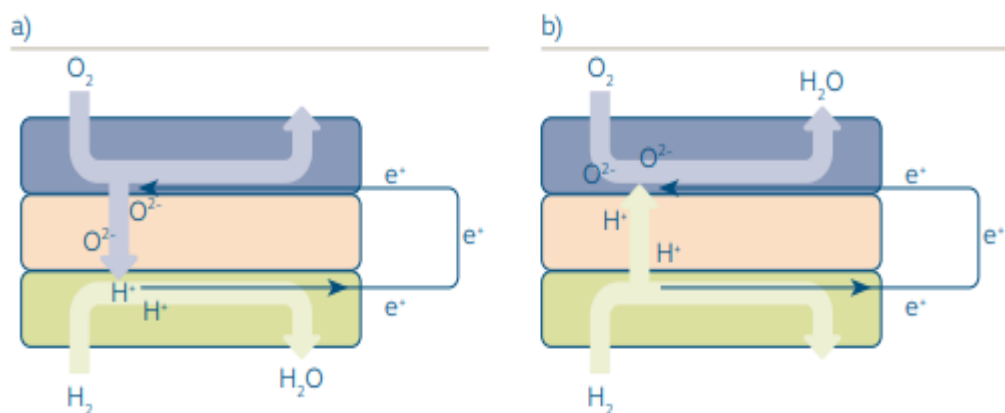


Figura 2-1: Esquema de funcionamiento de una pila de combustible con un conductor aniónico (a) y un conductor protónico (b). Extraído de [2].

Al igual que sucede con las baterías, las celdas individuales se apilan en los llamados *stacks* (ver figura 2-2) que ofrecen mayores voltajes y potencias, y que se adaptan a la aplicación deseada. Para realizar dicho apilamiento, se requiere el uso de placas bipolares o interconectores, que conectan eléctricamente en serie las celdas, y que separan, con ayuda de un sello, los flujos de gases que se dirigen a las cámaras catódica y anódica. Para ello, los interconectores deben presentar buenas conductividades eléctricas, una buena estabilidad bajo las atmósferas oxidante y reductora de las dos cámaras (anódica y catódica), y ser estancos a los gases, además de tener propiedades mecánicas para adaptarse a las dilataciones del resto de los componentes de la celda [2].

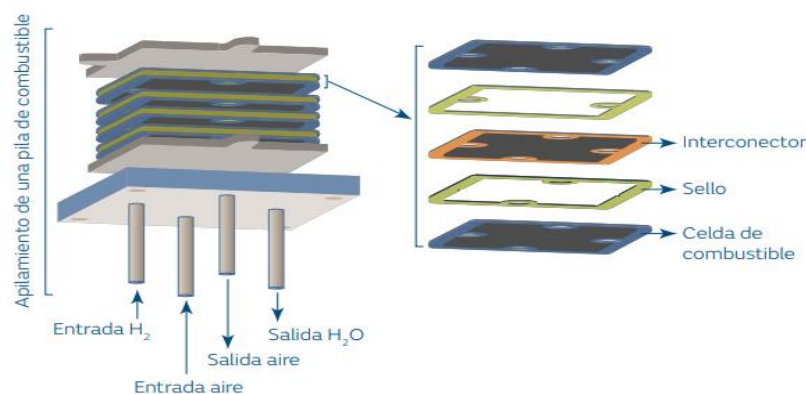


Figura 2-2: Esquema de los componentes de un típico apilamiento o *stack* de una pila de combustible. Extraído de [2].

2.1.2 Diferentes tipos de pilas de combustible en el mercado actual

Las pilas de combustible se suelen agrupar por el tipo de electrolito que utilizan, y además caracterizadas por la temperatura de funcionamiento, el tipo de combustible (en este caso solo se hará referencia a las que puedan trabajar exclusivamente con hidrógeno). Según su temperatura de funcionamiento, se pueden dividir en pilas de baja temperatura y en pilas de alta temperatura.

2.1.2.1 Pilas de combustible de baja temperatura

Son tres tipos de pilas las que se detallarán y se asociarán para bajas temperaturas de operación:

AFC: Las pilas de combustible alcalinas se desarrollaron inicialmente en los años 50 del siglo XX. Su desarrollo las llevó a ser las escogidas para proporcionar energía auxiliar y agua en el programa Apolo. Aunque pueden trabajar a un rango de temperatura entre los 65-250°C, su temperatura de operación se centra entre los 150°C-200°C. En estas temperaturas pueden alcanzar sus máximas eficiencias que pueden llegar al 70%, lo cual depende básicamente de las partículas de platino depositadas como centros activos en unos de los electrodos [2].

Utilizan como electrolito una disolución alcalina de una composición en peso entre el 35-40% de hidróxido de potasio (KOH), donde la conducción se produce por iones OH^- . Este puede a su vez encontrarse contenido en una matriz (aplicaciones espaciales) o bien en recirculación, actuando en este caso como refrigerante y transportando el agua fuera del sistema en el caso de funcionamiento inverso. Los electrodos están separados por una membrana de amianto en ambos casos, estando éste absorbido en las paredes en el caso de aplicaciones estáticas. [5,6].

Deben usar H_2 muy puro como combustible para no contaminar el electrolito. Por ello su uso está restringido a misiones espaciales u otras aplicaciones especiales [5].

PEM: Las pilas de combustible de membrana de intercambio protónico son conocidas también como pilas poliméricas dado que se basan en el uso de un electrolito de polímero, normalmente en capa fina. Aunque su desarrollo empezó también alrededor del año 1955, no fue hasta la aparición del NafionTM por DuPont en 1970, que empezó su penetración al mercado, permitiendo una reducción importante de platino en los electrodos [2].

Su temperatura de operación se encuentra entre 40°C-80°C [5].

Las pilas de combustible de polímeros sólidos utilizan una membrana de polímeros con un componente ácido como electrolito. Esta membrana permite el paso de iones hidrógeno a través de ella, impidiendo el paso de electrones, pero también separa el combustible y los gases oxidantes. Requiere de una hidratación con el fin de operar adecuadamente, y por ello se ha de situar un humidificador externo cercano, aunque actualmente se están desarrollando sistemas de autohumidificación para paliar este problema. El material básico usado para la membrana es un polímero fluorocarbonado similar al Teflón, que contiene grupos de ácidos con protones libres que pueden migrar a través del material [6].

PAFC: Las pilas de combustible de ácido fosfórico fueron las primeras en comercializarse, utilizando ácido fosfórico concentrado fijado en una matriz de carburo de silicio como electrolito. Sus electrodos están basados en matrices de carbono poroso y platino como catalizador. Su volumen y el uso de platino como electrodo han hecho que su instalación haya perdido mercado en comparación con otras tecnologías, aunque todavía se encuentra entre las tecnologías con mayor capacidad instalada, especialmente en sistemas estacionarios para generación y cogeneración [2].

Suelen trabajar a temperaturas comprendidas entre los 180°C y los 210°C, y para temperaturas por encima de los 190°C resiste corrientes de entrada de combustible con contenidos de hasta un 1% en CO. La eficiencia de estas pilas suele rondar el 40%, sin embargo debido a la temperatura de operación (que permite obtener vapor) la eficiencia puede alcanzar el 80% o más [6].

Como se ha dicho anteriormente, estas pilas tienen un electrolito de ácido, hecho que le confiere una tolerancia moderada ante la presencia de CO_2 en la corriente de entrada de gas (el compuesto de entrada a la pila suele estar formado por un 20% de gas natural y un 80% de hidrógeno). Como desventaja, requiere un catalizador para mejorar las reacciones cinéticas del proceso electroquímico [6].

2.1.2.2 Pilas de combustible de alta temperatura

Existen dos tipos de pilas para esta categoría, las SOFC y las MCFC. Solo se presentarán las SOFC que requieren un flujo de entrada con hidrógeno, en comparación con las MCF, que requieren de metano.

SOFC: Las pilas de óxido sólido están basadas en óxidos metálicos cerámicos. La naturaleza de estos materiales hace que sea una pila completamente en estado sólido, y eso requiere el uso de temperaturas elevadas para su operación, entorno a los 500°C-950°C dependiendo del tipo de arquitectura de la celda y de los materiales utilizados. Estas temperaturas tan elevadas de operación le reportan una de las mayores eficiencias para las tecnologías de pila de combustible, alcanzando valores superiores al 70%. Además, la operación a estas temperaturas permite evitar el uso de platino como catalizador, por lo que se basan en materiales cerámicos como las perovskitas y materiales compuestos (cerments) como mezclas de cerámicos y partículas metálicas, como níquel [2].

El electrolito utilizado en estas pilas se corresponde generalmente con el desarrollo de materiales cerámicos, disponibles en el rango de temperaturas acordado. El más comúnmente utilizado es el circonio, aunque otros materiales están siendo investigados para su aplicación a temperaturas más bajas [6].

Trabajan con hidrógeno seco o humedecido y con un CO como combustible [6].

2.1.2.3 Contraste de las pilas planteadas

A continuación se establece una tabla (ver tabla 2-1) comparativa entre las distintas tecnologías de pilas de combustible desarrolladas en las secciones anteriores donde se mostrará la temperatura de operación de la pila, rango de potencias, eficiencia de la pila de combustible trabajando con hidrógeno o metano, combustible usado (aunque ya se detalló anteriormente que solo se plantean las que trabajan con hidrógeno) y aplicaciones de uso.

Tipos de pilas de combustible				
Tipo de pila	AFC	PEM	PAFC	SOFC
Temperatura de operación (°C)	65-220	40-80	150-210	500-950
Rango de potencias (kW)	1-100	1-100	5-400	1-2000
Eficiencia H ₂ /CH ₄ (%)	60/-	60/40	40/-	70/60
Combustible utilizado	Hidrógeno	Hidrógeno o metano	Hidrógeno	Hidrógeno o metano
Aplicaciones	Electricidad Aplicaciones espaciales	Transporte Electricidad Cogeneración Generación distribuida	Electricidad Cogeneración	Electricidad Cogeneración Generación distribuida

Tabla 2-1: Principales parámetros de cada una de las tecnologías de pilas de combustible y sus principales aplicaciones comerciales. Extraído de [2,6].

También se mostrará la figura 2-3 en el que se puede ver el modo de operación y el rango de temperaturas de las distintas pilas:

	Ánodo	Electrolito	Cátodo	
PEM	$H_2 \rightarrow$	H^+	$H_2O \rightarrow$ $O_2 \leftarrow$	40-80 °C
AFC	$H_2 \rightarrow$ $H_2O \leftarrow$	OH^-	$O_2 \leftarrow$	150-210 °C
SOFC	$H_2 \rightarrow$ $H_2O \leftarrow$	O^{2-}	$O_2 \leftarrow$	500-950 °C
MCFC	$H_2 \rightarrow$ $H_2O \leftarrow$ $CO_2 \leftarrow$	CO_3^{2-}	$O_2 \leftarrow$ $CO_2 \leftarrow$	600-700 °C
PAFC	$H_2 \rightarrow$	H^+	$H_2O \rightarrow$ $O_2 \leftarrow$	65-220 °C

Figura 2-3: Modo de operación y rango de temperaturas de las distintas pilas. Extraído de [2].

Atendiendo a las especificaciones de los distintos tipos de pilas de combustible, su uso, potencia generada y rango de temperaturas de operación, la pila tipo PEM reúne los requisitos indispensables y necesarios para poder ser implementada en el modelo de simulación del proyecto.

El tipo de pila a considerar, PEM, se establece según el criterio de implementación para una aeronave. Este tipo de pila, al tener su electrolito en estado sólido, no están limitadas de forma explícita para las maniobras de la aeronave que podrían reducir la potencia de otros sistemas al producirse cambios internos en los electrolitos líquidos. Al presentar un rango de temperaturas de operación bajas, reducen el tiempo de arranque [7].

Se establece a continuación un esquema de funcionamiento del circuito de implementación de la pila de combustible.

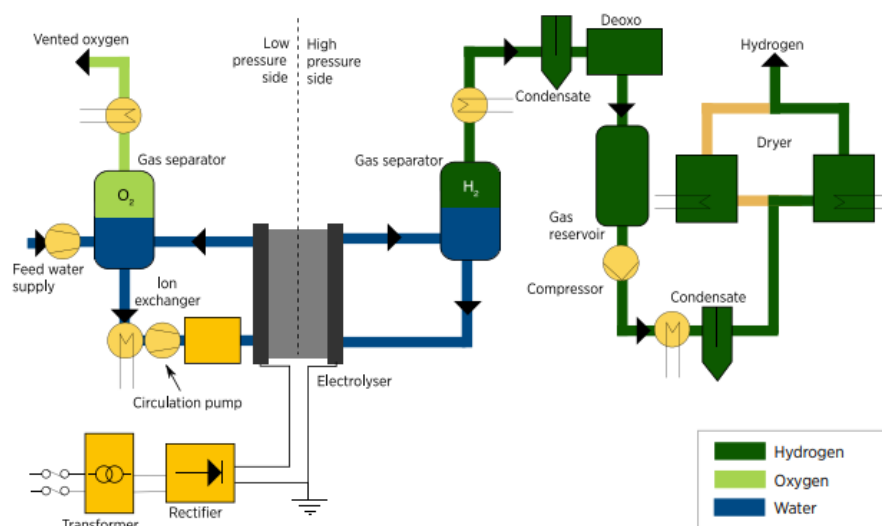


Figura 2-4: PFD de un sistema típico basado en pila de combustible tipo PEM. Extraído de [1].

Este tipo de sistemas (ver figura 2-4) requieren típicamente de bombas de recirculación, intercambiadores de calor, control de presión y monitorización solo en lado del ánodo (oxígeno). En el lado del cátodo, un separador

de gas, un componente de desecho de oxígeno (normalmente no necesita presión diferencial), un secador e incluso una etapa de compresión [2].

Además, estos tipos de sistemas tienen una mayor elección de diseño: presión atmosférica diferencial y balanceada, reduciendo los costes, la complejidad del sistema y el mantenimiento. Por debajo de la presión de operación, el ánodo y el cátodo son diseñados para trabajar bajo el mismo nivel de presión. La presión de operación atmosférica (< 1 atm) representa un caso constante de modo de operación por debajo de la presión diferencial, normalmente 30/70 bar. Sin embargo, requieren de un espesor de membrana para mejorar la estabilidad mecánica y decrementar la permeabilidad del gas, lo cual reduce la eficiencia. A veces, requiere de una catálisis adicional para reconvertir el hidrógeno, el cual, a pesar de las altas presiones, podría ahora permear más, de vuelta al agua [2].

Para la inyección de hidrógeno en la pila de combustible, se usará un tanque de almacenamiento con el volumen necesario para poder realizar la misión. El estado del hidrógeno será gaseoso, ya que así se genera una mayor eficiencia en el sistema al mezclarse con el oxígeno atmosférico o puro dentro de la pila de hidrógeno.

2.2 Baterías

Las baterías son sistemas de almacenamiento de energía. Con esto se quiere decir que simplemente el sistema devuelve la energía que se almacenó, con anterioridad, perdiéndose cierta parte por existir un límite de eficiencia [7].

Una batería eléctrica es un dispositivo que consiste en dos o más celdas electroquímicas que pueden convertir la energía química almacenada en corriente eléctrica. Cada celda consta de un electrodo positivo (ánodo) y un electrodo negativo (cátodo), además de un electrolito que permite que los iones se muevan entre los electrodos, permitiendo que la corriente fluya fuera de la batería para llevar a cabo su función, alimentar un circuito eléctrico (en este caso el motor de corriente continua para mover la aeronave) [8].

La energía que almacenan será entregada en el momento más conveniente, que en el contexto del proyecto será cuando las células solares no puedan cubrir la demanda del sistema, cuando la pila de hidrógeno deje de funcionar debido a una falta de hidrógeno a la entrada o simplemente cuando el sistema requiera más potencia de la necesaria y tenga que generar una hibridación entre la pila y la batería.

Tal y como se habla en la introducción, en la actualidad se quiere buscar cualquier proceso de generación de energía, producción o almacenamiento, en el que no se involucren, o lo hagan en la menor medida, la expansión de gases de efecto invernadero a la atmósfera. Es por ello por lo que se plantea este nuevo tipo de baterías basadas en una base de magnesio que prevén ser iguales de eficientes que las baterías actuales y además de ello, reducir la emisión de gases contaminantes al medio ambiente, tanto en su producción como en su desecho.

2.2.1 Baterías de Litio

Toda batería consiste, como se ha dicho anteriormente, es un ánodo, cátodo y un electrolito, que será el medio conductor.

Las baterías de litio funcionan según el principio de intercalación y de-intercalación de iones de litio a partir de un material de electrodo positivo y un material de electrodo negativo, con el electrolito líquido que proporciona un medio conductor. Para evitar que los electrodos se toquen entre sí directamente, se coloca un separador micro-poroso entre ambos, lo que permite que solo los iones y no las partículas de electrodos puedan migrar de un lado a otro [8].

Los iones de litio del interior de la batería fluyen de cátodo a ánodo a través del electrolito. Cuando se conecta una carga a los terminales de la batería, los electrones fluyen hasta equilibrar las cargas, obteniéndose así la energía. Cuando cese el flujo de iones, todos están en el ánodo y la batería estará agotada. En el proceso de carga, se aplicará un flujo de electrones en sentido inverso [8].

La cantidad de energía que se produce es dependiente del tipo de material usado, en nuestro caso se detallará a continuación en la siguiente tabla, que corresponde a los componentes de una batería con electrolito de LiPF_6 , donde se detallan las cantidades, procesos y partes de la batería que serán usados para realizar la comparación con la batería de magnesio propuesta más adelante (ver tabla 2-2).

Product	Single cell Li-ion battery	
Quantity	1 single cell Li-ion battery	
Known entries coming from the technosphere (materials/fuels)		Quantity (kg)
	Sheet rolling, aluminium	0.016485 kg
	Extrusion, plastic	0.07329 kg
	Polyethylene, LDPE	0.07329 kg
	Nitrogen, liquid	0.01 kg
	Transport, freight	0.16703 kg
	Heat, natural gas, at industrial furnace > 100kW	0.065234 kg
	Transport, lorry > 16t	0.027838 kg
	Chemical plant, organics	0.000000004 kg
	Aluminium	0.016485 kg
	Ethylene carbonate	0.15957 kg
	Lithium hexafluorophosphate	0.019037 kg
	Separator	0.053655 kg
	Cathode	0.32686 kg
	Anode	0.4011 kg
	Electricity, medium voltage	0.1056 kWh
Emission to air		Quantity
	Heat, waste	0.38016 MJ
Knows outputs to the technosphere. Disposals and emissions to treatment		Quantity
	Disposal, Li-ions batteries	0.0525 kg

Tabla 2-2: Esquema general de la batería con electrolito de hexafluorofosfato de litio. Elaboración propia en el proyecto EMAGIC [3].

2.2.2 Baterías de magnesio

El funcionamiento de la batería de magnesio es igual que la planteada en la batería de litio, salvo que está formada por otros componentes.

A continuación, se muestra un diagrama con los distintos componentes y materiales para formar la batería de magnesio:

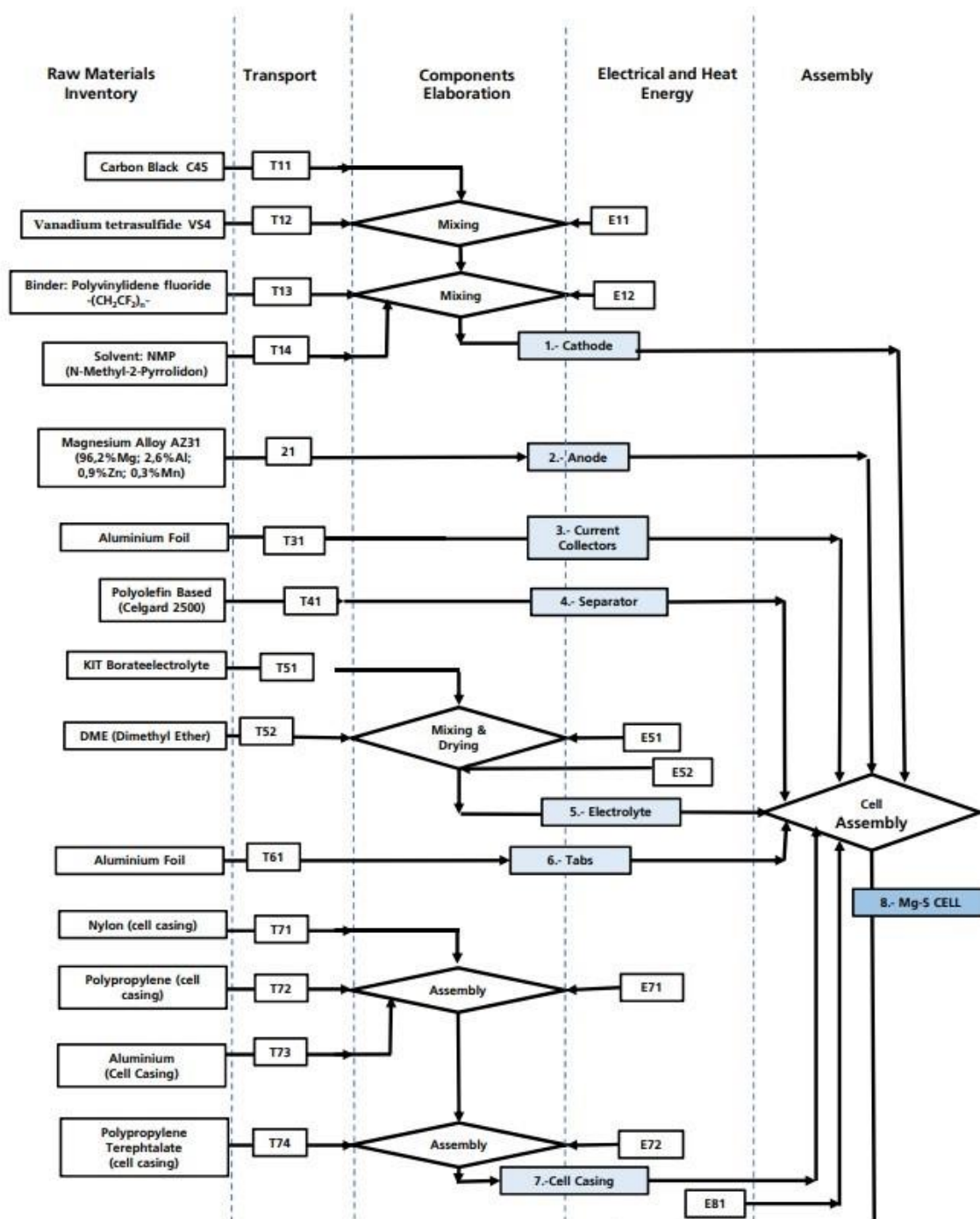


Figura 2-5: Diagrama de flujo de los componentes de la batería de magnesio. Extraída de [3].

Puede resultar de interés un tipo de componente del electrolito, denominado “KIT Boratoelectrolyte”. Simplemente se llamó así porque se desarrolló por la universidad de KIT y consiste en una sal de boro. Su nombre más técnico es hexafluoroisopropanol, que se forma con la fluoroacetona y cloroacetona.

Además, se presentan también los componentes en peso de la batería (ver tabla 2-3) y sus datos electrónicos (ver tabla 2-4).

Product		
Single Cell Mg-ion battery		
Quantity	1 single cell Mg-ion battery	
Known entries coming from the technosphere (materials/fuels)		Quantity (kg)
	Anode	0.0634
	Cathode	0.4964
	Current collector	0.0464
	Cell casing	0.095
	Electrolyte	0.1925
	Tabs	0.0545
	Separator	0.0517
Known entries coming from the technosphere (electricity/heat)		Quantity
	Transport, lorry>16	0.098 tkm
	Transport, freight	0.530 tkm
	Electricity, medium voltage	0.1056 kWh
Emissions to air		Quantity
	Heat, waste	0.38016 MJ

Tabla 2-3: Esquema general de la batería con electrolito de base de magensio. Elaboración propia en el proyecto EMAGIC [3].

CELL	
Anode capacity	40 Ah
Rate capability	20 A
U eoc	2.5 V
U (nominal voltage)	1.25 V
U eod	0.8 V
SoC range	0-100 %
DoD	100%%
SoH degradation rate	0.4 Wh/cycle
Thermal evacuation reg (similar to Lithium)	--- W/m2
Cell temperature	20-25 °C

Tabla 2-4: Datos electrónicos para la batería de magensio. Extraído de [3].

Finalmente se expone la figura 2-6 donde se puede ver claramente las distintas partes que componen la batería de magnesio, aclarando el tamaño referido para los datos de las tablas 2-3 y 2-4:

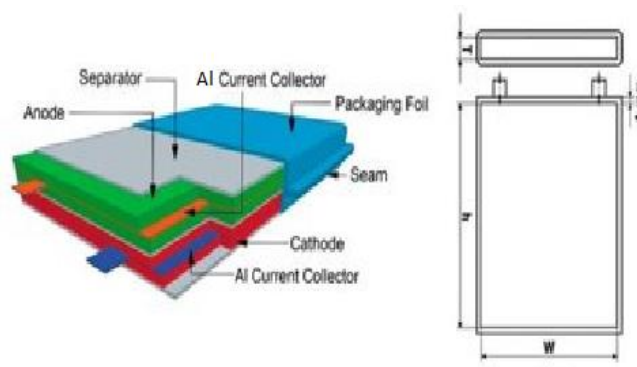


Figura 2-6: Componentes de la batería de magnesio con $T=2.3\text{mm}$, $W=229\text{mm}$, $h=237\text{mm}$. Extraído de [3].

Con todo esto, se plantea introducir este tipo de baterías para su posterior desarrollo e implantación en los dispositivos tecnológicos actuales y posiblemente poder sustituir a las baterías actuales, ya que contienen las características necesarias para combatir frente a las baterías de litio en el mercado actual, y como se verá en la próxima sección, a nivel medioambiental.

2.2.3 Comparativa entre las baterías de magnesio y litio

Durante el periodo de prácticas en ABENGOA desarrollé, entre otras cosas, el inventario de ciclo de vida de estas baterías, a través del programa SimaPro. En este programa, se introducen las materias primas, cantidades, proceso de producción de los materiales, transporte y desechos para formar lo que se ha denominado en la tabla 2-3 como batería con base de magnesio.

Utilizando el eco-indicador Recipe Midpoint (E), se evalúa el impacto medio ambiental a través de una normalización y unos parámetros que establece este método. Para saber más sobre este tipo de cálculo de impacto medio ambiental, ver [9].

Introduciendo los datos contenidos en las tablas 2-2 y 2-3 en el programa y evaluándolos según el criterio de impacto seleccionado se establecen los siguientes resultados (en la siguiente página):

type	Battery	Mg-ion	Li-ion	Mg-ion%	Li-ion%
Parameters					
Climate Change (CC)		0.001180	0.000533	1.42	0.09
Ozone Depletion (OD)		3.39E-05	2E-05	0.05	0.00
Human Toxicity (HT)		0.018900	0.236000	22.81	41.70
Photodermical Oxidant (PO)		0.014100	0.000472	17.02	0.08
Particulate Matter Form (PMF)		0.000677	0.001360	0.81	0.24
Ionizing Radiation (IR)		0.000318	0.000224	0.38	0.04
Terrestrial Acidification (TA)		0.000872	0.001470	1.05	0.26
Freshwater Eutrophication (FEU)		0.006590	0.033700	7.95	5.95
Marine Eutrophication (ME)		0.000980	0.000227	1.18	0.04
Terrestrial Ecotoxicity (TE)		0.000390	0.002540	0.47	0.45
Freshwater Ecotoxicity (FE)		0.003790	0.025700	4,57	4.54
Marine Ecotoxicity (ME)		0.028100	0.225000	33.91	39.75
Agricultural Land Occupation (ALO)		5.42E-05	3,47E-05	0.07	0.01
Urban Land Occupation (ULO)		6.29E-05	0.000191	0.076	0.03
Natural Land Transformation (NLT)		0.004830	0.005900	5.83	1.04
Water Depletion (WD)		0.000000	0.000000	0.00	0.00
Metal Depletion (MD)		0.000403	0.031500	0.49	5.57
Fossil Depletion (FD)		0.001580	0.001110	1.91	0.20
TOTAL		0.082861	0.5659817	100 % (of Mg-ion total weigh)	100 % (of Li-ion total weigh)

Tabla 2-5: Parámetros de medida del impacto medio ambiental del programa SimaPro con Recipe Midpoint (E). Elaboración propia del proyecto EMAGIC [3].

Se establece a continuación, un gráfico normalizado de estos parámetros para mostrar de forma visual el impacto que tendría la producción de 1 kg de batería de compuesto de magnesio con 1 kg de batería de litio. Como criterio, la batería con mayor impacto se colocará en el 100% y seguidamente, el porcentaje de impacto de la otra batería sobre el total de la considerada como peor.

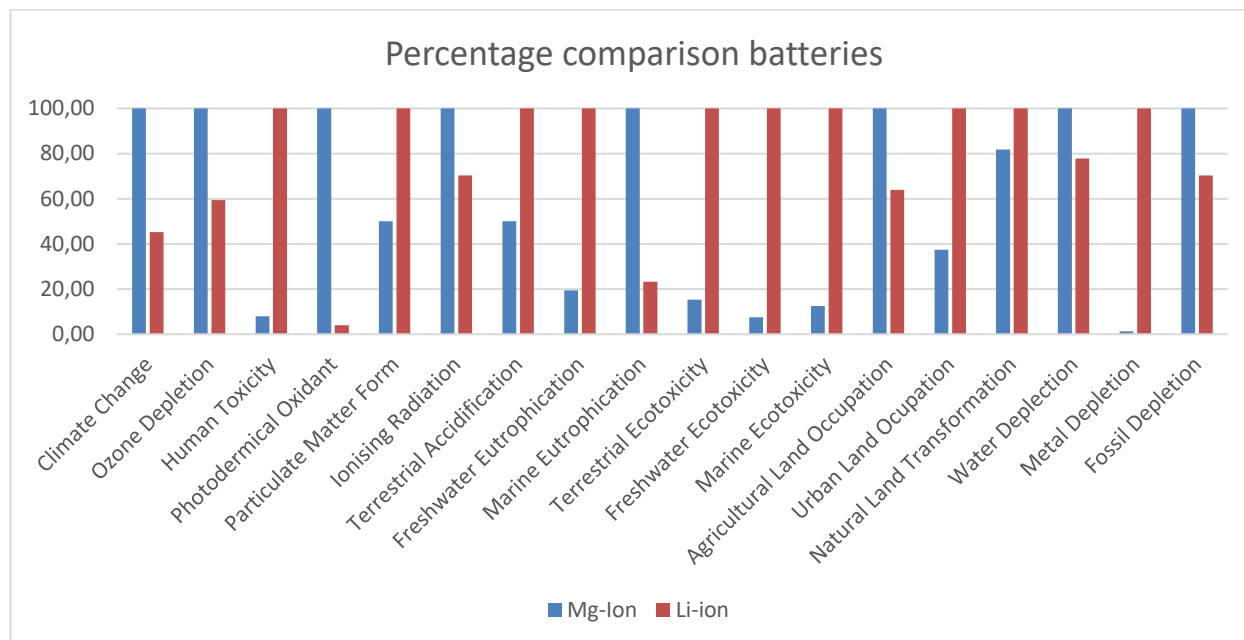


Figura 2-7: Comparativa entre porcentajes de ambas baterías. Elaboración propia en el proyecto EMAGIC [3].

Como se puede ver en el gráfico 2-7, la batería de magnesio presenta también ciertas mejoras a nivel medio ambiental. Pero si se atiende a la tabla de valores 2-5, en los parámetros donde la batería de magnesio cabe mejorar, si se comparan estos valores con los máximos que se dan en otros parámetros de impacto, su ponderación es mínima o aproximadamente nula.

Por consiguiente, se puede considerar que la batería de magnesio no solo tiene unas buenas características de diseño, sino que también puede combatir a reducir el calentamiento global del planeta.

2.3 Células fotovoltaicas

Se entiende por energía solar fotovoltaica la transformación de la incidencia solar en energía eléctrica a partir del uso de las propiedades eléctricas de los materiales compuestos por las células solares [8].

Debidos a los problemas del calentamiento global y la escasez de recursos fósiles, las células solares se han establecido como un medio de generación de energía inagotable, limpia y gratuita. El potencial de la energía solar es inagotable y podría emplearse para todas las actividades de carácter humano, ya que su potencial es mucho mayor de lo que nunca se llegaría a consumir [8].

Es por esto, por lo que el sistema de la aeronave lleva implantada una célula solar para la generación de electricidad, en paralelo con la pila de combustible. El único problema que presenta esta tecnología en el sistema de generación de energía eléctrica es su problema de almacenamiento. Se genera tanta energía que no es capaz de ser consumida, y por lo tanto, se pierde en la red.

El problema de almacenamiento sigue estando presente en el sistema, salvo que se añade una pequeña batería capaz de almacenar una parte de la energía total producida por la célula solar y así utilizarla en el instante que mejor convenga.

2.4 Concepto de hibridación

Un sistema híbrido de potencia consiste en el uso de varias fuentes de energía dentro del mismo sistema de generación (para el caso del proyecto: una pila de combustible y una batería dentro de la aeronave). Este concepto no indica la naturaleza de las fuentes, sino que deben funcionar de forma coordinada y dentro de un sistema global de producción [7].

Se debe definir, por tanto, el nivel de hibridación del sistema de potencia. Se relaciona el nivel de hibridación del sistema como el punto óptimo de aporte de cada fuente al sistema. Este sistema trata de conseguir una equidad entre los modos de generación de energía logrando una eficiencia en la aeronave, para así no depender exclusivamente de un solo modo que acapare toda la responsabilidad del suministro. Un aumento de la eficiencia de la aeronave recae sobre un aumento de la autonomía del sistema y una reducción del gasto energético [7].

La hibridación se establecerá por tanto entre: la pila de combustible, la batería y la célula fotovoltaica.

2.5 Sistemas de hidrógeno para aeronaves pequeñas

En el ámbito de las pilas de combustible para aplicaciones aéreas, las más prometedoras son las de membrana polimérica (PEM), debido a su temperatura de operación moderada (40-80°C) y arranque rápido, y las de óxido de sólido (SOFC), que operan a temperaturas más elevadas (500-950°C), permiten combustibles con mayores impurezas y ofrecen la posibilidad de un reformado interno para mejorar la eficiencia [10].

En el caso de las pilas PEM disponibles comercialmente, que abarcan un rango de potencias desde unos pocos de vatios hasta 100kW, el combustible requerido es hidrógeno puro [10].

En cuanto al almacenamiento de hidrógeno, las opciones comerciales son limitadas y suelen ser pesadas. Entre ellas se encuentran:

- ✚ **Hidrógeno líquido:** Para almacenarlo en estado líquido se requiere mantenerlo a temperaturas extremadamente bajas (-253°C) mediante tanques criogénicos. Aunque tiene una alta densidad energética teórica (70 kg/m³), en la práctica solo se puede alcanzar un 20% de hidrógeno en peso con los sistemas actuales, lo cual hace inviable para aplicaciones aéreas [10].
- ✚ **Hidruros metálicos o químicos:** Utilizar generadores de hidrógeno a partir de soluciones de borohidruro de sodio (NaBH₄) es una opción viable para pequeñas cantidades de H₂. Sin embargo, este método solo puede alcanzar hasta un 5% de hidrógeno en peso y puede requerir suministro de calor para flujos mayores. La generación del NaBH₄ debe realizarse fuera del vehículo en laboratorios especializados, lo que lo convierte en un proceso costoso. Algunas tecnologías en desarrollo, como CELLA, están basadas en el encapsulado de nanoestructuras de hidruros químicos en pellets de plástico, lo que permite la generación de hidrógeno calentando los pellets [10].
- ✚ **Hidrógeno comprimido:** Es el método más común de almacenamiento, pero requiere altas presiones (actualmente entre 35 y 70 KPa) para almacenar cantidades significativas de H₂. Los tanques más ligeros están hechos de materiales compuestos (tipos III y IV), pero solo pueden almacenar hasta un 6% de hidrógeno en peso. Algunos prototipos de tanques de fibras de carbono pueden alcanzar hasta un 11% de H₂ en peso, pero su costo es elevado. En el caso de depósitos pequeños, como cilindros de 1.1 litros a 30 KPa, solo pueden almacenar alrededor del 2% de H₂ en peso, y este valor disminuye al 2% si se incluye un regulador de presión para adaptarse a las necesidades de la pila de combustible [10].

En cuanto a las pilas de combustible comerciales, hay una oferta moderada disponible, pero es necesario analizar cuidadosamente para encontrar la adecuada para cada escenario.

1. Para micro UAV, las pilas de 300mW tipo metanol directo (DMFC) son demasiado grandes, especialmente para plataformas como el DELFLY, que es un tipo de micro UAV formado por alas de movimiento batiente controlables con una cámara. Este tipo de plataformas requieren equipos muy livianos y compactos. En este caso, las baterías de polímero de litio siguen siendo la mejor opción [10].
2. Para mini UAV que necesitan una potencia continua entre 200-1000W, hay más opciones disponibles en el mercado, pero la densidad de potencia suele ser limitada, especialmente cuando se considera todo

el sistema de la pila de combustible, incluyendo ventiladores, electronica y almacenamiento de combustible [10].

3. Para UAV regulares que requieren entre 20-50 kW, hay un mercado más amplio de pilas de combustibles disponibles. Aunque la densidad de potencia que pueden alcanzar los stacks es mayor, encontrar componentes ligeros y adecuados para los requisitos de vuelo sigue siendo un desafío [10].

2.6 Método de control de la hibridación

Para llevar a cabo una equiparación entre las distintas fuentes de generación de energía se necesita implementar un algoritmo de control. En esta sección se explicarán dos tipos de algoritmos de control, el algoritmo ECMS, realizado en otro proyecto bajo el mismo sistema de energía [11] y el control MPC, método sugerido para este proyecto.

2.6.1 Control ECMS

El control ECMS se encuentra dentro de los sistemas de control sub-óptimo y nace de la imposibilidad de implementar estrategias de control óptimo en tiempo real, ya que se desconocen las perturbaciones futuras. Este tipo de estrategia busca optimizar en cada momento la manera de operar del vehículo, seleccionando la proporción de energía que debe venir de cada fuente de energía en tiempo real [11].

Esta estrategia de control no garantiza una optimización global del sistema, pero sí una optimización local del sistema de hibridación [11].

Se llevará a cabo el control mediante un controlador que 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 tipo de control recae en el cálculo del factor de equivalencia de dos tipos: “on-line” u “off-line” [11].

Para el caso “on-line”, que no se implementa en [11], se debe ajustar el valor en función de las condiciones de conducción, como puede ser el SOC de la batería.

El sistema implementado por Pablo Torné Alaminos y Carlos Bordons Alba consiste en un método “off-line”, en concreto la T-ECMS, donde se establece que el cálculo del factor de equivalencia es:

$$S_o = \begin{cases} S_{dis}, E_{ech}(t_f) > 0 \\ S_{chg}, E_{ech}(t_f) < 0 \end{cases} \quad (2.1)$$

Se establecen dos valores de equivalencia dependiendo de si la batería se encuentra en modo de carga o de descarga. Se asigna la notación $E_{ech}(t_f)$ para la energía que aporta o recibe la batería en el momento final de la misión [11].

2.6.2 Control MPC. Modelo de espacios de estados

A la estrategia de control ECMS establecida en [11], se le suma el control MPC que puede paliar el problema de sistemas en tiempo real y así prever las perturbaciones que puedan intervenir durante la trayectoria de vuelo de la aeronave.

Con el control MPC se quiere garantizar la demanda eléctrica del sistema, y proteger a la vez los equipos logrando abarcar una optimización de la eficiencia del proceso. El control predictivo calcula los puntos de consigna, los cuales son enviados como señales de control al sistema. Proporciona una solución que propone una trayectoria de entradas y estados futuros para satisfacer las restricciones de operación mientras se consigue una optimización del modelo [4].

Según se detalla en [4], para generar el control, se formula un plan basado en la previsión de la demanda y la generación con el conocimiento del nivel de almacenamiento de energía (estado del sistema). Con la retroalimentación del sistema, se compensan las perturbaciones.

El control pretende cubrir/abarcas los siguientes objetivos planteados en [4]:

- ✚ Minimizar los flujos de potencia intercambiados.
- ✚ Proteger la batería de los picos de carga y descarga.
- ✚ Limitar las tasas de potencia, especialmente de la pila de combustible para proteger el equipo ya que requiere un alto coste de adquisición debido a un uso intensivo de la misma.
- ✚ Tener en cuenta la eficiencia energética del sistema. Como en este sistema se tiene una hibridación entre una batería e hidrógeno, en primera instancia, se usará el almacenamiento de la batería, ya que la eficiencia de ida y vuelta de la batería es mucho menor que la de la pila. La alternativa de la pila solo se usará por tanto cuando haya mucha demanda del sistema.

En última instancia, durante el funcionamiento normal, las unidades de almacenamiento o generación tendrán que hacer frente a cambios de potencia. El controlador tendrá que prevenir y alcanzar la demanda requerida por el sistema para proteger los equipos y satisfacer a la planta.

De entre los modos de control que existen, se implementará el control predictivo basado en espacios de estados.

Los principales resultados teóricos de los MPC relacionados con la estabilidad, vienen de una formulación de espacios de estado, que puede utilizarse tanto para procesos monovariantes como multivariantes y pueden aplicarse fácilmente a procesos lineales. Las siguientes ecuaciones se utilizan para capturar la dinámica del proceso según [12]:

$$\begin{aligned}x(t + 1) &= Ax(t) + Bu(t) \\ y(t) &= Cx(t)\end{aligned}\tag{2.3}$$

Para un sistema SISO (Single-Input Single-Output), $y(t)$ y $u(t)$ son escalares y se refieren a la salida del sistema y a la señal de control, respectivamente, siendo $x(t)$ el vector de estados del sistema. Para un sistema MIMO (Multiple-Input Multiple-Output) se tendrá la misma descripción, pero con un vector u de dimensión m e y de dimensión n [12].

El uso de los pesos en la función de coste y las restricciones pueden ayudar a alcanzar los objetivos de control [4].

En el contexto del proyecto, se establecerá el siguiente vector de estados: $x(t) = [\text{SOC}(t), \text{LOH}(t)]^T$ donde SOC es el estado de carga de la batería y LOH es el nivel de hidrógeno en el tanque. Se regulará el nivel de hidrógeno ya que depende de él como entrada a la pila de combustible y por consiguiente de la corriente generada a la salida de la pila.

Para la acción de control se establecerá que recae sobre la potencia de la pila de combustible, solamente, $u(t) = [\text{Pfc}(t)]$. La estrategia de control se detallará debidamente en la sección 4.

3 DESCRIPCIÓN DEL SISTEMA Y MODELADO EN SIMULINK

Este capítulo se basa en las características de los equipos con los que se trabajará para realizar la simulación, así como sus características reales además de las tomadas para la prueba de control mediante un diagrama de bloques planteado en Simulink. Se proporcionará además una vista general del entorno final de Simulink.

3.1 Introducción

El sistema con el que se trabaja, tal como cuenta J. A. Quintana en su TFG, [13], se integra en un UAV, por lo que debe adaptarse a limitaciones de peso, potencia y tamaño. Dicho UAV llevará consigo, para poder realizar la misión, un sistema formado por: células fotovoltaicas, una pila de combustible tipo PEM, una batería LiFe 6S y un tanque de almacenamiento de hidrógeno. También cabe destacar la implementación de dichos sistemas en Simulink para su posterior simulación.

A continuación, se detallan las características de cada dispositivo en los siguientes capítulos.

3.2 Equipos a implementar en la aeronave

3.2.1 Panel fotovoltaico

J. A. Quintana, [13], habla sobre una posible integración de un panel solar en el sistema. Indagando en proyectos relacionados, se encontró una relación parecida al sistema con el que se trabaja llevado a cabo por J. R. Parra en [7]. En dicho proyecto, en concreto en el capítulo 4.1.3, se detalla la utilización de un panel solar con el que sería posible trabajar.

Para que el panel simule una situación real, dicho bloque tendrá entradas de magnitudes del ambiente, tales como el nivel de irradiancia y la temperatura. Dichos parámetros varían claramente en el transcurso de la misión, pero para simplificar el problema, se ha cogido como temperatura ambiente 25 °C y dos tramos característicos de irradiancia, una tomada para el solsticio de verano (21 de junio) de 12:00-13:00h en Sevilla, cuyo valor máximo de irradiancia es de 764.69 W/m² y otra tomada para el solsticio de invierno (21 de diciembre) de 12:00-13:00h en Sevilla de valor máximo 548.96 W/m². Para ver la realidad de estos valores de irradiancia, se han cogido los datos provenientes de [14], para la ciudad de Sevilla en el año 2020.

Adicionalmente, se han esbozado ambos perfiles de irradiancias en los que se incluye la irradiancia global, directa y difusa.

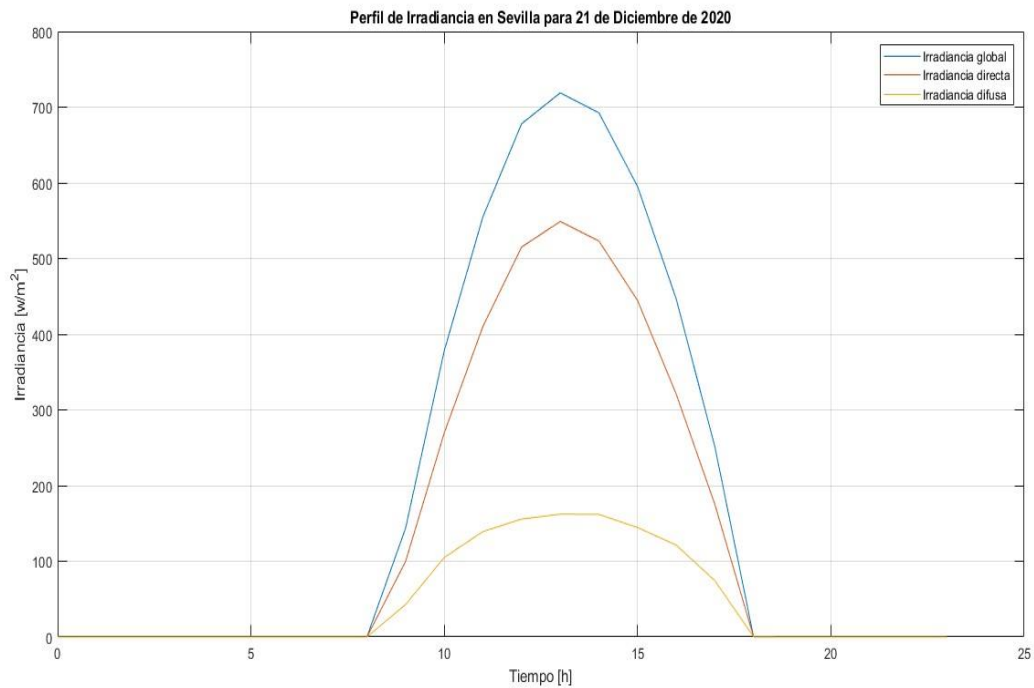


Figura 3-2: Perfil de irradiancia en Sevilla para 21 de diciembre de 2020. Elaboración propia.

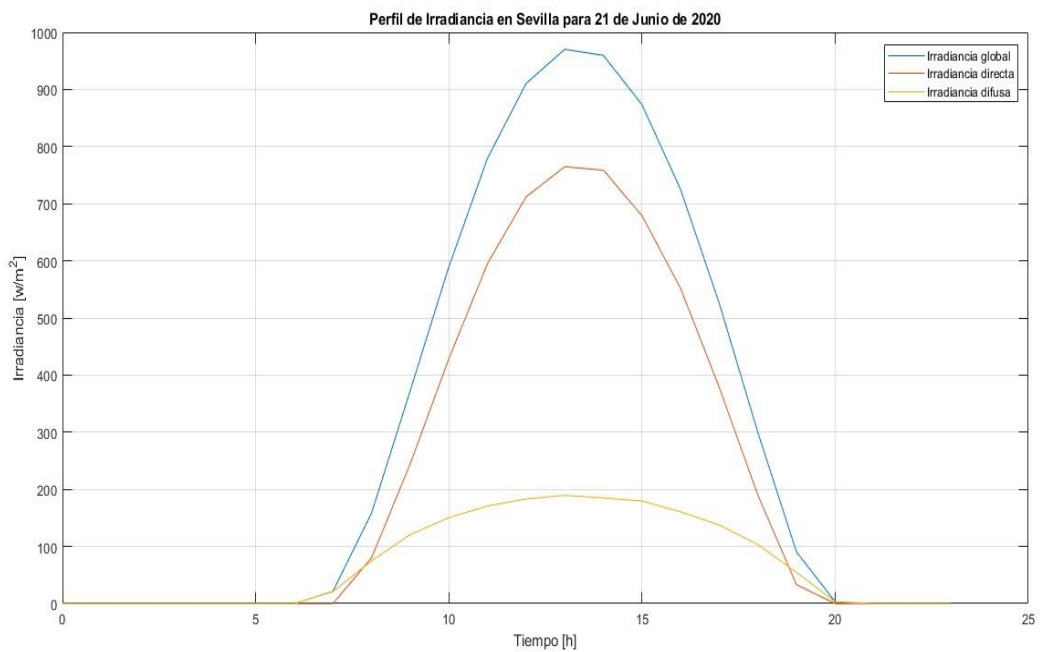


Figura 3-1: Perfil de irradiancia en Sevilla para 21 de junio de 2020. Elaboración propia.

Para la simulación, el bloque introducido en el software de Simulink se ha extraído de [7]. Se detalla a continuación en la siguiente figura:

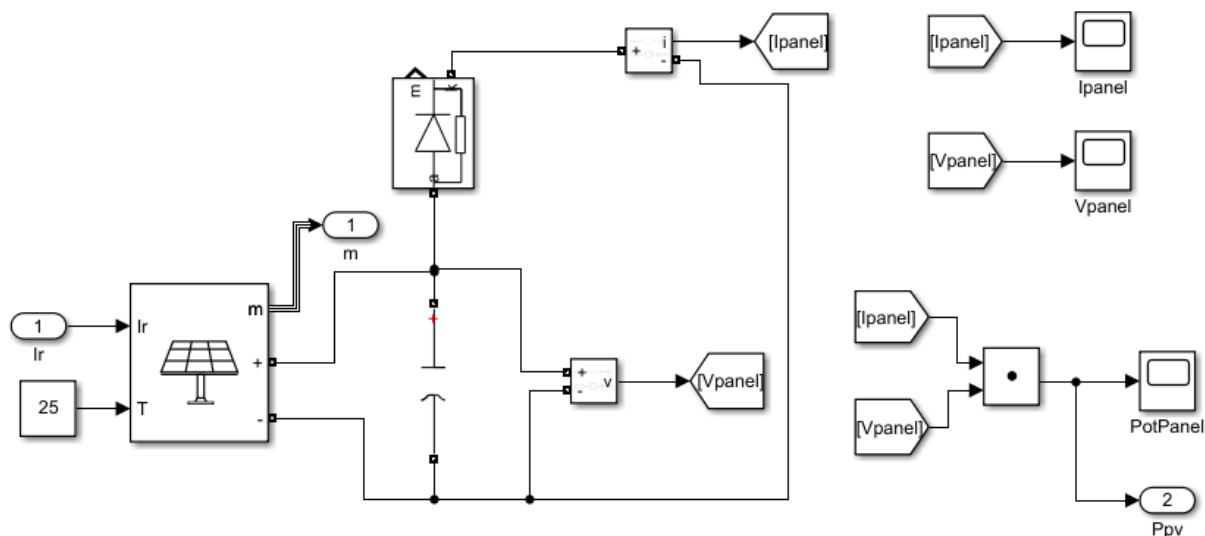


Figura 3-3: Disposición del bloque de paneles solares. Nivel de subsistema. Extraído de [7].

El bloque de Simulink llamado *PV array*, el cual simula el comportamiento de un conjunto de paneles solares es el núcleo fundamental del conjunto. En la implementación, se estructura mediante bloques que representan paneles conectados tanto en serie como en paralelo. Se incorporan señales de temperatura e irradiancia como entradas, mientras que la salida proporciona mediciones para comprender el comportamiento del sistema. Además, dicho bloque se asemeja al modelo eléctrico de una célula solar.

La configuración de dicho bloque se detalla a continuación con lo introducido dentro del programa de simulación:

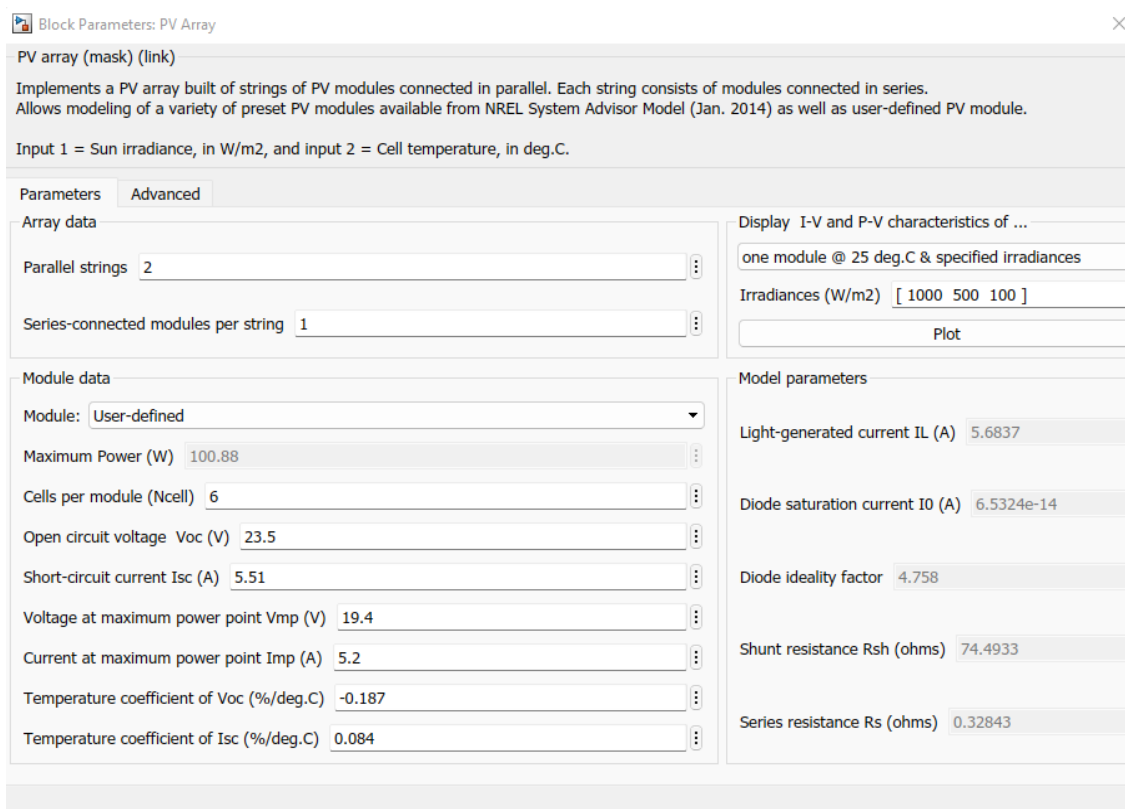


Figura 3-4: Parámetros de la configuración del panel. Elaboración propia. Pueden verse las características en el Apéndice 2: Panel solar elegido, donde se detalla el perfil escogido.

Las gráficas P-V e I-V que presenta el panel son las siguientes:

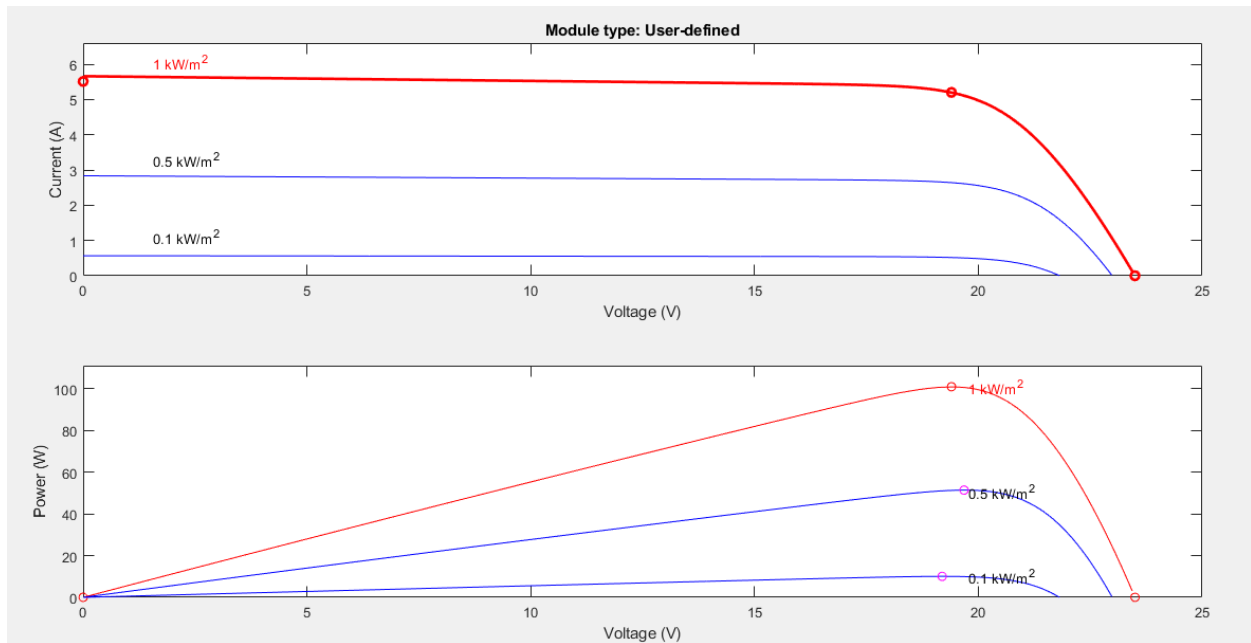


Figura 3-5: Curvas características para el módulo del panel solar. Extraído de Simulink.

Dependiendo de la estación seleccionada para la simulación, se escogerá uno de los dos tramos de irradiancia (se cambian mediante un selector para verano y para invierno), se pueden extraer los valores de potencia máxima del conjunto de paneles que se muestran en la tabla siguiente, para un panel solar flexible, cuyo peso ronda los 2.2 kg por panel, formado por 6 celdas en serie para formar un módulo, y 2 de estos módulos en paralelo (uno en cada ala de la aeronave), con un área de 1093x582 mm² por cada panel y un total de 1.2723 mm² de superficie de panel solar. La tabla de características puede verse en el Apéndice 2: Panel solar elegido, para el panel PS-100-F6ME del fabricante *Pure PV leader*.

Valor de irradiancia (W/m ²)	Potencia máxima extraída del panel (W)
764.69	117.3
548.96	84.3

Tabla 3-1: Potencia extraída del panel en función de la irradiancia seleccionada.

3.2.2 Batería

La batería integrada en la aeronave se extrajo de [13]. La batería a emplear es una batería de LiFe 6s 2300mAh de 23.1V de tensión nominal y energía de 53Wh, la cual tiene una clasificación C. Como es de clase C y se conoce la capacidad de la misma, se puede estimar la corriente máxima de descarga segura y continua:

$$I_{max} = \frac{C \cdot \text{Capacidad}}{1000} \quad (3.1)$$

Donde I_{max} está expresada en Amperios, C es la capacidad de descarga y la Capacidad de la batería expresada en mAh [13].

La batería puede suministrar por tanto una corriente máxima de 69 Amperios, calculada como $I_{max} = \frac{30 \cdot 2300}{1000} = 69 \text{ A}$, en modo continuo. Esto se basa en que para picos de corriente, la clasificación de la batería C sería de 80, pero solo es válida para intervalos de tiempo no superiores a 6 segundos. Por lo tanto, se puede alcanzar una potencia continua del orden de 1.5 kW a una tensión nominal de 22.2V. Sin embargo, es crucial

tener en cuenta que la degradación de la batería influye significativamente, por lo que se aplicará un factor de seguridad, estableciendo la potencia máxima operativa de la batería en 1 kW [13].



Figura 3-6: Batería LiFe 6S 2300mAh. Extraído de [13].

Para su implementación en el entorno de Simulink, el tutor del TFG, ha proporcionado una librería llamada *MicrogridLib*, usado en proyectos anteriores como [15] y desarrollada por el departamento.

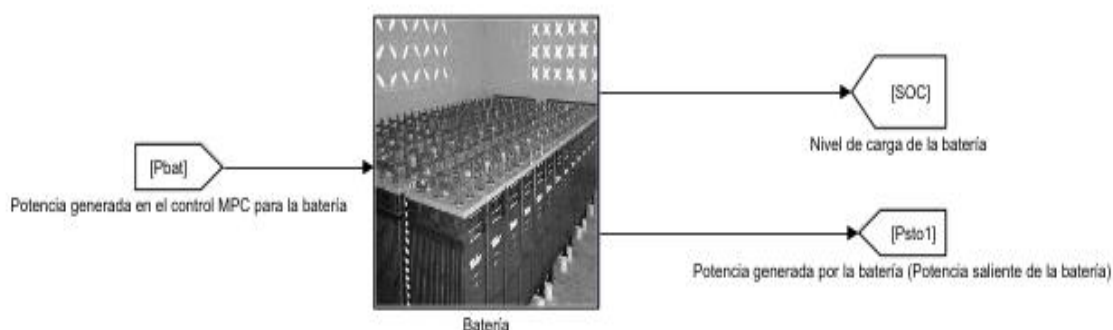


Figura 3-7: Modelo de batería empleado para la simulación. Extraído de Simulink.

Dicho bloque tiene como entrada la potencia de la batería que se genera en el control MPC (P_{bat} , en W) y dos salidas: el nivel de porcentaje de carga de la batería (SOC, en %) y la potencia extraída de la batería (P_{sto1} , en W).

Los parámetros introducidos en dicho bloque se detallan a continuación:

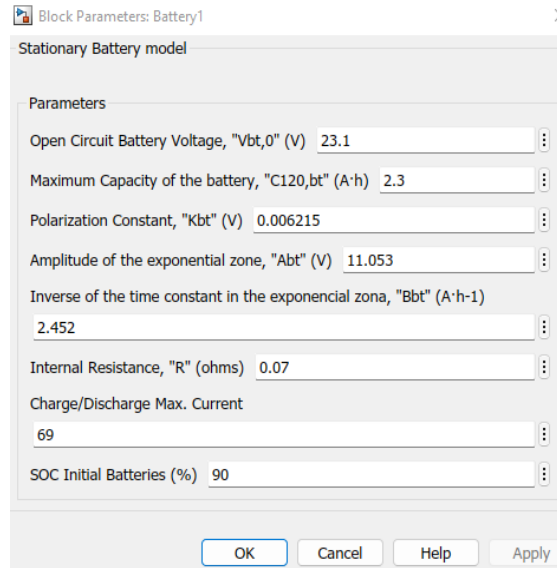


Figura 3-8: Parámetros introducidos en la batería para la simulación. Extraído de Simulink.

Los parámetros correspondientes a: voltaje en circuito abierto (23.1V), máxima capacidad de la batería (2.3 Ah), corriente de descarga máxima (69A) y SOC inicial de la batería (90%), se han elegido de acuerdo con las características que presenta la propia batería. Los demás se han obtenido experimentalmente de proyectos anteriores. Dicho lo anterior, se supondrá que inicialmente la batería se encuentra a un 90% de su capacidad total de carga.

3.2.3 Pila de combustible

Las características de la pila de combustible también son extraídas de J. A. Quintana, [13]. Se trata de una pila de combustible Protium-300 fabricada por Spectronik. La Protium-300, es una sofisticada pila de combustible de membrana de intercambio protónico (PEM), diseñada para vehículos no tripulados. Cada unidad ha sido fabricada utilizando tecnología avanzada en membranas y electrodos, lo que asegura una alta potencia de salida en un tamaño compacto. Su experiencia en el desarrollo de proyectos de vehículos y drones alimentados por estas pilas, ha resultado en la creación de una tecnología que se ajusta perfectamente a los requisitos necesarios para el proyecto [13].



Figura 3-9: Pila Protium-300. Extraído de [16].

Las características que reúne dicha pila también se pueden extraer de [16] y se detallan en la siguiente ilustración:

Fuel Cell System	PROTIUM-300
Type	PEM, 40 cells
Flow Field	S-flow technology
Cooling	2x 12V fan, pwm controlled
Operating Ambient Temperature	1-40°C
Load Interface	XT60 female
Fuel Cell Dimension	195 x 113 x 87 mm
Fuel Cell Weight	930g
Electronic Controller	FLY 3.0
Electronic Controller Dimension	127 x 90 x 62 mm
Electronic Controller Weight	240g
Nett Performance	
Rated Power	300W (12.5A @ 24V)
Voltage Range	24-36V
Start-up Time	5s
Efficiency	48% (based on LHV of H ₂)
Fuel Supply	
Hydrogen Gas	Dry, 99.999% purity
Delivery Pressure	0.4-0.7bar (6-10psig)
Max Consumption	3.8L/min @ 300W
Gas Tubing Requirement	PU, 4mm OD
Supply & Purge Control	Solenoid valves
Protections & System Monitoring	
Low Voltage Shutdown	22V
High Temperature Shutdown	65°C
Low Battery Warning	<22.2V
Low Hydrogen Shutdown	<0.3bar
Data Acquisition, Graphic User Interface	RS232/USB

Figura 3-10: Características Protium-300. Extraído de [16].

Estos equipos son muy sensibles y requieren de un correcto uso para evitar daños irreparables por lo que es importante recalcar la importancia de una buena regulación de la presión del hidrógeno siendo posible dos escenarios: presión insuficiente, que acabará afectando al rendimiento de la pila; en cambio, una presión excesiva puede provocar la rotura de la membrana y causar la rotura definitiva de la pila [13].

Además, a diferencia de la batería, los picos de potencia de la pila están muy limitados, debido a la misma consecuencia, deterioro y daños irreparables de la misma. Será por tanto la batería la que lleve a cabo los excesivos picos de potencia que se deban ceder al circuito.

Por otro lado, los productos de la reacción son nitrógeno, que puede ser considerado inerte, y agua, por lo que será necesario expulsarlos del dispositivo mediante un purgado. En uno de sus laterales se puede apreciar el conducto de escape [13].

Para la simulación de la misma, también se ha usado la librería *MicrogridLib*, con el siguiente diagrama de bloques extraído del software:

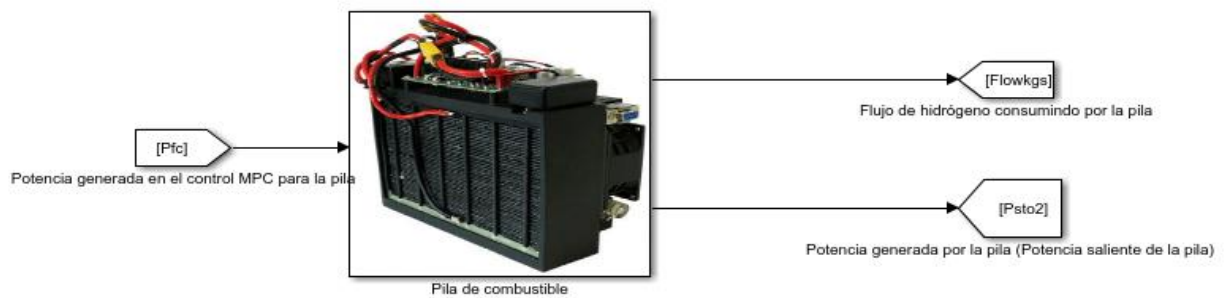


Figura 3-11: Modelo de la pila empleado para la simulación. Extraído de Simulink.

De forma similar al bloque de la batería se tiene como entrada la potencia de la pila que se genera en el control MPC (P_{fc} , en W) y dos salidas: el flujo de hidrógeno consumido por la pila ($Flow_{kgs}$, en kg/s) y la potencia extraída de la pila (P_{sto2} , en W).

Los parámetros introducidos para el bloque de la Protium son:

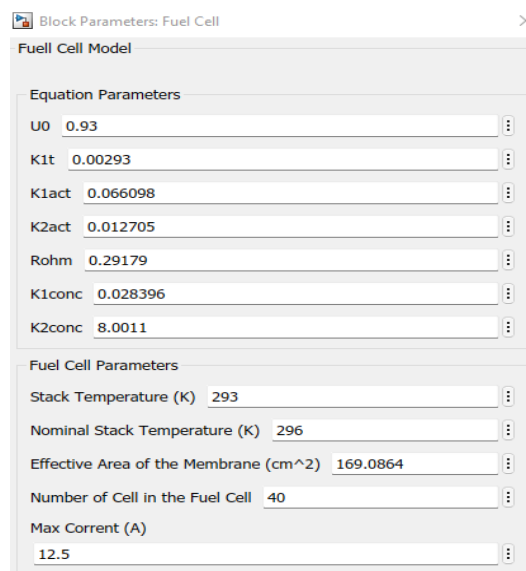


Figura 3-12: Parámetros introducidos en la pila para la simulación. Extraído de Simulink.

Los parámetros correspondientes a: temperatura de la pila (293K), temperatura nominal de la pila (296K), área efectiva de la membrana (169.0864 cm²), número de células de la pila (40 células) y corriente máxima (12.5A), se han elegido de acuerdo con las características que presenta la pila. Los demás se han obtenido experimentalmente de proyectos anteriores.

3.2.4 Tanque de almacenamiento de hidrogeno a presión

La librería *MicrogridLib*, cuenta con un bloque llamado *Metal Hydride* (almacenamiento mediante hidruros metálicos) pero no es lo que se busca para este tipo de aplicación, puesto que son más pesados de transportar y más voluminosos que un tanque de hidrógeno a presión.

Los hidruros metálicos son compuestos químicos con gran potencial para almacenar y disponer de hidrógeno, además de ser una opción más segura y práctica que las versiones de hidrógeno comprimido o licuado, y con mayor capacidad de almacenamiento por volumen. El método de almacenamiento consiste en inyectar hidrógeno a un compuesto químico que lo absorba. Posteriormente, se puede revertir el proceso, liberando el hidrógeno inyectado de forma controlada, en un procedimiento de absorción/desorción [17].

De gran importancia para la explotación de los sistemas de almacenamiento de hidrógeno es el coste de almacenamiento, sigue siendo mayor para los hidruros metálicos frente al hidrógeno comprimido, que suele ser la opción más usual [18].

Se recurre por tanto a construir un bloque en Simulink que simule el comportamiento de un tanque de almacenamiento de hidrógeno a presión. Como se puede ver en [19], se puede generar dicho sistema de forma sencilla, además de añadir bloques adicionales para obtener parámetros que se evaluarán en el control.

El hidrógeno se almacena en forma gaseosa por lo que la ecuación que mejor atiende dicha forma de almacenamiento sería la siguiente [19]:

$$P_b - P_{bi} = Z * \frac{n_{H_2} * R * T_b}{M_{H_2} * V_b} \quad (3.2)$$

Donde:

- P_b es la presión en el tanque de almacenamiento (Pascal).
- P_{bi} es la presión inicial del tanque de almacenamiento (Pascal).
- T_b es la temperatura dentro del tanque de almacenamiento (K).
- n_{H_2} es el flujo molar que entra al tanque (kmol/s).
- M_{H_2} es la masa atómica del hidrógeno diatómico.
- Z es el factor de compresibilidad del hidrógeno, expresado en función de las presiones parciales.

Para el cálculo del factor de compresibilidad (Z), se usa la ecuación de VanDerWaal, y en base a los volúmenes parciales, se calcula dicho parámetro [19].

La función introducida ha sido desarrollada en MATLAB e implementada en el modelo mediante el bloque *Interpreted MATLAB Fcn*, el cual permite introducir una función creada en el entorno de MATLAB y comunicarla a través de Simulink.

```

%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
%% Modelado y simulación de un controlador para el sistema de propulsión hidrogeno-baterías para aeronaves %%%%%%%%%%%
%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%% Control Predictivo MPC %%%%%%%%%%%%%%%
%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%% ISMAEL ALVAREZ GÓMEZ %%%%%%%%%%%%%%%
%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
% Factor de compresibilidad para simulación de la presión en el tanque %%%%%%%%%%%%%%%
%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%

function out=factorcompresibilidad(in)
T=in(1); %[K] temperatura de salida de la pila
P=15; %[bar] presión deseada en el tanque
Tc=33.2; %[K] tempetarura crítica
Pc=9; %[bar] presión crítica
Tc=Tc+8 %[K] ajuste de la temperatura crítica
Pc=Pc+8.106; %[bar] ajuste de la presión crítica

R=8.3145/0.101325;
a=27*(R*Tc)^2/64/Pc;
b=R*Tc/8/Pc;
VanDerWaal_eqn=[1 -(b+R*T/P) a/P -a/b/Pc];
V=roots(VanDerWaal_eqn);
ind2=1;
for ind=1:3
    if isreal(V(ind))
        ind2=ind;
    end
end
V=abs(V(ind2));
Z=P*V/R/T;
out(1)=Z;
end

```

Figura 3-13: Función para el cálculo del factor de compresibilidad del hidrógeno. Extraído de [19].

Mediante el uso de la función de la imagen anterior, se permite ligar el valor de la temperatura del tanque con la presión con la cual se desea que se llegue a obtener dentro del tanque (15 bares) [19].

El modelo de bloques planteado en Simulink sería el siguiente:

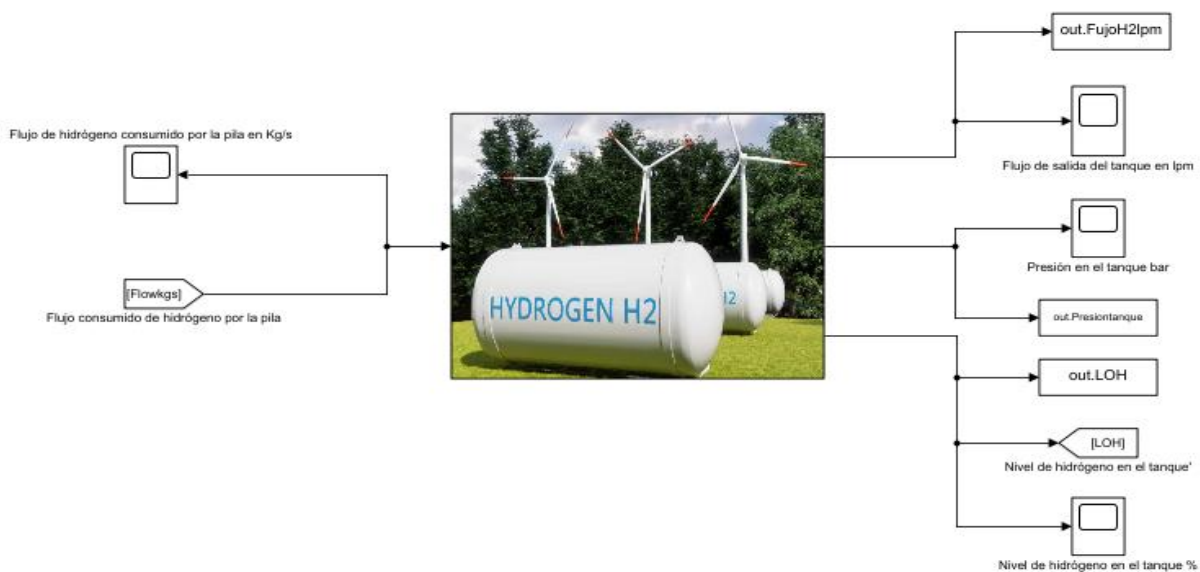


Figura 3-14: Vista general del diagrama de bloques del tanque de hidrógeno. Extraído de Simulink.

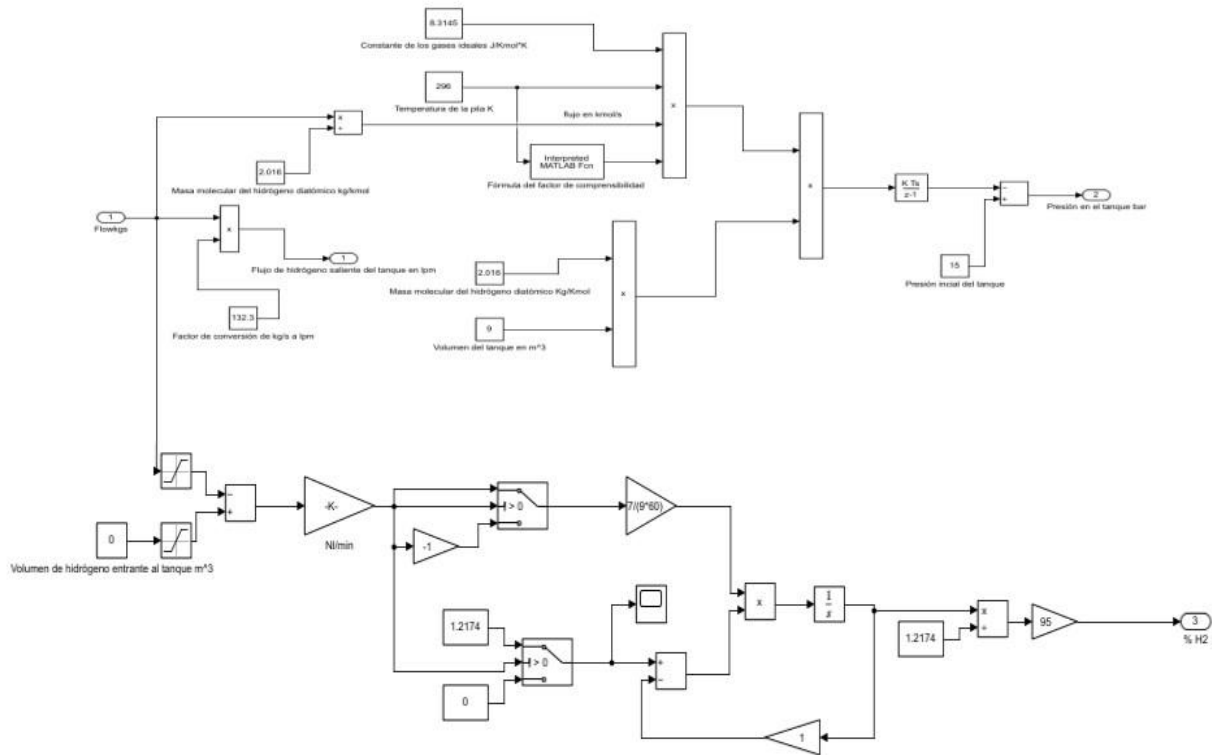


Figura 3-15: Diagrama de bloques del tanque de hidrógeno a modo de sub-sistema. Elaboración propia y de [19].

Como se puede observar en la **Figura 3-14**, el bloque tiene únicamente una entrada, que es el flujo consumido por la pila de combustible (Flowkgs, en kg/s) y tres salidas: el flujo saliente del tanque en litros por segundo (FlujoH2lpm), la presión en el interior del tanque (Presiontanque, en bares) y el nivel de hidrógeno existente en el tanque (LOH, en %).

Si se observa ahora la **Figura 3-15**, en la parte superior se encarga de calcular todo lo relacionado con lo explicado en la **Figura 3-13** junto con la ecuación (3.2), para mantener el tanque entorno a unos 15 bares de presión, que es lo deseado. Cabe esperar que cuando se saque hidrógeno del tanque, al disminuir el volumen, disminuirá la presión. En cuanto a la parte inferior, se encarga de obtener el porcentaje de hidrógeno restante en el tanque tras ser inyectado en la pila de combustible.

Las especificaciones para el tanque serían básicamente, el volumen que se quiere almacenar, 9L de hidrógeno, a una presión de 15 bares. Se considerará que inicialmente el tanque está a un 95% de su capacidad total.

3.3 Vista general del entorno de la simulación.

En este apartado, se expone la vista general que se plantea para la simulación. Para ello se deja plasmada en la siguiente imagen.

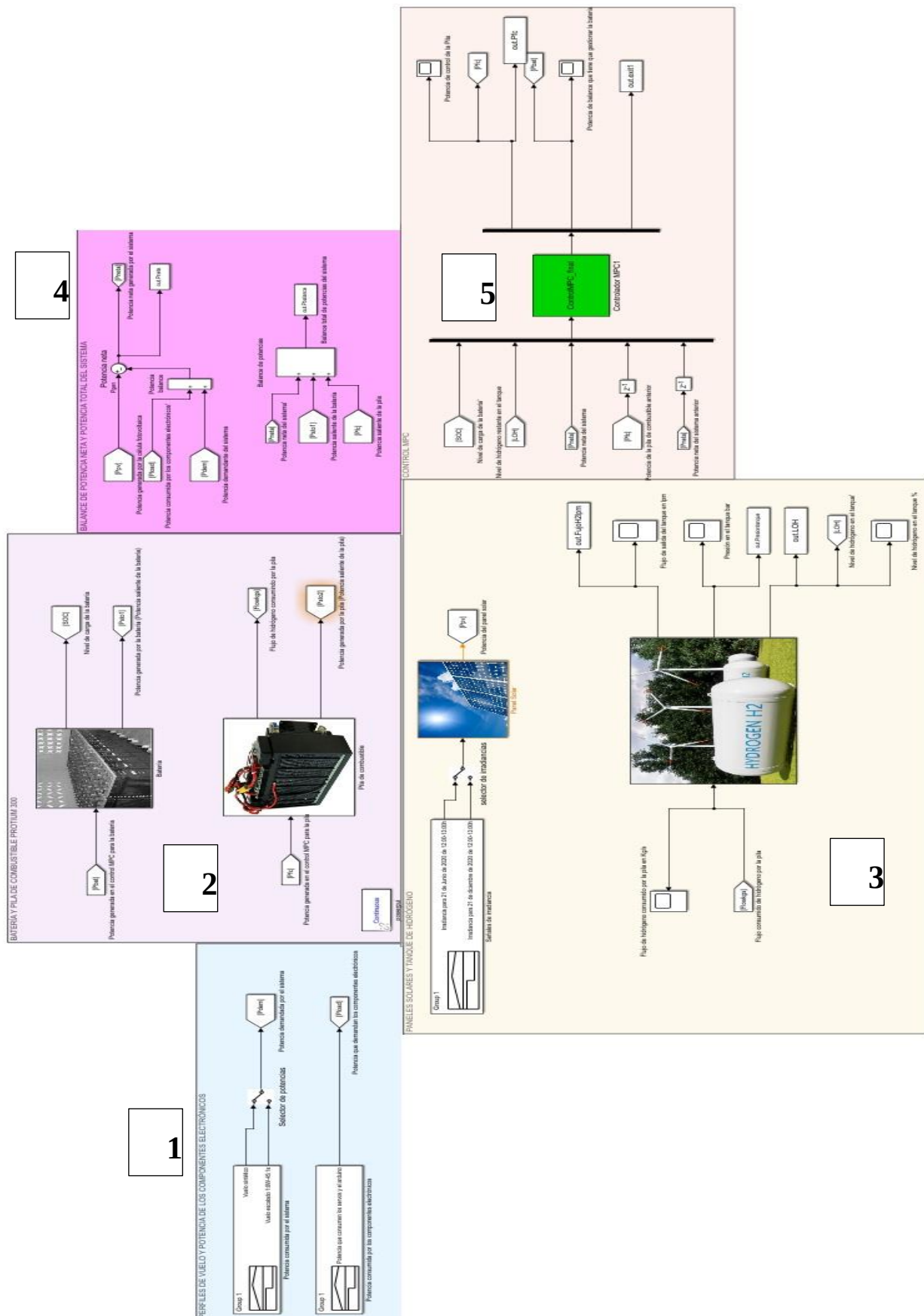


Figura 3-16: Vista general del entorno de la simulación. Elaboración propia.

Si se atiende a la **Figura 3-16**, se puede ver que la imagen consta de 5 partes bien identificadas:

- 1) En la primera sección se pueden ver los perfiles de vuelo (potencia que demandarían los motores) y un perfil continuo que simula la potencia consumida por los equipos electrónicos de los que consta la aeronave, tales como arduinos y servos (entorno a un consumo de 7.44W).
- 2) En ella, se pueden ver los bloques asociados a la batería y a la pila de combustible. Secciones 3.2.2 y 3.2.3, respectivamente.
- 3) Para esta parte se detallan los bloques de la célula fotovoltaica y del tanque de hidrógeno. Secciones 3.2.1 y 3.2.4 respectivamente.
- 4) Para la cuarta sección, se realizan balances de potencias de los equipos como el balance de la potencia neta y el balance total del sistema, el cuál debe ser cero.
- 5) En esta última sección se lleva a cabo el control MPC.

4 SISTEMA DE CONTROL BASADO EN MPC

En este capítulo se explicará en detalle el sistema de control utilizado para gestionar la energía de la aeronave llevándose a cabo a través del control MPC basado en espacios de estados, tal y como se ha introducido en la sección 2.5.2.

4.1 Patrón de los MPC

El algoritmo MPC proporciona un planteamiento intuitivo para un control óptimo de los sistemas sujetos a restricciones. Este hecho explica por qué el MPC es la más avanzada estrategia de control, la cual tiene la mayor aceptación en la industria. Los modelos de control predictivo, no designan una estrategia de control específica, más bien una amplia familia de métodos de control, los cuales hacen un uso explícito de un modelo del sistema para calcular la señal de control minimizando una función de coste. El paradigma del MPC se basa en la elección de los mejores entre todas las secuencias de entrada viables en un horizonte futuro de acuerdo con algunos criterios [4].

Usando el concepto de “receding horizon” (horizonte deslizante), la primera entrada de esta secuencia es aplicada al sistema y el esquema se repite al siguiente tiempo de muestreo, a la misma vez que se dispone de un nuevo estado de información. En este camino, el control MPC resuelve el problema de control óptimo dinámico restringido mediante una optimización en línea repetida del problema en bucle abierto en lugar del difícil cómputo “offline” de la ley de control [4].

Los MPC pueden manejar el estado en tiempo real y las restricciones de entrada de una manera natural, lo que permite a los sistemas operar más cerca de sus límites. Este modelo de control implica la solución en cada instante de muestreo de un problema de control óptimo con horizonte finito sujeto a la dinámica del sistema, y a restricciones en sus estados y entradas. La metodología del MPC es apropiada para problemas de control multivariable y para el diseño de sistemas multicapa jerárquicos compuestos de varios algoritmos de control que trabajan en diferentes escalas de tiempo [4].

Son especialmente potentes a través de su formulación estocástica, dando al controlador la posibilidad de optimizar diferentes escenarios (como fallas) al mismo tiempo. Su formulación distribuida puede optimizar al mismo tiempo los subsistemas globales optimizando la función de coste, pero respetando la función de costes del subsistema [4].

Además de su intuitiva formulación, el método es fácil de entender y puede incluirse con restricciones y no linealidades e incluso gestionar casos multivariables y distribuidos. Sin embargo, dado que el problema de optimización se resuelve en cada instante de muestreo, el costo computacional es alto en comparación con los esquemas de control tradicionales. Las ideas que aparecen en cierta medida en la familia de control predictivo son esencialmente [4]:

- Uso explícito de un modelo para predecir la salida del sistema en instantes futuros.
- Cálculo de una secuencia de control minimizando una función objetivo.
- Usar una estrategia de control deslizante, así que a cada instante el horizonte se desplazada hacia el futuro, lo cual incumbe la aplicación de la primera señal de control de la secuencia calculada en cada paso.

Los diferentes algoritmos MPC solo difieren entre ellos en el modelo utilizado para representar el sistema, la función de coste tiene que ser minimizada y la forma en la que se realiza la optimización. Los MPC presentan una serie de ventajas sobre otros métodos, entre las que destacan las siguientes [4]:

- El concepto es muy intuitivo y, al mismo tiempo, el ajuste es relativamente fácil.

- Se pueden usar para controlar una gran variedad de sistemas, desde dinámica simple a mas complejos, incluyendo sistemas inestables y no lineales.
- Pueden cumplirse diferentes criterios de rendimiento teniendo en cuenta las limitaciones operativas mediante una elección adecuada de la función de costes durante el proceso de diseño.
- La compensación de perturbaciones medibles se deriva fácilmente.
- El control resultante (una vez calculado) es una ley de control fácil de implementar.
- Su extensión al caso multivariable es conceptualmente sencilla.
- Las referencias futuras (como demandas programadas) se pueden integrar fácilmente en la formulación.

Sin embargo, tiene algunos inconvenientes. Lo más importante es que, su derivación es mas compleja que los controladores clásicos. Dado que un problema de optimización está siendo resuelto en cada tiempo de muestreo, el precio a pagar es la gran cantidad de cálculos requeridos, especialmente en el caso de las restricciones o cuando se usan largos horizontes. Otro importante tema es la disponibilidad de un modelo de sistema adecuado. El algoritmo es basado sobre el conocimiento previo del modelo y es independiente de él, pero es evidente que el rendimiento se verá afectado por el desajuste entre el sistema real y el modelo utilizado [4].

La metodología de todos los controladores pertenecientes a la familia de los MPC se caracteriza por la siguiente estrategia (obtenida de [4]):

1. Las futuras salidas que determinan el horizonte de predicción, N_p , son previstas en cada tiempo de muestreo utilizando el modelo dinámico del sistema. Esas salidas previstas $y(t + k|t)$ for $k = 1 \dots N_p$ dependen de los valores conocidos hasta el instante t (entradas y salidas pasadas y estados actuales) y en las futuras señales de control $u(t + k|t)$, $k = 0 \dots N_p - 1$, que son los que tienen que ser calculados y enviados al sistema.
2. La secuencia de las señales de control futuras es calculada por optimización de un determinado criterio, el cual, en general, puede intentar mantener las salidas lo más cerca posible de una trayectoria de referencia (puede ser el propio setpoint o una aproximación cercana). El criterio normalmente tiene la forma de una función cuadrática de los errores entre las señales de salidas previstas y la trayectoria de referencia, que pueden incluir el esfuerzo de control necesario. Aunque la norma Euclidea es la más usada, también, la norma 1 o la norma de infinito se puede considerar en la función de coste.
3. La señal de control $u(t|t)$ es enviada al proceso mientras las siguientes señales de control calculadas son rechazadas, porque en el mismo instante de muestreo, $y(t + 1)$ es ya sabida. La señal $u(t + 1|t + 1)$ es calculada usando el concepto de horizonte deslizante.

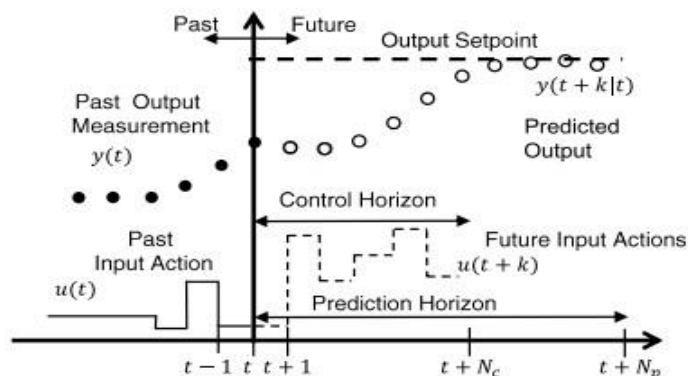


Figura 4-1: Estrategia de control MPC. Extraído de [4].

4.2 Metodología. Espacios de estado

Los MPC son una familia de métodos que difieren entre ellos en el tipo de modelo, la función de coste y el método de resolución. Diferentes formulaciones de los MPC se pueden usar para el control de la aeronave, donde la variable de estado $x(t)$ coincide con el estado de carga de las unidades de almacenamiento de energía. Los MPC basados en espacios de estados son un buen candidato para controlar la energía en la aeronave y por lo tanto, el modelo de espacios de estado puede ser usado para formular los problemas de control predictivo. A pesar de la formulación, es fácil tratar con modelos multivariables, como en el que se implementará. La dinámica del sistema se modela en las siguientes ecuaciones, que también se incluyen en la sección 2.5.2 [4]:

$$\begin{aligned} x(t+1) &= Ax(t) + Bu(t) \\ y(t) &= Cx(t) \end{aligned} \quad (4.1)$$

Como aparece en la sección 2.5.2, para un sistema SISO (Single-Input Single-Output), $y(t)$ y $u(t)$ son escalares y se refieren a la salida del sistema y a la señal de control, respectivamente, siendo $x(t)$ el vector de estados del sistema. Para un sistema MIMO (Multiple-Input Multiple-Output) se tendrá la misma descripción, pero con un vector u de dimensión m e y de dimensión n [12].

Para lograr un control sin desplazamiento, el modelo puede expresarse de forma incremental, utilizando el incremento de control $\Delta u(t)$ como entrada, en vez de la señal de control $u(t)$. Este modelo se puede escribir en la forma general del modelo de espacios de estado, considerando que $\Delta u(t) = u(t) - u(t-1)$. La siguiente representación se puede obtener incluyendo la expresión anterior [4]:

$$\begin{cases} \begin{bmatrix} x(t+1) \\ u(t) \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} A & B \\ 0 & I \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x(t) \\ u(t-1) \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} B \\ I \end{bmatrix} \Delta u(t) \\ y(t) = [C \quad 0] \begin{bmatrix} x(t) \\ u(t-1) \end{bmatrix} \end{cases} \quad (4.2)$$

Si se introduce un nuevo vector de estado $\bar{x}(t) = [x(t) \ u(t-1)]^T$, el modelo incremental toma la forma general [4]:

$$\begin{aligned} \bar{x}(t+1) &= M\bar{x}(t) + N\Delta u(t) \\ y(t) &= Q\bar{x}(t) \end{aligned} \quad (4.3)$$

A esto se llamará, sistema ampliado, donde los valores de M , N y Q se pueden expresar como función de A , B y C combinando las ecuaciones 4.1 y 4.3. Se observa que la notación general $x(t)$ para el vector de estado se puede usar de ahora en adelante, aunque se utilice la forma incremental, para considerar cualquier tipo de modelo de espacios de estado para la derivación MPC [4].

Una vez que el modelo dinámico está disponible, se puede incluir en la función de coste y proceder a su minimización. Los diversos algoritmos MPC utilizan diferentes funciones de coste para calcular la ley de control. Normalmente, el principal objetivo es que la salida futura $y(t)$ rastrea cierta señal de referencia $w(t)$ a lo largo del horizonte mientras penaliza el esfuerzo de control $\Delta u(t)$ necesario para ello. La expresión general de la función objetivo para el caso SISO es [4]:

$$J(N_p, N_c) = \sum_{j=1}^{N_p} \delta(j) [\hat{y}(t+j|t) - w(t+j)]^2 + \sum_{j=1}^{N_c} \lambda(j) [\Delta u(t+j-1)]^2 \quad (4.4)$$

donde $\hat{y}(t)$ es la predicción en la salida.

Un término adicional que penaliza la señal de control (no su incremento), puede ser incluida. N_p es el horizonte de predicción y $N_c \leq N_p$ es el horizonte de control, el cual necesariamente no tiene por qué tomar el mismo valor. El valor de N_p fija el límite de los instantes de tiempo en los cuales es deseable que la salida siga la referencia.

El concepto de horizonte de control (N_c) consiste en considerar que después de cierto intervalo $N_c < N_p$ las propuestas señales de control pueden mantenerse constantes, esto es, $u(t + j)$ no cambia después de $j=N_c$ [4]:

$$\Delta u(t + j - 1) = 0 \quad j > N_c \quad (4.5)$$

Esto puede disminuir significativamente el número de variables de decisión y, por lo tanto, la complejidad del problema. Los coeficientes $\delta(j)$ y $\lambda(j)$ son secuencias que consideran el peso relativo del error y controla el esfuerzo a lo largo del horizonte de control; normalmente secuencias de valores constantes o exponenciales son considerados. En varias ocasiones, el estado $x(t)$ puede ser incluido en la función de coste en vez de la salida $y(t)$. Entonces, la derivación hecha a continuación en esta sección debe ser ligeramente cambiada introduciendo la matriz C en (4.1) o Q en (4.3) iguales a la matriz identidad [4].

En el caso de los procesos MIMO, el caso del proyecto, las entradas y salidas son vectores y por lo tanto los costes son calculados usando funciones cuadráticas, donde R y P son matrices de ponderación definidas positivas que suelen ser diagonales [4]:

$$J(N_p, N_c) = \sum_{j=1}^{N_p} \|\hat{y}(t + j | t) - w(t + j)\|_R^2 + \sum_{j=1}^{N_c} \|\Delta u(t + j - 1)\|_P^2 \quad (4.6)$$

siendo $\|\cdot\|_R^2 = x^T R x$.

Debido a la naturaleza predictiva del MPC, si la evolución futura de la referencia $r(t + k)$ se sabe a priori, el controlador puede reaccionar antes de que el cambio se haga efectivo. Normalmente, se usa una trayectoria de referencia $w(t + k)$, la cual es una aproximación suave desde el valor de salida actual hasta el valor de referencia conocido $r(t + k)$ usando un filtro de primer orden [4]:

$$w(t) = y(t) \quad w(t + k) = \alpha w(t + k - 1) + (1 - \alpha)r(t + k) \quad k = 1 \dots N_p \quad (4.7)$$

donde α es un parámetro ajustable entre 0 y 1 (cuanto más cercano a 1, la aproximación es más suave).

La predicción a la salida, usada en la función objetivo (4.4), puede ser calculada usando (4.1) o (4.3) si se usa un modelo incremental. En este caso, la predicción se da por [4]:

$$\hat{y}(t + j) = Q M^j x(t) + \sum_{i=0}^{j-1} Q M^{j-i-1} N \Delta u(t + i) \quad (4.8)$$

Se advierte que $x(t)$ debe ser calculado usando un observador en caso de que el vector de estado no sea accesible. Entonces, la predicción a lo largo del horizonte se da por [4]:

$$y = \begin{bmatrix} y(t + 1|t) \\ y(t + 2|t) \\ \vdots \\ y(t + N_p|t) \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} Q[Mx(t) + N\Delta u(t)] \\ Q M^2 x(t) + \sum_{i=0}^1 (Q M^{1-i} N \Delta u(t + i)) \\ \vdots \\ Q M^{N_p} x(t) + \sum_{i=0}^{N_p-1} (Q M^{N_p-i-1} N \Delta u(t + i)) \end{bmatrix}, y_{N_p, n_y} \quad (4.9)$$

donde las letras en negrita minúsculas se utilizan para indicar vectores compuestos de elementos a lo largo del horizonte y las letras mayúsculas en negrita denotan matrices compuestas por otras matrices y vectores. Entonces, la última ecuación se puede escribir en forma de vector de la siguiente manera [4]:

$$y = Fx(t) + Hu \quad (4.10)$$

donde el vector $u = [\Delta u(t) \Delta u(t + 1) \dots \Delta u(t + N_c - 1)]^T$ contiene los incrementos futuros de control, H es una matriz triangular inferior con sus elementos no nulos definidos como $H_{ij} = Q M^{i-j} N$ y la matriz F se define como [4]:

$$\mathbf{F} = \begin{pmatrix} QM \\ QM^2 \\ \vdots \\ QM^{Np} \end{pmatrix} \quad (4.11)$$

Se advierte que la predicción (4.10) tiene dos términos: el primer término es la respuesta libre del sistema, la cual depende del estado actual y , por lo tanto, se conoce en el instante t . El segundo término depende de la secuencia de control futura $\mathbf{u}$, la cual se calcula minimizando la función objetivo (4.4), que (en el caso de $\delta(j) = 1$ y $\lambda(j) = \lambda$) se puede escribir como [4]:

$$J = (\mathbf{H}\mathbf{u} + \mathbf{F}x(t) - \mathbf{w})^T (\mathbf{H}\mathbf{u} + \mathbf{F}x(t) - \mathbf{w}) + \lambda \mathbf{u}^T \mathbf{u} \quad (4.12)$$

Si no hay restricciones, la solución analítica que proporciona el óptimo puede ser calculada imponiendo que el derivativo J debe ser igual a 0, dando [4]:

$$\mathbf{u} = (\mathbf{H}^T \mathbf{H} + \lambda \mathbf{I})^{-1} \mathbf{H}^T (\mathbf{w} - \mathbf{F}x(t)) \quad (4.13)$$

El horizonte deslizante implica que solo el primer elemento de la secuencia de control, $\Delta u(t)$, es usada y todo el cálculo computacional se repite al siguiente tiempo de muestreo [4].

En caso de que los horizontes de control y de predicción llegaran a ser infinitos y no hay restricciones, el control predictivo llega a ser conocido como un problema LQR (Linear Quadratic Regulator) [4].

4.3 Perturbaciones

Durante su operación normal, la aeronave estará sujeta a perturbaciones. Generarán perturbaciones sobre la aeronave, la potencia neta, que es el resultado de restar a la potencia generada de forma renovable la potencia que demanda el sistema (suma de la potencia demandada y la potencia de los componentes electrónicos de la aeronave). Ambas son entradas externas al sistema que no pueden ser manipuladas por el controlador.

Los desafíos surgen de la intermitencia natural de las fuentes de energía renovables y los requisitos para satisfacer la demanda variable de energía. Desde que las fuentes renovables de energía (placa solar en el caso del proyecto), se utilizan para generación, su naturaleza variable en el tiempo, dificultad de predicción, y la falta de capacidad de manipulación los convierte en un problema a resolver por el sistema de control.

El MPC, al igual que cualquier otro controlador, puede rechazar perturbaciones debido al mecanismo de retroalimentación que posee. Sin embargo, si las perturbaciones pueden medirse (o pueden ser estimadas), su influencia en la salida puede ser incluida en la dinámica del modelo y por lo tanto, el controlador puede anticiparse al efecto que tendrá en la salida. Es por ello, que el control MPC puede intrínsecamente incluir el efecto de retroalimentación [4].

El efecto de las perturbaciones sobre el sistema se denotará por $d(t)$ que será añadida a la formulación de las ecuaciones vistas en la sección 4.1. La dinámica del sistema bajo perturbaciones viene dada por:

$$\begin{aligned} x(t+1) &= Ax(t) + Bu(t) + B_d d(t) \\ y(t) &= Cx(t) \end{aligned} \quad (4.14)$$

donde B_d es la matriz que cuantifica el efecto de las perturbaciones en el estado del sistema. Dado que la generación y la demanda tienen el mismo efecto en el balance de energía (una positiva y otra negativa), esas perturbaciones se pueden agrupar en una sola variable: el efecto neto de la generación y la demanda viene determinado por: $d(t) = P_{\text{gen}}(t) - P_{\text{load}}(t) - P_{\text{dem}}(t)$ ($P_{\text{gen}} = P_{\text{pv}}$, hace referencia a la potencia generada de forma renovable, es decir, la potencia que generan los paneles solares; P_{load} , es la potencia que consumen los componentes electrónicos como por ejemplo un arduino y unos servos; y P_{dem} , es la potencia que demanda el sistema). La generación y la demanda pueden medirse, así que se tratan de perturbaciones medibles [4].

Hay varios caminos donde se pueden incluir las perturbaciones en el modelado del sistema, a través del efecto de la retroalimentación. Se representan dos enfoques diferentes: la primera, añadir el efecto de la perturbación a la salida de la predicción y la segunda, incluir el vector de perturbaciones $d(t)$ como un componente del vector de estados $x(t)$ [4].

Una vez sabido que el sistema está bajo los efectos de estas perturbaciones, la aproximación del sistema quedará representada de la siguiente manera [20]:

$$\begin{aligned}\bar{x}(t+1) &= M\bar{x}(t) + N\Delta u(t) \\ y(t) &= Q\bar{x}(t)\end{aligned}\quad (4.15)$$

Siendo:

$$\bar{x} = \begin{pmatrix} \bar{x} \\ u(t+1) \end{pmatrix} \quad M = \begin{pmatrix} \bar{A} & \bar{B} \\ 0 & I \end{pmatrix} \quad N = \begin{pmatrix} \bar{B} \\ 0 \end{pmatrix} \quad Q = (\bar{C} \ 0)$$

Además de (se definen como $x(1)$, y $x(2)$ la componente primera y segunda, respectivamente, del vector de estados $x(t)$ y $P_{neta} = P_{pv} - P_{load} - P_{dem} = d(t)$):

$$\bar{x} = \begin{pmatrix} x(1) \\ x(2) \\ P_{neta} \end{pmatrix} \quad \bar{A} = \begin{pmatrix} A & Bd \\ 0 & I \end{pmatrix} \quad \bar{B} = \begin{pmatrix} B \\ 0 \end{pmatrix} \quad \bar{C} = (C \ 0)$$

El controlador se diseñará por tanto de acuerdo con el sistema de ecuaciones 4.15 y la definición de las matrices que se realiza debajo de ella.

4.4 Restricciones

En la práctica todos los sistemas están sujetos a restricciones. Las unidades de generación y almacenamiento tienen campos limitados de acción y determinan su rendimiento. Además, la mejor condición operativa se define generalmente por la intersección de ciertas restricciones, básicamente, por razones económicas, así que el sistema puede operar cerca de los límites de diseño. Normalmente, límites en la amplitud y en la tasa de rampa de la señal de control y los límites en la salida serán considerados [4]:

$$\begin{aligned}u_{min} &\leq u(t) \leq u_{max} \quad \forall t \\ \Delta u_{min} &\leq u(t) - u(t-1) \leq \Delta u_{max} \quad \forall t \\ y_{min} &\leq y(t) \leq y_{max} \quad \forall t\end{aligned}\quad (4.16)$$

Las restricciones en los estados $x(t)$ pueden ser también incluidos usando las mismas inecuaciones tal y como se han usado para las restricciones en la salida, haciendo las matrices C en (4.1) o Q en (4.3) iguales a la matriz identidad. Para un sistema de m -entradas y n -salidas, las restricciones actúan sobre el horizonte de predicción N_p , puede ser expresado como [4]:

$$\begin{aligned}\mathbf{I}u_{min} &\leq T\mathbf{u} + u(t-1)\mathbf{I} \leq \mathbf{I}u_{max} \\ \mathbf{I}\Delta u_{min} &\leq \mathbf{u} \leq \mathbf{I}\Delta u_{max} \\ \mathbf{I}y_{min} &\leq \mathbf{H}\mathbf{u} + \mathbf{F}x(t) \leq \mathbf{I}y_{max}\end{aligned}\quad (4.17)$$

donde $\mathbf{I}$ es una matriz $(N_p \times n) \times m$ formada por N_p $m \times n$ matrices identidad y T es una matriz triangular inferior cuyos argumentos no nulos son $m \times n$ matrices identidad. La siguiente matriz puede ser usada para expresar todas las restricciones [4]:

$$\mathbf{R}\mathbf{u} \leq \mathbf{c} \quad (4.18)$$

con:

$$R = \begin{bmatrix} I_{N_P \times N_P} \\ -I_{N_P \times N_P} \\ T \\ -T \\ H \\ -H \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \mathbf{I}\Delta u_{max} \\ -\mathbf{I}\Delta u_{min} \\ \mathbf{I}u_{max} - \mathbf{I}u(t-1) \\ -\mathbf{I}u_{min} + \mathbf{I}u(t-1) \\ \mathbf{I}y_{max} - Fx(t) \\ -\mathbf{I}y_{min} + Fx(t) \end{bmatrix} \quad (4.19)$$

El objetivo de estas restricciones en la función objetivo hace la minimización más compleja, así que la solución no puede ser obtenida explícitamente como un caso sin restricciones. El problema se solventa si se minimiza una función de coste con restricciones lineales:

$$\begin{aligned} \min & \frac{1}{2} \mathbf{u}^T \mathbf{A} \mathbf{u} + \mathbf{b}^T \mathbf{u} \\ \text{sujeto a : } & \mathbf{R} \mathbf{u} \leq \mathbf{c} \end{aligned} \quad (4.20)$$

5 DISEÑO DEL CONTROLADOR

En este capítulo se expondrá el diseño del controlador basado en control MPC, planteado generalmente en la sección 4, pero aplicándolo al modelo de la aeronave y adaptándolo a los equipos descritos en el capítulo 3.

5.1 Sistema de control

El sistema consta de los siguientes componentes con los que se realiza el control de la aeronave:

Notación	Potencia	Signo positivo	Signo negativo
P_{pv}	Potencia generada por el panel solar	Hacia la aeronave	-
P_{load}	Potencia consumida por los dispositivos electrónicos	-	Desde la aeronave
P_{dem}	Potencia que consumen los motores	-	Desde la aeronave
P_{neta}	Potencia neta	Hacia la aeronave	Desde la aeronave
P_{bat}	Potencia que genera la batería	Hacia la aeronave	Desde la aeronave
P_{fc}	Potencia que genera la pila de combustible	Hacia la aeronave	Desde la aeronave
$P_{balance}$	Potencia de balance del sistema	Exceso de potencia	Déficit de potencia

Tabla 5-1: Potencias involucradas en el control.

La potencia neta se define como la potencia generada de forma renovable (potencia generada por el panel solar) menos la suma de la potencia demandada por los motores y la potencia que demandan los componentes electrónicos (tales como servos y arduinos).

Se presenta a continuación el flujo de potencias de la aeronave tal y como se muestra en **Figura 5-1**:

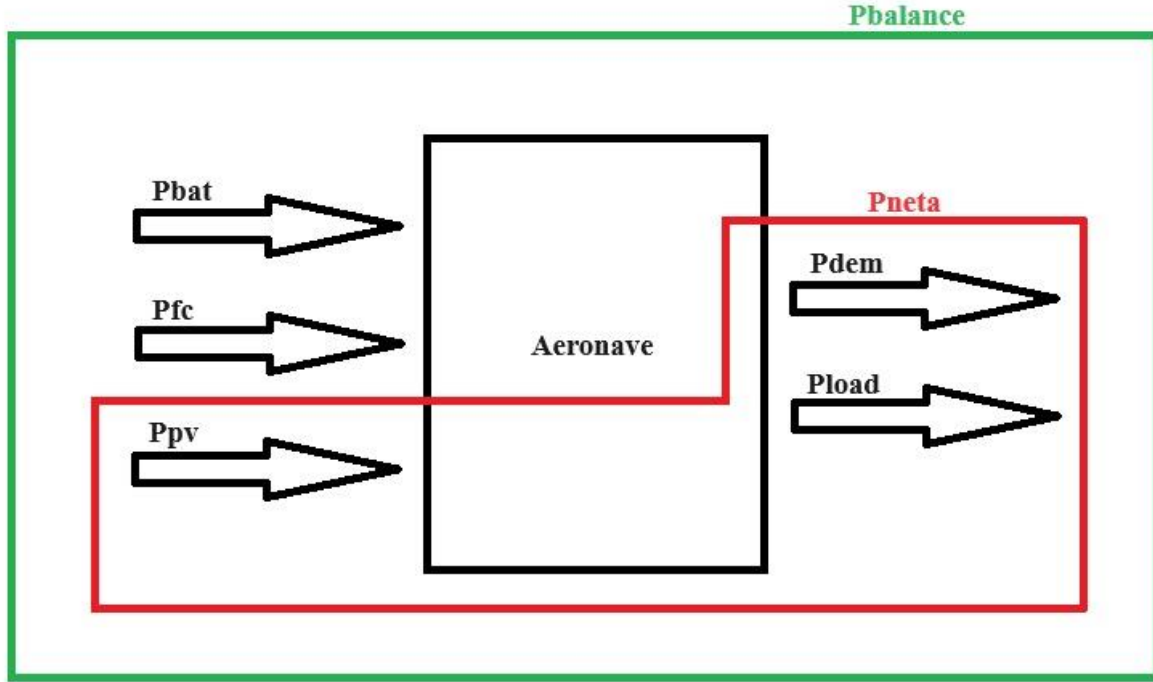


Figura 5-1: Flujo de potencias de la aeronave. Elaboración propia.

Las ecuaciones que satisfacen la relación entre las potencias del sistema de la aeronave son:

$$P_{neta} = P_{pv} - (P_{dem} + P_{load}) \quad (5.1)$$

$$P_{balance} = P_{neta} + P_{bat} + P_{fc} \quad (5.2)$$

Para que la aeronave realice correctamente la misión, se debe de cumplir que el balance total de potencia debe ser cero, es decir, $P_{balance} = 0$.

5.2 Modelado del sistema

Tal y como se muestra en la sección 4.3, para realizar el control se debe obtener el modelo del sistema que pueda representar su comportamiento. La relación entre la potencia de los diferentes componentes y los estados de carga se asemeja a una función lineal, el sistema se puede representar de la siguiente manera [15]:

$$\begin{aligned} x(t+1) &= Ax(t) + Bu(t) + B_d d(t) \\ y(t) &= Cx(t) \end{aligned} \quad (5.3)$$

donde $x(t)$ es el vector de estado, $u(t)$ es la señal de control, $d(t)$ es la perturbación en el sistema e $y(t)$ es la salida.

El estado del sistema queda representado por el estado de carga de la batería y por el nivel de hidrógeno en el tanque. A su vez, el estado se corresponde con la salida [15]:

$$x(t) = y(t) = [SOC(t) \quad LOH(t)]^T \quad (5.4)$$

Solo se tendrá una variable de control, la potencia que suministra la pila de combustible. En general, la potencia de la batería es usada para establecer un balance en el sistema, absorbiendo la potencia extra o derivando la necesaria en cada instante, requerida por la aeronave. Por tanto:

$$u(t) = [P_{fc}(t)] \quad (5.5)$$

Como la generación y la demanda no forman parte del sistema de control, se tratarán como una perturbación en el sistema [15]:

$$d(t) = [P_{neta}(t)] \quad (5.6)$$

Ahora, se obtiene un modelo lineal con los diferentes sistemas que componen la aeronave relacionando los estados con las señales de control mediante su rendimiento [15].

En el caso del proyecto, el sistema de almacenamiento de energía se determina por la batería, el nivel de energía se da por el SOC, definido como el ratio entre la capacidad actual $C_{bat}(t)$ [Wh] y la máxima capacidad de la batería, $C_{máx}$, es decir:

$$SOC(t+1) = SOC - \frac{\eta_{bat} T_s}{C_{máx}} P_{bat}(t) \quad (5.7)$$

siendo η_{bat} la eficiencia de la batería, $C_{máx}$ la carga máxima de la batería expresada en Wh y T_s el tiempo de muestreo expresado en segundos [4].

Las variables manipulables son las potencias que pueden intercambiarse con la pila de combustible, es decir, P_{fc} . La batería, por lo tanto, debe compensar el resto de las potencias [4]:

$$P_{bat} = -P_{neta} - P_{fc} = -(P_{pv} - P_{load} - P_{dem}) - P_{fc} \quad (5.8)$$

Así que, la ecuación de almacenamiento para la batería, definida la perturbación como $d(t) = P_{pv}(t) - P_{load}(t) - P_{dem}(t)$ es:

$$SOC(t+1) = SOC(t) - \frac{\eta_{bat} T_s}{C_{max}} (P_{dem}(t) + P_{load}(t) - P_{pv}(t) - P_{fc}(t)) \quad (5.9)$$

Una vez modelada la batería, se procede a aplicar la misma metodología para la pila de combustible:

$$LOH(t+1) = LOH(t) - \frac{T_s}{\eta_{fc} V_{max}} P_{fc}(t) \quad (5.10)$$

donde LOH es el nivel de hidrógeno en el tanque, η_{fc} la eficiencia de la pila y V_{max} el nivel máximo de hidrógeno expresado en Nm^3 y T_s el tiempo de muestreo expresado en segundos [4].

Se definen a continuación, tras introducir estas ecuaciones las constantes de los equipos que se aplicarán a las matrices que son $K_{bat} = \frac{\eta_{bat} T_s}{C_{max}}$ y $K_{fc} = \frac{T_s}{\eta_{fc} V_{max}}$. El valor de los parámetros usados para definir las constantes de los equipos quedan recogidos en la siguiente tabla:

Equipo	η	$C_{máx}$ (Wh)	$V_{máx}(Nm^3)$
Batería	0.98	53.13	-
Pila de combustible	0.478	-	0.1228

Tabla 5-2: Parámetros del modelo.

Así, las constantes anteriores, tanto de la batería como de la pila de combustible tomarán los siguientes valores si se toma como tiempo de muestreo (T_s) igual a 1 segundo:

$$K_{bat} = \frac{\eta_{bat} T_s}{C_{max}} = \frac{0.98 \cdot 1}{23.1 \cdot 2.3} = \mathbf{0.0184}$$

$$K_{fc} = \frac{T_s}{\eta_{fc} V_{max}} = \frac{1}{0.478 \cdot V_{max}(Nm^3)} \rightarrow V_{max}(Nm^3) = \frac{14.8038 \text{ atm} \cdot 0.009 \text{ m}^3 \cdot 273 \text{ K}}{296 \text{ K} \cdot 1 \text{ atm}} = 0.1229 \text{ Nm}^3 \rightarrow \mathbf{K_{fc} = 17.0363}$$

Estas características se extraen del diseño de la batería y de la pila de combustible elegidos. Secciones 3.2.2 y 3.2.3 respectivamente.

Si se expresa el sistema establecido en (5.3) con lo descrito en esta sección, se tiene que, para el sistema de la aeronave, las matrices correspondientes al modelo de espacios de estados tienen la siguiente forma:

$$\begin{aligned}
A &= I_{2 \times 2} \\
B &= [K_{bat} \quad -K_{fc}] \\
C &= I_{2 \times 2} \\
B_d &= [K_{bat} \quad 0]
\end{aligned} \tag{5.11}$$

5.3 Desarrollo matemático

Una vez que se tiene el modelo del sistema, es necesario realizar el cambio de variables correspondiente para poder introducirlo en la función de coste y resolver así el problema de optimización en torno a la función de coste implementada [15].

5.3.1 Cambio de variables

Aprovechando el trabajo realizado en [15], se usará el mismo desarrollo matemático pero adaptándolo a la aeronave.

Anteriormente, se ha obtenido un modelo lineal de la microrred mediante representación en espacio de estados en el que estos dependen de las señales de control y de las perturbaciones. Para simplificar el modelo, se introducirán las perturbaciones en el vector de estado. Las matrices pertenecientes al nuevo modelo resultante se conocen como matrices ampliadas [15].

Originariamente, el sistema tiene la forma descrita en el capítulo 4, a la que se ha añadido la perturbación medible, como se puede observar en la ecuación (5.12). El nuevo sistema de ecuaciones se obtiene modificando dicha ecuación para dar lugar a (5.13), donde n_x es el número de estados, n_u es el número de señales de control, n_y es el número de salidas y n_d es el número de perturbaciones [15].

$$\begin{cases} x(t+1) = Ax(t) + Bu(t) + B_d d(t) \\ y(t) = Cx(t) \end{cases}, A_{n_x \times n_x}, B_{n_x \times n_u}, C_{n_y \times n_x}, B_{d_{n_x \times n_d}} \tag{5.12}$$

$$\begin{cases} \begin{bmatrix} x(t+1) \\ d(t+1) \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} A & B_d \\ 0 & I \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x(t) \\ d(t) \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} B \\ 0 \end{bmatrix} u(t) \\ y(t) = [C \quad 0] \begin{bmatrix} x(t) \\ d(t) \end{bmatrix} \end{cases} \tag{5.13}$$

Por comodidad y para mantener la notación seleccionada, de ahora en adelante las matrices anteriormente definidas pasarán a representar conceptos diferentes. El nuevo vector de estados será $x(t)$ y la primera, la segunda y la tercera matriz creadas se llamarán A , B y C , respectivamente, con $A_{(n_x + n_d) \times (n_x + n_d)}$, $B_{(n_x + n_d) \times n_u}$, $C_{n_y \times (n_x + n_d)}$. De este modo, el modelo podrá ser representado por la ecuación (5.14) [15]:

$$\begin{cases} x(t+1) = Ax(t) + Bu(t) \\ y(t) = Cx(t) \end{cases} \tag{5.14}$$

En el sistema a controlar, la entrada no es la señal de control sino su incremento. Es por esto por lo que se necesita representar el modelo en espacio de estados incremental. Desde este momento, el estado contiene a las señales de control y depende de su incremento $\Delta u(t)$, donde $\Delta u(t) = u(t) - u(t-1)$, como se observa en la ecuación (5.15) [15]:

$$\begin{cases} \begin{bmatrix} x(t+1) \\ u(t) \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} A & B \\ 0 & I \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x(t) \\ u(t-1) \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} B \\ I \end{bmatrix} \Delta u(t) \\ y(t) = [C \quad 0] \begin{bmatrix} x(t) \\ u(t-1) \end{bmatrix} \end{cases} \tag{5.15}$$

Nuevamente, por comodidad, el nuevo estado volverá a denominarse $x(t)$ y a las nuevas matrices se les llama M , N y Q , con $M_{(n_x + n_d + n_u) \times (n_x + n_d + n_u)}$, $N_{(n_x + n_d + n_u) \times n_u}$, $Q_{n_y \times (n_x + n_d + n_u)}$, por lo que el modelo queda representado por la ecuación (5.16) [15]:

$$\begin{cases} x(t+1) = Mx(t) + N\Delta u(t) \\ y(t) = Qx(t) \end{cases} \quad (5.16)$$

Para minimizar la función de coste, es necesario realizar las predicciones a lo largo del horizonte N que, desde ahora, se denominará N_p para evitar confusiones con la matriz N . Las dos ecuaciones del modelo serán agrupadas en una sola, lo que permitirá introducirlas en la función de coste [15].

$$y(t) = Q[Mx(t) + N\Delta u(t)] \quad (5.17)$$

Para cualquier desplazamiento de tiempo j , la ecuación anterior queda de la siguiente forma [15]:

$$y(t+j) = Q[Mx(t+j-1) + N\Delta u(t+j-1)] \quad (5.18)$$

Puesto que $x(t-1)$ es a su vez función de $x(t-2)$ y de $\Delta u(t-2)$, la ecuación anterior puede reescribirse para dar lugar a (5.19) [15]:

$$y(t+j) = QM^j x(t) + \sum_{i=1}^{j-1} (QM^{j-i-1} N \Delta u(t+i)) \quad (5.19)$$

De este modo, se tiene una nueva ecuación que contiene las predicciones en un horizonte N_p dadas por las señales de control en un horizonte N_u . Si el horizonte de control es menor que el de predicción, $\Delta u(t+j) = 0$, con $j \geq N_u$ [15].

$$y = Fx(t) + Hu \quad (5.20)$$

El vector de predicciones y es función del estado del sistema (recuérdese que el vector de estados contiene las perturbaciones y las señales de control) y del vector de incrementos de control u [15].

$$y = \begin{bmatrix} y(t+1|t) \\ y(t+2|t) \\ \vdots \\ y(t+N_p|t) \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} Q[Mx(t) + N\Delta u(t)] \\ QM^2 x(t) + \sum_{i=0}^1 (QM^{1-i} N \Delta u(t+i)) \\ \vdots \\ QM^{N_p} x(t) + \sum_{i=0}^{N_p-1} (QM^{N_p-i-1} N \Delta u(t+i)) \end{bmatrix}, y_{N_p, n_y} \quad (5.21)$$

$$u = \begin{bmatrix} \Delta u(t) \\ \Delta u(t+1) \\ \vdots \\ \Delta u(t+N_u-1) \end{bmatrix}, u_{N_u, n_u} \quad (5.22)$$

$$H = \begin{bmatrix} QN & 0 & \dots & 0 \\ QMN & QN & \dots & 0 \\ QM^2 N & QMN & \dots & 0 \\ \vdots & \vdots & \ddots & \vdots \\ QM^{N_p} & QM^{N_p-1} & \dots & 0 \end{bmatrix}, H_{(N_p, n_y) \times (N_u, n_u)} \quad (5.23)$$

$$F = \begin{bmatrix} QM \\ QM^2 \\ \vdots \\ QM^{N_p} \end{bmatrix}, F_{(N_p, n_y) \times (n_x + n_d + n_u)} \quad (5.24)$$

5.3.2 Función de coste

El problema de optimización se resolverá minimizando una función objetivo o función de coste cuadrática J en la que se incluyen los errores de seguimiento de referencia, las señales de control y los incrementos de control. Las matrices α , β y γ son matrices diagonales que contienen los pesos α , β y γ atribuidos a cada variable [15].

$$J = \sum_{j=1}^{N_u} \alpha(j) u(t+j-1|t)^2 + \sum_{j=1}^{N_u} \beta(j) [\Delta u(t+j-1)]^2 + \sum_{j=1}^{N_p} \gamma(j) [y(t+j|t) - w(t+j)]^2 \quad (5.25)$$

La minimización de la función de coste se resolverá mediante un problema de programación cuadrática, caracterizado por una función de coste cuadrática y restricciones lineales, siendo una de ellas el modelo de la microrred [15].

En este tipo de problemas se tiene un sistema de ecuaciones lineales en el que se quiere minimizar un término. El caso general es $Ax+b=e$, donde se pretende que $e \approx 0$. Para hallar el mínimo de esta ecuación, es necesario igualar a 0 la derivada del error cuadrático [15].

$$\frac{\partial}{\partial x} \frac{1}{2} (e^T e) = 0 \quad (5.26)$$

Desarrollando la ecuación, se obtiene:

$$\frac{\partial}{\partial x} \frac{1}{2} (x^T A^T x + b^T A x + x^T A^T b + b^T b) = 0 \quad (5.27)$$

$$P = A^T A$$

$$f = b^T A \quad (5.28)$$

La derivada de (5.27) equivale a la de (5.29) con el cambio de variable (5.28), donde la solución viene dada por (5.30). Si P es definida positiva, el problema tendrá un mínimo global [15].

$$\frac{\partial}{\partial x} \frac{1}{2} (x^T P x + f x) = 0 \quad (5.29)$$

$$x = -P^{-1} f^T \quad (5.30)$$

Aplicando el mismo razonamiento sobre el problema de la aeronave se tiene la siguiente minimización [15]:

$$\begin{aligned} u^* &= \arg \min \left[\frac{1}{2} (u^T P u + f u) \right] \\ \text{s.a. } R u &\leq c \\ u &\geq 0 \end{aligned} \quad (5.31)$$

Para obtener la función de coste, es necesario que sus tres términos (seguimiento de referencia, control e incremento de control) estén en función de u y sea posible agruparlos como en la ecuación (5.31) [15].

El valor de la señal de control en los instantes sucesivos será la suma de los incrementos calculados hasta llegar a ese instante más su valor al inicio del horizonte de control, por lo que la transformación de $u(t)$ queda de la siguiente forma, donde $U(t-1)$ es un vector que contiene el valor de $u(t-1)$ en todas sus filas y T es una matriz diagonal inferior formada por submatrices identidad de tamaño $N_u \cdot n_u$ [15]:

$$\frac{\partial}{\partial x} \left(\sum_{j=0}^{N_u} \alpha(j) u(t+j|t)^2 \right) = \frac{\partial}{\partial u} \left(\frac{1}{2} u^T T^T \bar{\alpha} T u + 2 U(t-1)^T \bar{\alpha} T u \right) \quad (5.32)$$

Suponiendo una sola componente, el cálculo realizado se representaría como en la ecuación (5.33) [15].

$$\begin{aligned} &\frac{\partial}{\partial \Delta u(t+j)} \alpha \left(\sum_{i=0}^j \Delta u(t+i) + u(t-1) \right)^2 = \\ &= \frac{\partial}{\partial \Delta u(t+j)} \alpha \left(\left(\sum_{i=0}^j \Delta u(t+i) \right)^2 + 2u(t-1) \sum_{i=0}^j \Delta u(t+i) \right) \end{aligned} \quad (5.33)$$

Por otro lado, teniendo en cuenta (5.20) y el desarrollo expuesto en (5.27), el error de seguimiento de referencia pasa a ser $y-w = Hu + Fx - w$, que queda en función de u [15].

$$\frac{\partial}{\partial u} ((y-w)^T \bar{\gamma} (y-w)) = \frac{\partial}{\partial u} (u P \bar{\gamma} P^T u^T + (Fx(t) - w)^T \bar{\gamma} H u) \quad (5.34)$$

De este modo, se obtienen las matrices del problema de optimización mostrado en (5.31) [15]:

$$\begin{aligned} P &= 2(T^T \bar{\alpha} T + \bar{\beta} + P \bar{\gamma} P^T) \\ f &= 2(U(T-1)^T \bar{\alpha} T + (Fx(t) - w)^T \bar{\gamma} H) \end{aligned} \quad (5.35)$$

5.3.3 Restricciones

Las restricciones del problema de optimización deben ser relaciones de igualdad o desigualdad lineales y dependientes del vector u . En este problema se impondrán restricciones en la señal de control y su incremento y en la salida del sistema. Además, se añaden las restricciones correspondientes a la batería [15].

$$\begin{aligned} u_{min} &\leq u(t) \leq u_{max} & \forall t \\ \Delta u_{min} &\leq u(t) - u(t-1) \leq \Delta u_{max} & \forall t \\ y_{min} &\leq y(t) \leq y_{max} & \forall t \\ P_{bat_{min}} &\leq P_{bat}(t) \leq P_{bat_{max}} & \forall t \\ \Delta P_{bat_{min}} &\leq \Delta P_{bat}(t) \leq \Delta P_{bat_{max}} & \forall t \end{aligned} \quad (5.36)$$

Las restricciones se pueden agrupar en el sistema $Ru \leq c$, que está formado por diferentes submatrices [15]:

$$\begin{aligned} R &= [A_1 \ A_2 \ A_3 \ A_4 \ A_5 \ A_6 \ A_7 \ A_8 \ A_9 \ A_{10}]^T \\ c &= [b_1 \ b_2 \ b_3 \ b_4 \ b_5 \ b_6 \ b_7 \ b_8 \ b_9 \ b_{10}]^T \end{aligned} \quad (5.37)$$

La expresión matricial de las restricciones sobre el incremento de control es directa [15]:

$$A_1 = I_{N_u \times n_u} \quad (5.38)$$

$$b_1 = [\Delta u_{max} \ \Delta u_{max} \ \cdots \ \Delta u_{max}]_{N_u \times n_u}^T$$

$$A_2 = -I_{N_u \times n_u} \quad (5.39)$$

$$b_2 = -[\Delta u_{min} \ \Delta u_{min} \ \cdots \ \Delta u_{min}]_{N_u \times n_u}^T$$

El cálculo de las restricciones sobre la señal de control y la salida se realiza de forma análoga a como se calculó la función de coste [15].

$$A_3 = T_{N_u \times n_u} \quad (5.40)$$

$$b_3 = [\Delta u_{max} \ \Delta u_{max} \ \cdots \ \Delta u_{max}]_{N_u \times n_u}^T - U(t-1)$$

$$A_4 = -T_{N_u \times n_u} \quad (5.41)$$

$$b_4 = -[\Delta u_{min} \ \Delta u_{min} \ \cdots \ \Delta u_{min}]_{N_u \times n_u}^T + U(t-1)$$

$$A_5 = H_{(N_p \times n_y) \times (N_u \times n_u)} \quad (5.42)$$

$$b_5 = [y_{max} \ y_{max} \ \cdots \ y_{max}]_{N_p \times n_y}^T - Fx(t)$$

$$A_6 = -H_{(N_p \times n_y) \times (N_u \times n_u)} \quad (5.43)$$

$$b_6 = -[y_{min} \ y_{min} \ \cdots \ y_{min}]_{N_p \times n_y}^T + Fx(t)$$

Para reescribir las restricciones en la potencia de la batería, es necesario tener en cuenta su relación con el resto de las potencias, hallada en la ecuación (5.8). Para ello, se hará uso de una nueva matriz diagonal T' . Esta

matriz contiene los signos que resultan de despejar el resto de las potencias de la ecuación. A continuación, se muestra la forma de T' [15]:

$$T'_{N_u \times (N_u \cdot n_u)} = \begin{bmatrix} -1 & 0 \\ 0 & -1 \end{bmatrix} \quad (5.44)$$

Debido a que no se realiza predicción sobre las perturbaciones, de las que forma parte la potencia neta, su incremento se supondrá nulo. Las submatrices restantes se detallan a continuación [15]:

$$A_7 = T'_{N_u \times (N_u \cdot n_u)} \quad (5.45)$$

$$b_7 = [\Delta P_{bat_{max}} + \Delta P_{neta}(t) \quad \Delta P_{bat_{max}} \quad \cdots \quad \Delta P_{bat_{max}}]_{N_u}^T$$

$$A_8 = -T'_{N_u \times (N_u \cdot n_u)} \quad (5.46)$$

$$b_8 = -[\Delta P_{bat_{max}} - \Delta P_{neta}(t) \quad \Delta P_{bat_{max}} \quad \cdots \quad \Delta P_{bat_{max}}]_{N_u}^T$$

$$A_9 = T'_{N_u \times (N_u \cdot n_u)} T_{N_u \cdot n_u} \quad (5.47)$$

$$b_9 = [P_{bat_{max}} + P_{neta}(t) \quad P_{bat_{max}} + P_{neta}(t) \quad \cdots \quad P_{bat_{max}} + P_{neta}(t)]_{N_u}^T - T'U(t-1)$$

$$A_{10} = -T'_{N_u \times (N_u \cdot n_u)} T_{N_u \cdot n_u} \quad (5.48)$$

$$b_{10} = -[P_{bat_{min}} + P_{neta}(t) \quad P_{bat_{min}} + P_{neta}(t) \quad \cdots \quad P_{bat_{min}} + P_{neta}(t)]_{N_u}^T + T'U(t-1)$$

Puesto que ya se han obtenido las restricciones y la función de coste, es posible realizar la optimización. Para ello, se hará uso de la función *quadprog* de MATLAB® destinada a la solución de problemas de programación cuadrática, es decir, problemas de optimización en los que la función de coste es cuadrática y está sujeta a una serie de restricciones lineales de igualdad o desigualdad [15].

6 IMPLEMENTACIÓN DEL CONTROL EN MATLAB®

En este capítulo se expondrá la ejecución propuesta para el controlador, ajustándose al diseño desarrollado en Simulink® para la aeronave. Asimismo, se incluirán los límites de funcionamiento de los dispositivos en el rango de funcionamiento y el valor de los pesos para la función de coste. La dinámica escogida para el diseño del controlador también es una breve adaptación del trabajo realizado en [15].

Las fases de control de las que se compone el algoritmo se detallan en la siguiente ilustración:

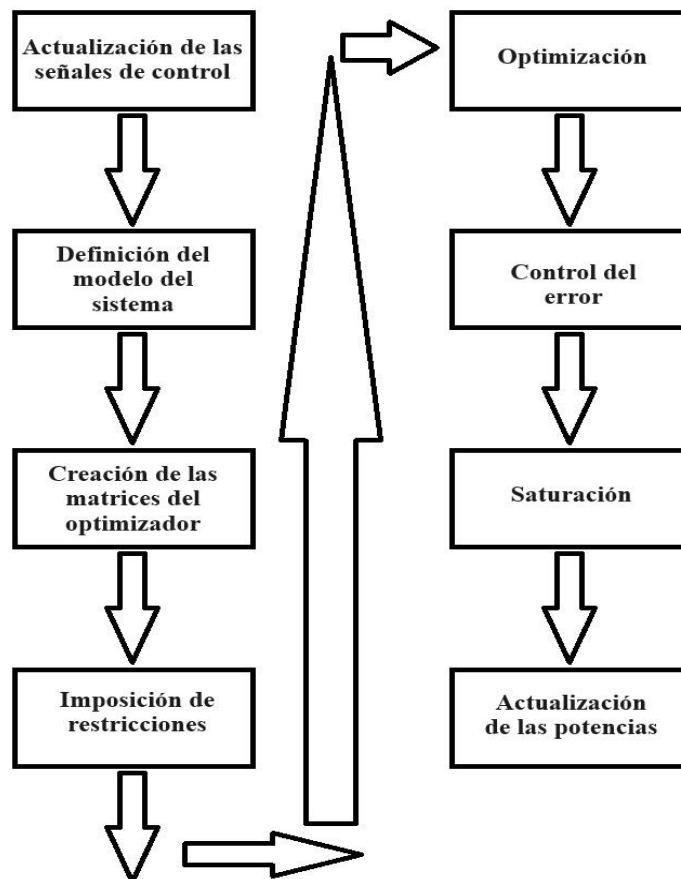


Figura 6-1: Algoritmo del controlador implementado. Extraído de [15].

6.1 Actualización de las entradas al controlador

El controlador constituye un bloque de Simulink® que es añadido al modelo de la aeronave y funciona como una caja negra en la que existe una serie de entradas y salidas. Las salidas de dicho bloque son las variables de control, es decir, los flujos de potencia de la aeronave, y las variables de entrada son las descritas a continuación [15]:

- Salidas del Sistema:
 - ✚ Estado de carga de la batería (SOC).
 - ✚ Nivel del depósito de hidrógeno (LOH).
- Perturbaciones:
 - ✚ Potencia neta (Pneta).
 - ✚ Potencia neta en el instante anterior.
- Entradas de control en el instante anterior:
 - ✚ Potencia de la pila de combustible (Pfc).

El modelo del sistema permite relacionar la variación en las salidas con las señales de control y las perturbaciones. Es posible calcular estas últimas a partir de una predicción del estado en el instante posterior, de su valor actual y de las perturbaciones, por lo que es necesario recibirlo como entrada al controlador en cada instante [15].

No solo es importante obtener el valor de la potencia neta actual para conocer las perturbaciones, sino que es necesario conocer también su valor en el instante anterior. Esto será útil para calcular las restricciones en el incremento de potencia de la batería, ya que permitirá despejar su valor de la relación entre los incrementos de potencia [15].

Finalmente, los valores de las señales de control en el instante anterior permitirán calcular sus valores en el siguiente instante para poder imponer las restricciones. Esto es necesario debido a que el control se realiza sobre su incremento y no directamente sobre su valor [15].

6.2 Función de coste y pesos

A continuación, se definen las matrices necesarias para introducir en el optimizador, descritas con detalle en el capítulo 5. Estas matrices son las que permiten modelar el sistema y así optimizar la función de coste (6.2), donde se ha seleccionado un horizonte de control $N_u = 2$ y un horizonte de predicción $N_p = 10$ [15].

$$y = Fx(t) + Hu \quad (6.1)$$

$$J = U(t-1)^T \bar{\alpha} U(t-1) + u^T \bar{\beta} u + (y-w)^T \bar{\gamma} (y-w) \quad (6.2)$$

La función de coste (6.2), aplicada al sistema de la aeronave coge la siguiente forma:

$$J = \sum_{k=1}^{N_c} \alpha_1 Pfc^2(t+k) + \beta_1 \Delta Pfc^2(t+k) + \sum_{k=1}^{N_p} \gamma_1 (SOC(t+k) - SOC_{ref})^2 + \gamma_2 (LOH(t+k) - LOH_{ref})^2 \quad (6.3)$$

El primer peso, α_1 , hace referencia a la variable manipulada, la potencia de la pila de combustible, el siguiente término, el asociado a β_1 , penaliza su ratio de potencia y los últimos (los asociados a γ_1 y γ_2) ayudan a mantener la energía almacenada alrededor del punto de operación, aunque estos valores serán bajos ya que no tiene sentido mantener unos niveles de referencia para el SOC y LOH [4].

De forma general, si la variable asociada al peso α_i debe ser usada antes del asociado α_j , por tanto, α_i tiene que ser mayor que α_j . Si el equipo asociado a β_i debe ser protegido del uso intensivo más que la asociada a β_j , β_i también tiene que ser mayor que β_j . En general, los valores de γ_i tienen que ser mucho menores que los otros

pesos (o incluso nulos) ya que el seguimiento de la referencia para la energía almacenada no es un objetivo significativo [4].

Volviendo a la ecuación (6.2), las matrices, $\bar{\alpha}$, $\bar{\beta}$, y $\bar{\gamma}$ están formadas por los factores de ponderación de la función de coste para la señal de control, su incremento y el error de seguimiento, tal y como se puede ver en la ecuación (6.3). Los valores de los pesos se han obtenido empíricamente atendiendo a los objetivos de control y teniendo en cuenta las magnitudes de las variables a las que se asocian [15]:

Variable	α	β	γ
Potencia de la pila de combustible (Pfc)	1.0	2.5×10^{-3}	-
Nivel de carga de la batería (SOC)	-	-	1.0×10^{-7}
Nivel de hidrógeno en el tanque (LOH)	-	-	1.2×10^{-6}

Tabla 6-1: Pesos de la función de coste.

6.3 Restricciones del modelo

Hay dos tipos de restricciones: las asociadas a límites físicos de las unidades que no se pueden sobrepasar y los relacionados a los límites de operación que no deberían excederse.

El primer tipo de límites incluye los límites de potencia que pueden ser suministrados por los equipos (batería, pila de combustible). Estos son los umbrales físicos que no pueden sobrepasarse por motivos de construcción o diseño. Existen límites superiores para todas las unidades, pero también puede ser común que aparezcan límites inferiores, que los hay [4].

Estas restricciones se aplican a la variable de control $u(t)$ y en la unidad de almacenamiento (energía almacenada en la batería y nivel de hidrógeno en el tanque).

Los límites del sistema, tanto de los dispositivos generadores como de las variables de salida son:

$$P_{fc_{min}} = 0 \text{ W} \leq P_{fc} \leq 300 \text{ W} = P_{fc_{max}} \quad (6.4)$$

$$P_{bat_{min}} = 0 \text{ W} \leq P_{bat} \leq 1000 \text{ W} = P_{bat_{max}} \quad (6.5)$$

$$SOC_{min} = 15 \% \leq SOC \leq 90 \% = SOC_{max} \quad (6.6)$$

$$LOH_{min} = 5 \% \leq LOH \leq 95 \% = LOH_{max} \quad (6.7)$$

Como se ha dicho en párrafos anteriores, se establecen unas potencias mínimas y máximas de los equipos que vienen motivadas por seguridad ante los modos de operación de los mismos.

Además, considerando que la membrana de intercambio protónico (PEM), las restricciones en relación a las variables de potencia son un factor muy importante en la degradación de este tipo de pilas de combustible. La restricción asociada a este equipo viene dada por:

$$\Delta P_{fc_{min}} = -\frac{60 \text{ W}}{s} \leq \Delta P_{fc} \leq \frac{60 \text{ W}}{s} = \Delta P_{fc_{max}} \quad (6.8)$$

Este incremento de potencia es el máximo que puede aportar la pila, pudiendo dar, como se verá en la sección 7, incrementos de $[-50, 50]$, $[-40, 40]$ o incluso $[-30, 30]$, dependiendo del tipo de simulación impuesta.

En cambio, la batería puede saldar grandes niveles de potencia, ya que si la pila no puede satisfacer dichos despachos de potencia en un tiempo determinado, sea la batería la que los salde:

$$\Delta P_{bat_{min}} = -800 \text{ W/s} \leq \Delta P_{bat} \leq 800 \text{ W/s} = \Delta P_{bat_{max}} \quad (6.9)$$

En resumen, las restricciones quedan recogidas en la siguiente tabla:

Parámetro	Pila de combustible	Batería	Tanque de hidrógeno
Potencia (W)	0-300	0-1000	-
Estado de carga (%)	-	15 - 90	5 - 95
Ratio de potencia (W/s)	[-60,60]	[-800,800]	-

Tabla 6-2: Resumen de las restricciones del sistema.

6.4 Optimización

Para optimizar la función de coste sujeta a las restricciones anteriores se utiliza la función `quadprog` de MATLAB® dedicada a la resolución de problemas de programación cuadrática, que se caracterizan por una función de coste cuadrática y restricciones de igualdad y desigualdad lineales [15].

El algoritmo seleccionado para ser implementado en esta función es el `interior point convex` o algoritmo del punto interior, que es capaz de optimizar problemas convexos rápidamente manteniendo su búsqueda dentro de las restricciones. Además, utiliza un módulo de prerresolución que permite eliminar redundancias y simplificar el problema [15].

Por otro lado, aunque en la mayor parte de los pasos de simulación las iteraciones necesarias para alcanzar una solución aceptable no ascienden al valor por defecto (200 iteraciones), se ha seleccionado un número máximo de 1500 para obtener mejores resultados [15].

En ciertas ocasiones, el algoritmo es capaz de reponerse ante soluciones infinitas o inviables pudiéndose dirigir a lugares no factibles y devolver soluciones vacías. Es por ello por lo que para solventar este problema se recurre a saturar las salidas para que estén siempre dentro del rango de valores establecido, evaluando en cada instante que valor se tendría que dar ante esa situación.

6.5 Actualización de potencias

Una vez que se ha calculado el incremento en la variable de control, es sumada a su valor anterior para obtener la señal que es necesario enviar al sistema [15].

Puesto que la batería es la encargada de permitir el balance de potencia en la aeronave, su valor se calcula a partir de la potencia de la pila de combustible y de la potencia neta. Finalmente, esta se envía a la aeronave junto al resto [15].

7 SIMULACIÓN Y ANÁLISIS DEL COMPORTAMIENTO DEL SISTEMA

En este capítulo se realizarán pruebas para analizar el comportamiento del controlador implementado. La evaluación se realizará sobre el modelo de Simulink® implementado en el Capítulo 3 y que se representa de manera completa en la **Figura 3-16**.

Para evaluar el comportamiento de la aeronave, se realizarán 4 simulaciones, para ello, se han creado dos perfiles de vuelo distintos, que se mostrarán a lo largo de esta sección. Un perfil sintético, en el que la aeronave realiza los 3 modos de vuelo más característicos: despegue vertical, crucero y vuelo a mínima potencia. Un segundo perfil, en el que se intenta reproducir el perfil impuesto por [13], en concreto, en la página 98 en la figura 6.21 con ciertas variaciones como, por ejemplo, un escalado en potencia de 1:8W, puesto que hay que adecuarlo a las restricciones del sistema y un escalado en tiempo de 45:1s para así, ver también la autonomía que presenta la aeronave.

Además de estas dos variaciones en cuanto a la misión que tiene que realizar la aeronave, si se recuerda que en la sección 3.2.1 se habló sobre dos valores de irradiancia característicos para verano y para invierno, se unirá a los distintos perfiles para analizar el comportamiento de la aeronave.

7.1 Perfiles de vuelo impuestos

Tal y como se ha dicho anteriormente, se han creado dos perfiles de vuelo con los que evaluar el comportamiento de la aeronave.

A continuación, se muestra la siguiente figura en la que se representan dichos perfiles de vuelo:

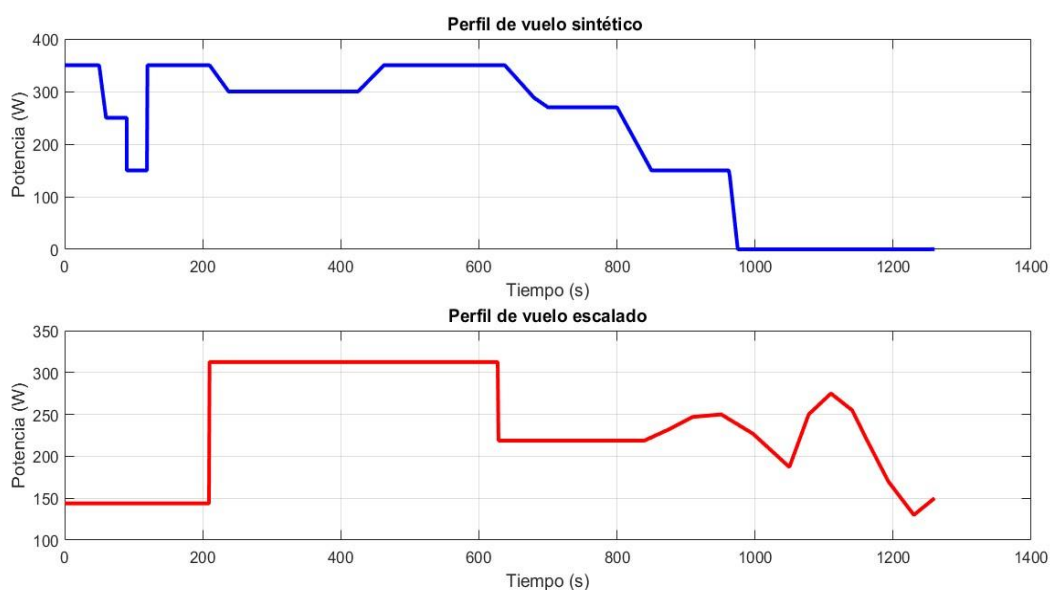


Figura 7-1: Perfiles de vuelo. Elaboración propia.

Para el perfil de vuelo sintético, tal y como se ha dicho con anterioridad, se plantea los tres modos de vuelo más característicos, mientras que en el perfil de vuelo escalado simplemente se ha querido simular un perfil de vuelo orientado a la realidad, pero escalado y adecuado a los equipos existentes para que puedan realizar la misión.

Para el perfil de vuelo sintético, la simulación dura entorno a 975s mientras que la simulación para el perfil escalado es de 1260s. Para el perfil sintético, la potencia máxima se establece en 350 W y para el escalado 312.5 W. A priori, se puede establecer que la autonomía de vuelo para el perfil escalado será mayor ya que se trabaja con rangos de potencias menores.

Además, cabe también destacar que se variará el incremento de potencia en la pila (más restrictivo que en la batería) para comprobar el correcto funcionamiento.

7.2 Simulación 1: Irradiancia de Verano y perfil sintético

Esta simulación se realiza bajo las siguientes condiciones:

- Perfil de vuelo sintético.
- Intervalo de irradiancias para verano entre las 12:00-13:00h: 712.04 – 764.69 W/m².
- Duración de la misión: 1000s.
- Estado de carga inicial de la batería: 90%
- Estado del nivel de hidrógeno inicial del tanque: 95%
- SOC mínimo: 15%
- LOH mínimo: 5%

Lo que se pretende evaluar es: potencia de salida de la pila de combustible, batería y panel solar, SOC y LOH, presión en el tanque de hidrógeno y potencia de balance del sistema.

Se mostrarán a continuación las figuras correspondientes a dicha simulación:

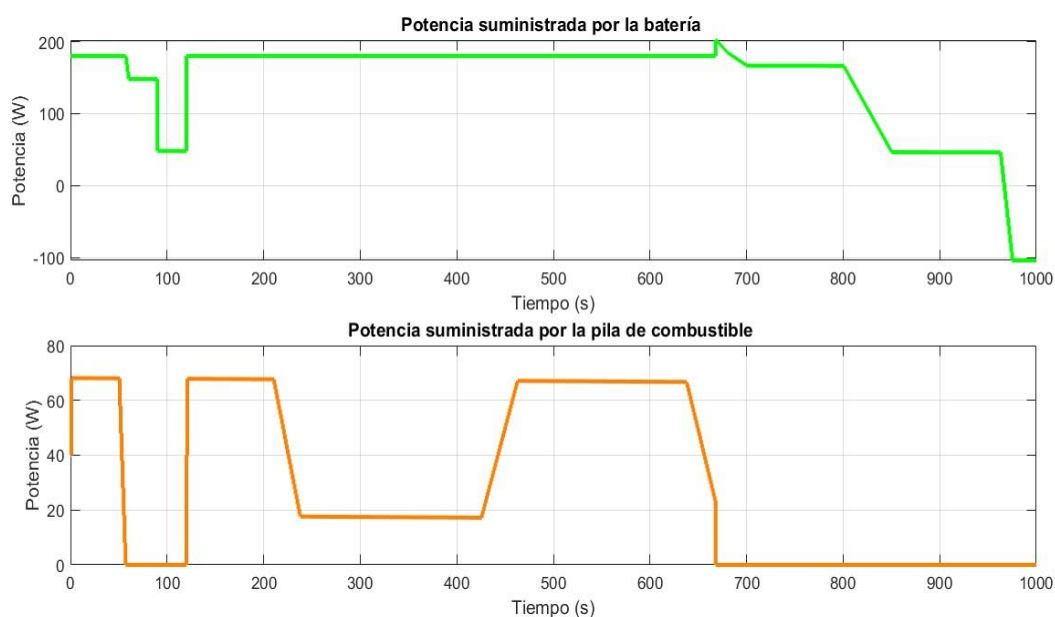


Figura 7-2: Potencias suministradas por la batería y pila para la simulación 1. Elaboración propia.

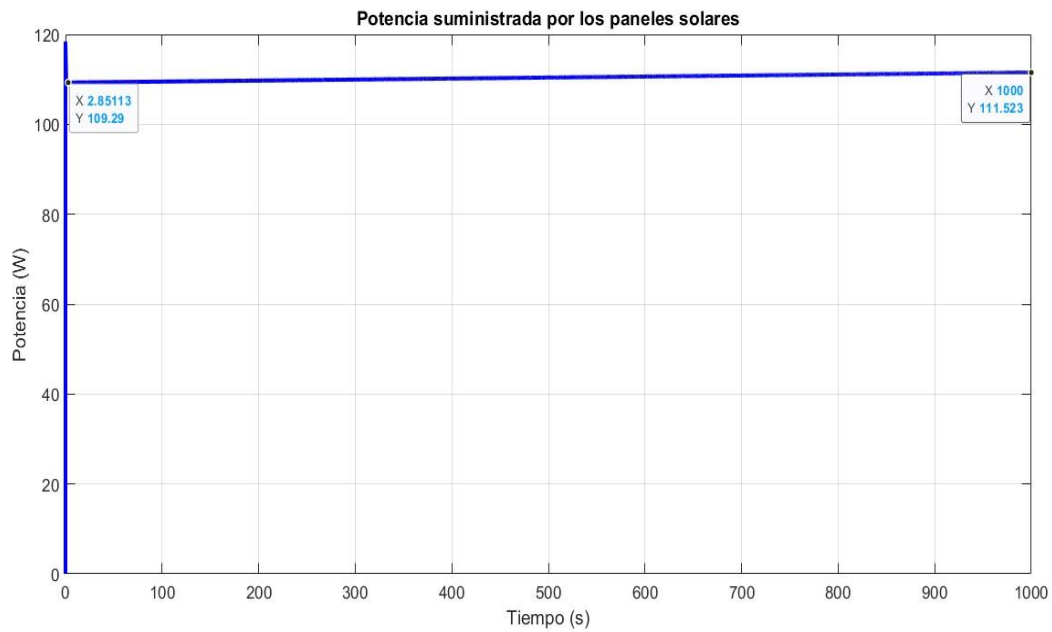


Figura 7-3: Potencia suministrada por los paneles solares en verano. Elaboración propia.

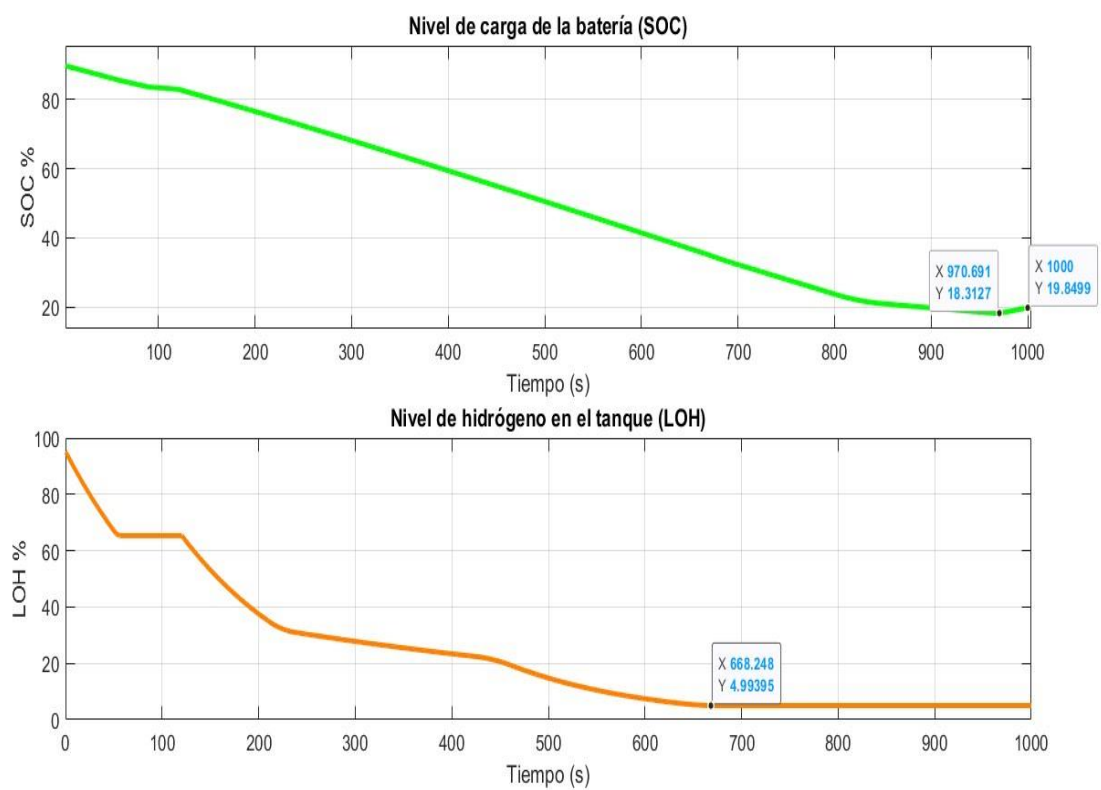


Figura 7-4: SOC y LOH para la primera simulación. Elaboración propia.

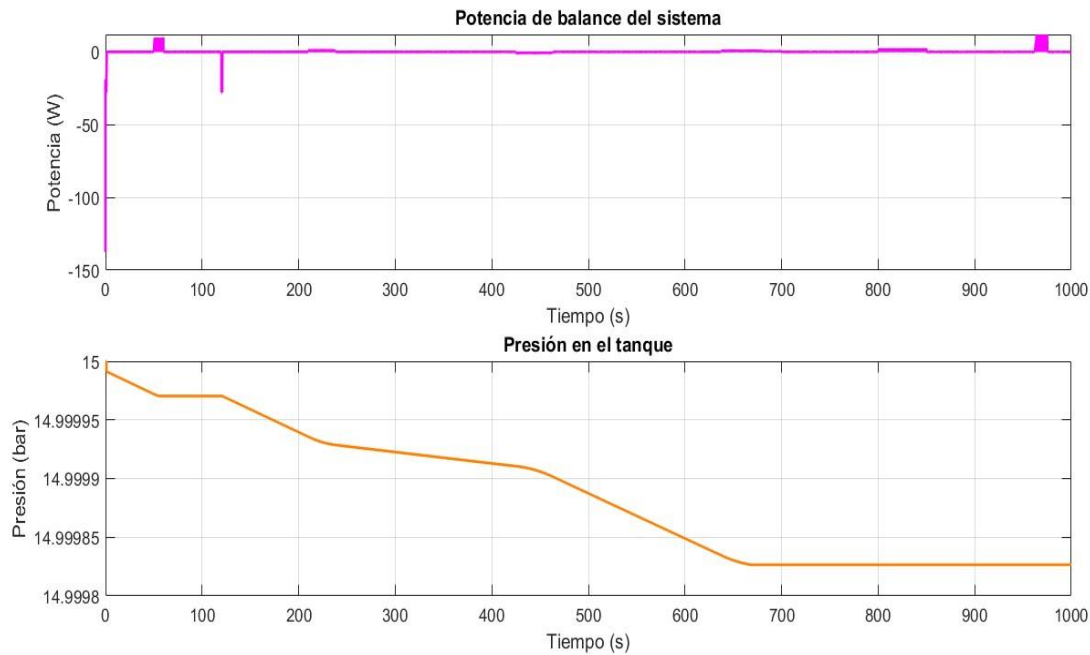


Figura 7-5: Potencia de balance y presión en el tanque de hidrógeno para la simulación 1. Elaboración propia.

En las figuras **Figura 7-2** y **Figura 7-3** se puede ver cómo los tres equipos que presenta la aeronave trabajan juntos en paralelo para satisfacer la demanda de potencia. La batería y la pila de combustible cumplen en todo momento sus restricciones tanto en potencias máximas y mínimas como en incrementos de potencia. La batería salda en todo momento los grandes picos de potencia junto con el complemento de la pila de combustible, hasta saldar el perfil impuesto o hasta cumplir con sus restricciones. Además de esto, puede observarse cómo la potencia de la pila siempre se salda en saltos de potencia de $[-40, 40]$ W en el tiempo de muestreo establecido, 1s. Es de especial importancia este detalle, ya que la pila es muy sensible a grandes saltos de potencia.

Alrededor del segundo 970, puede verse en la figura **Figura 7-4** que se llega a un nivel de SOC del 18.31%, todavía no es el mínimo, pero es por ello por lo que cabe destacar este instante de tiempo porque es a partir de aquí el momento en que se salda por completo el balance de potencias, y como el panel solar sigue generando aún potencia, se le suma a la batería para ser cargada, llegando al final de la simulación a un nivel de SOC del 19.85%. Por el contrario, el nivel de hidrógeno llega a su estado mínimo, 5%, en el segundo 668.

En cuanto al balance de potencias establecido en la **Figura 7-5**, se salda notablemente, destacando las transiciones de potencias negativas donde la pila, en saltos de 40 W/s, llega hasta la potencia establecida en el control y la energía sobrante al final de la simulación para cargar la batería.

Como se está evaluando un tanque a presión, también se obtiene la evolución temporal de presión en la **Figura 7-5**, intentando mantener el nivel de presión en torno a 15 bares.

7.3 Simulación 2: Irradiancia de Verano y perfil escalado

Esta simulación se realiza bajo las siguientes condiciones:

- Perfil de vuelo escalado.
- Intervalo de irradiancias para verano entre las 12:00-13:00h: 712.04 – 764.69 W/m².
- Duración de la misión: 1260s.
- Estado de carga inicial de la batería: 90%
- Estado del nivel de hidrógeno inicial del tanque: 95%
- SOC mínimo: 15%
- LOH mínimo: 5%

Lo que se pretende evaluar es: potencia de salida de la pila de combustible, batería y panel solar, SOC y LOH, presión en el tanque de hidrógeno y potencia de balance del sistema.

Se mostrarán a continuación las figuras correspondientes a dicha simulación:

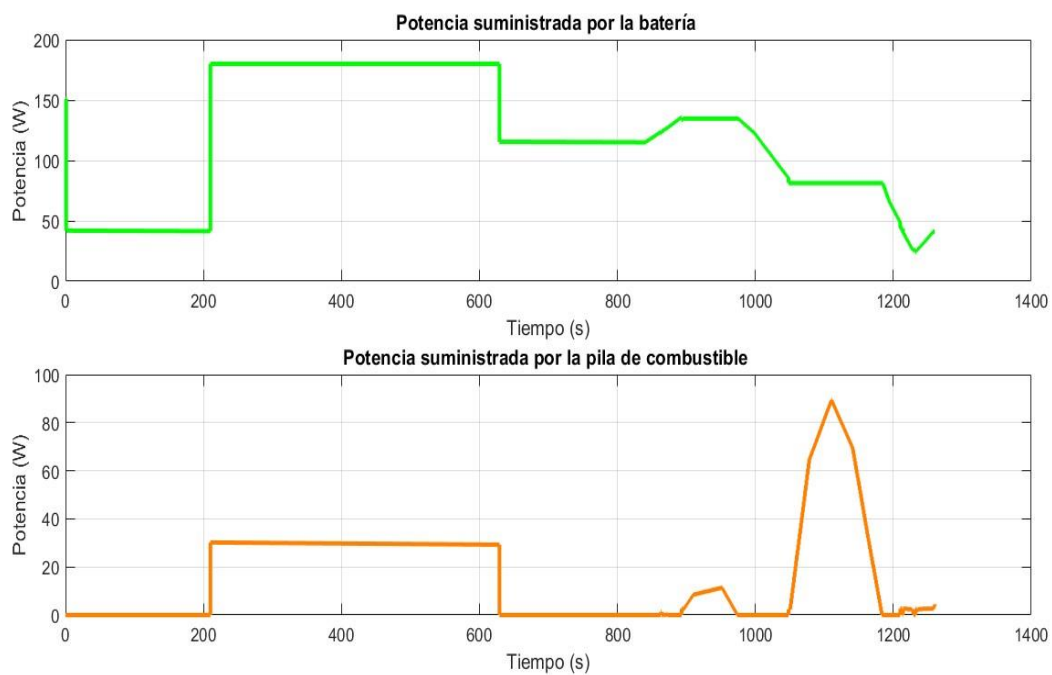


Figura 7-6: Potencias suministradas por la batería y pila para la simulación 2. Elaboración propia.

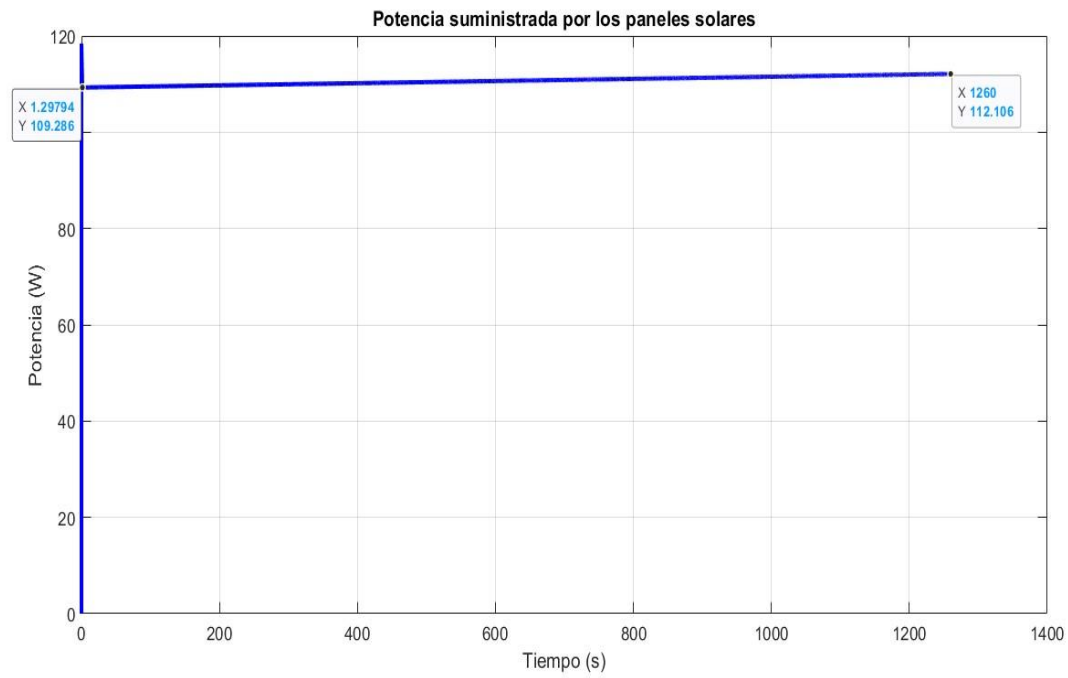


Figura 7-7: Potencia suministrada por los paneles solares en verano. Elaboración propia.

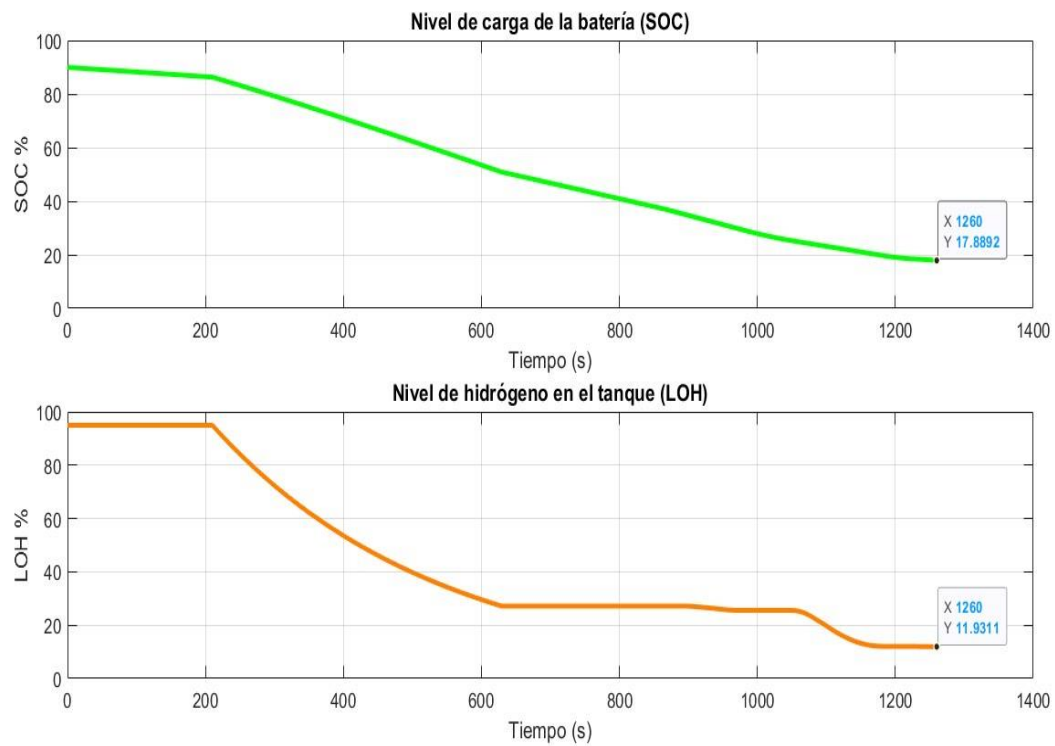


Figura 7-8: SOC y LOH para la segunda simulación. Elaboración propia.

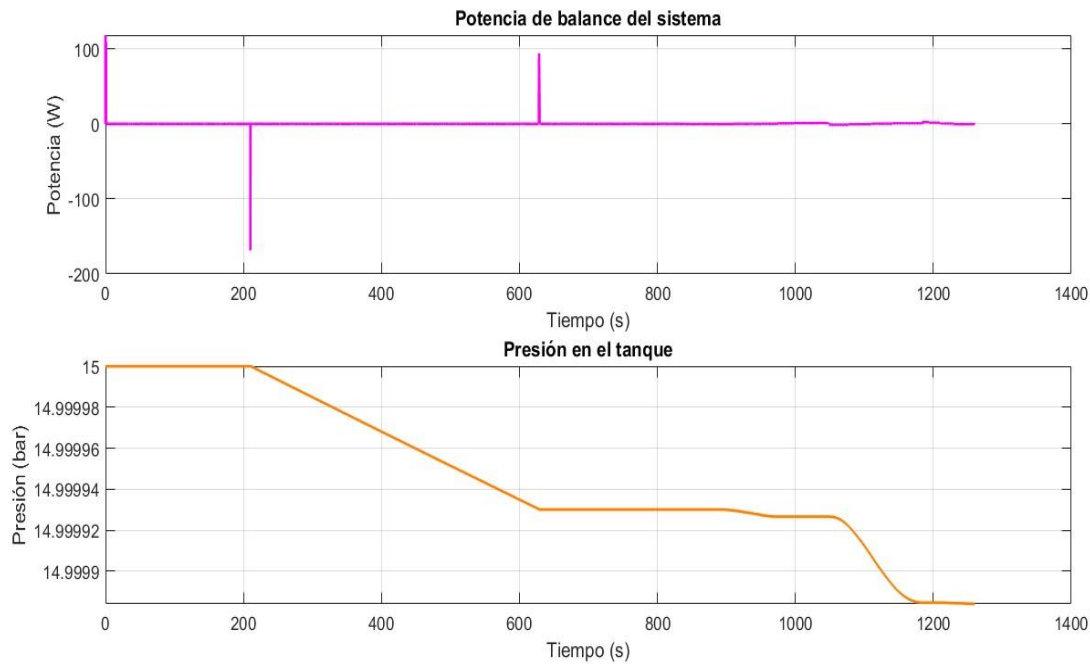


Figura 7-9: Potencia de balance y presión en el tanque de hidrógeno para la simulación 2. Elaboración propia.

Para esta simulación, se disminuye el incremento de potencia en la pila a 30W/s, para comprobar el correcto funcionamiento del control y se aumenta el tiempo de la simulación, ya que al trabajar con un perfil de vuelo con potencias menores la autonomía de la aeronave será mayor.

De forma similar a la simulación anterior, los tres equipos satisfacen la demanda de potencia trabajando en paralelo, como se puede observar en la **Figura 7-6** y en la **Figura 7-7**. Ninguno de los dos equipos llega a su nivel mínimo de carga al final de la simulación. En el segundo 1260, la batería tiene un nivel de carga del 17.88% y el nivel de hidrógeno en el tanque es del 11.93%, tal y como puede observarse en la **Figura 7-8**. Cabe destacar que la pila sigue dando los saltos de potencia en el periodo de muestreo establecido, pero ahora en saltos de 30 W/s.

En cuanto al balance del sistema, **Figura 7-9**, existen puntos de muestreo en los que el sistema tiene déficit de potencia, como por ejemplo en los cambios bruscos de potencia demandada por la aeronave, en torno al segundo 200 y un exceso de potencia en torno al segundo 600 donde deja de trabajar la pila. El controlador establece rápidamente un balance entre ellos para que la potencia sea la necesaria en cada instante.

La autonomía, como se preveía, aumenta en ambos equipos hasta el final de la simulación, y el nivel de hidrógeno se mantiene en torno a 15 bares de presión.

7.4 Simulación 3: Irradiancia de invierno y perfil sintético

Esta simulación se realiza bajo las siguientes condiciones:

- Perfil de vuelo sintético.
- Intervalo de irradiancias para invierno entre las 12:00-13:00h: 515.15 – 548.96 W/m².
- Duración de la misión: 1000s.
- Estado de carga inicial de la batería: 90%
- Estado del nivel de hidrógeno inicial del tanque: 95%
- SOC mínimo: 15%
- LOH mínimo: 5%

Lo que se pretende evaluar es: potencia de salida de la pila de combustible, batería y panel solar, SOC y LOH, presión en el tanque de hidrógeno y potencia de balance del sistema.

Se mostrarán a continuación las figuras correspondientes a dicha simulación:

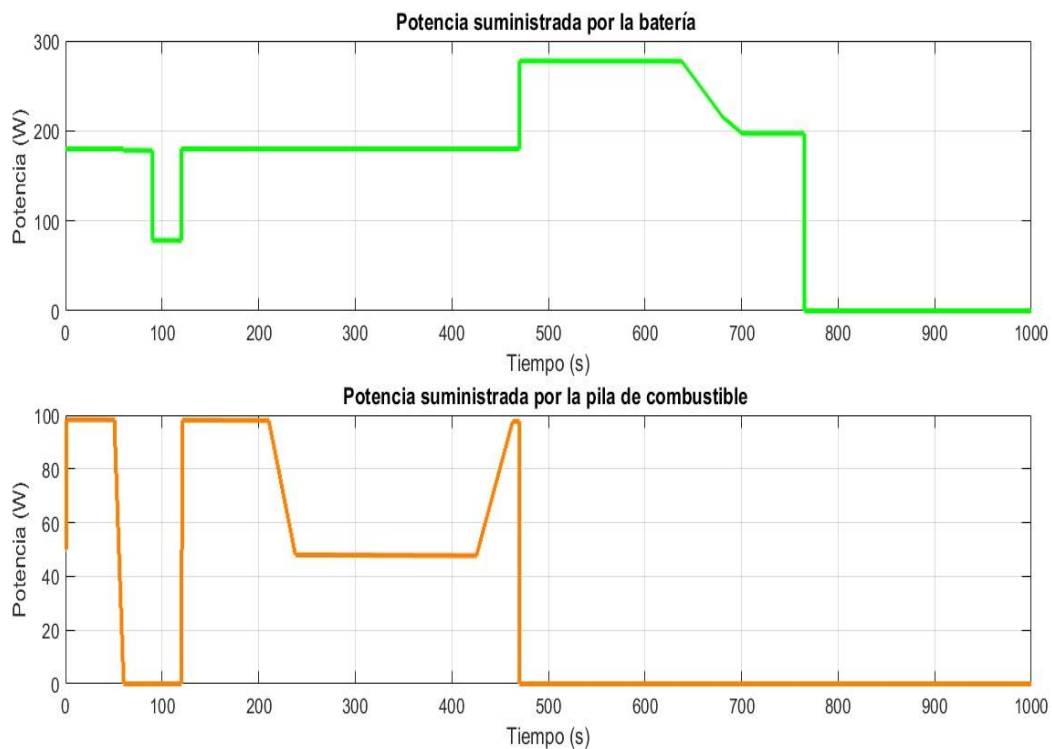


Figura 7-10: Potencias suministradas por la batería y pila para la simulación 3. Elaboración propia.

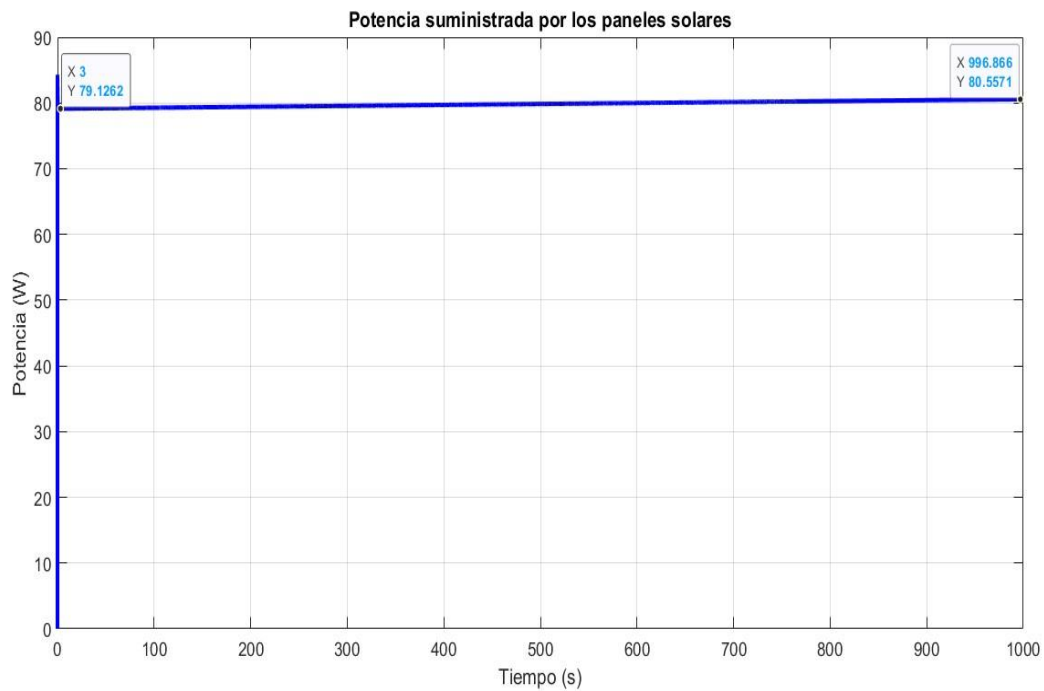


Figura 7-11: Potencia suministrada por los paneles solares en invierno. Elaboración propia.

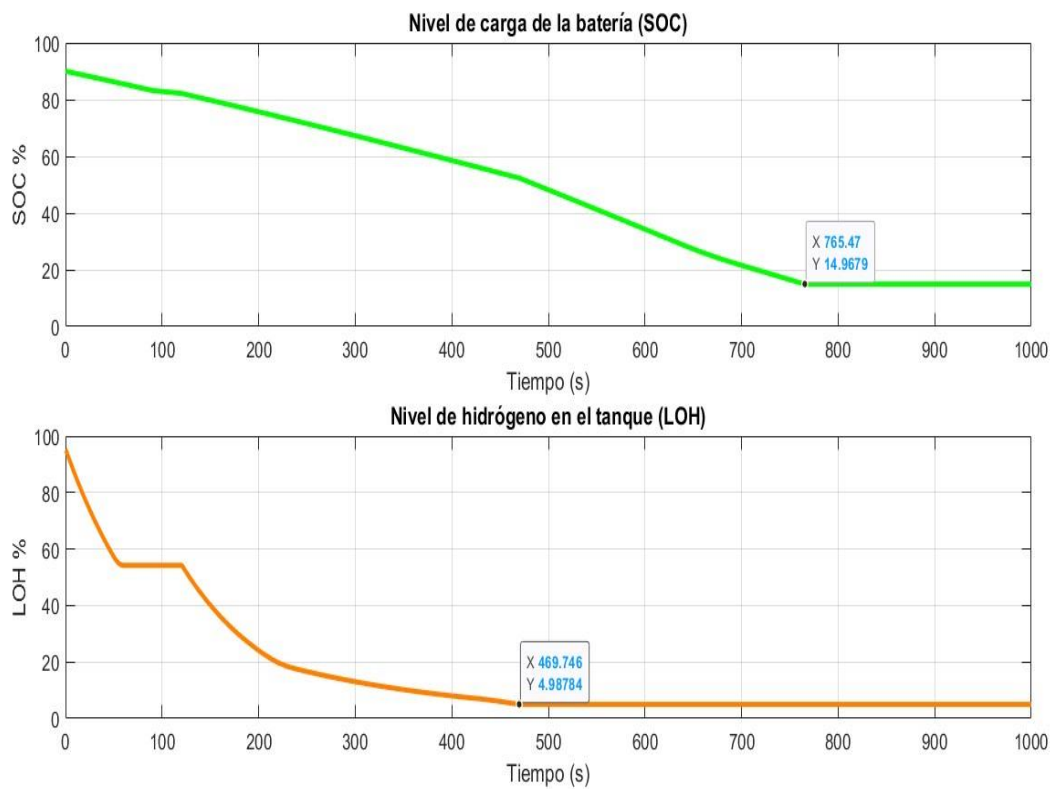


Figura 7-12: SOC y LOH para la tercera simulación. Elaboración propia.

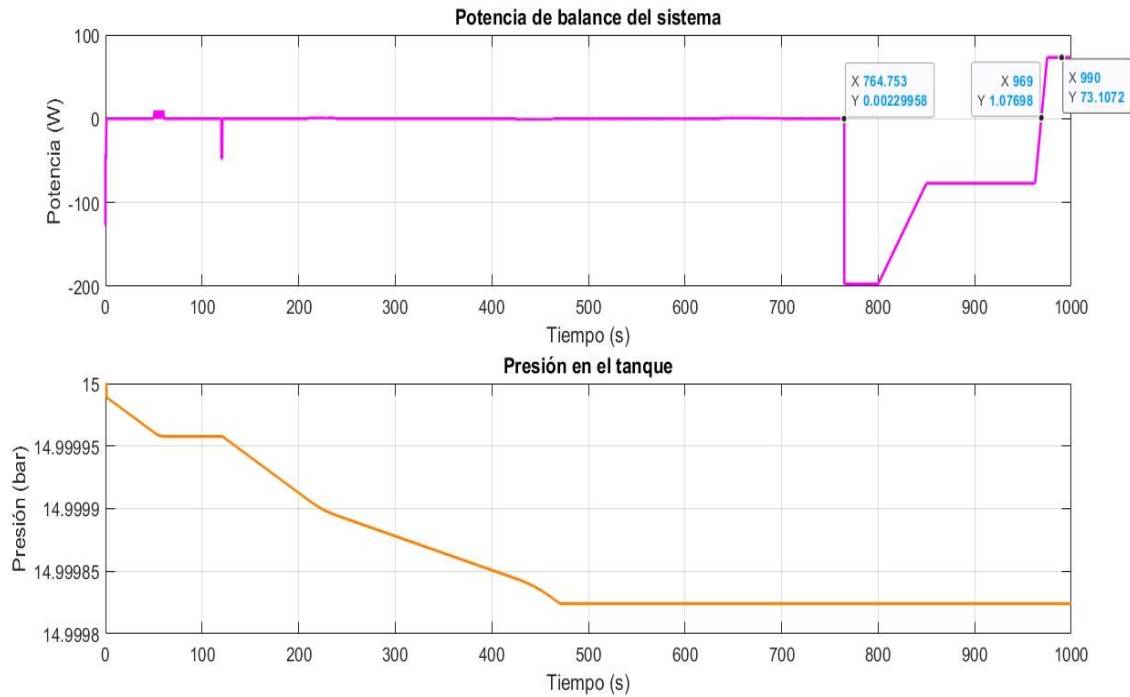


Figura 7-13: Potencia de balance y presión en el tanque de hidrógeno para la simulación 3. Elaboración propia.

Se espera un comportamiento similar a la simulación 1, aunque con ciertas variaciones ya que se ha cambiado el incremento de potencia en la pila a 50 W/s y además se reduce la irradiancia, ya que se cambia a la de invierno.

Al tener una menor irradiancia, la potencia generada por los paneles solares será menor, **Figura 7-11**, por lo que la potencia neta aumentará. Ahora los equipos tendrán que despachar más potencia al sistema, **Figura 7-10**, y sus autonomías serán menores. Si se observa la **Figura 7-12**, el hidrógeno llega a su nivel mínimo en el segundo 469 y la batería lo hace en el segundo 765, instante a partir del cual, el sistema solo trabaja con el aporte de los paneles solares. Las restricciones de potencia se siguen cumpliendo en todo momento.

En cuanto al balance de potencia, **Figura 7-13**, se satisface en todo momento hasta que se acaba el nivel de carga en la batería. A partir de aquí, el balance de potencia es negativo, ya que solo el panel solar no es capaz de saldar toda la demanda impuesta. En cuanto a la presión en el tanque, sigue estando en torno a los 15 bares de presión.

7.5 Simulación 4: Irradiancia de invierno y perfil escalado

Esta simulación se realiza bajo las siguientes condiciones:

- Perfil de vuelo escalado.
- Intervalo de irradiancias para invierno entre las 12:00-13:00h: 515.15 – 548.96 W/m².
- Duración de la misión: 1260s.
- Estado de carga inicial de la batería: 90%
- Estado del nivel de hidrógeno inicial del tanque: 95%
- SOC mínimo: 15%
- LOH mínimo: 5%

Lo que se pretende evaluar es: potencia de salida de la pila de combustible, batería y panel solar, SOC y LOH, presión en el tanque de hidrógeno y potencia de balance del sistema.

Se mostrarán a continuación las figuras correspondientes a dicha simulación:

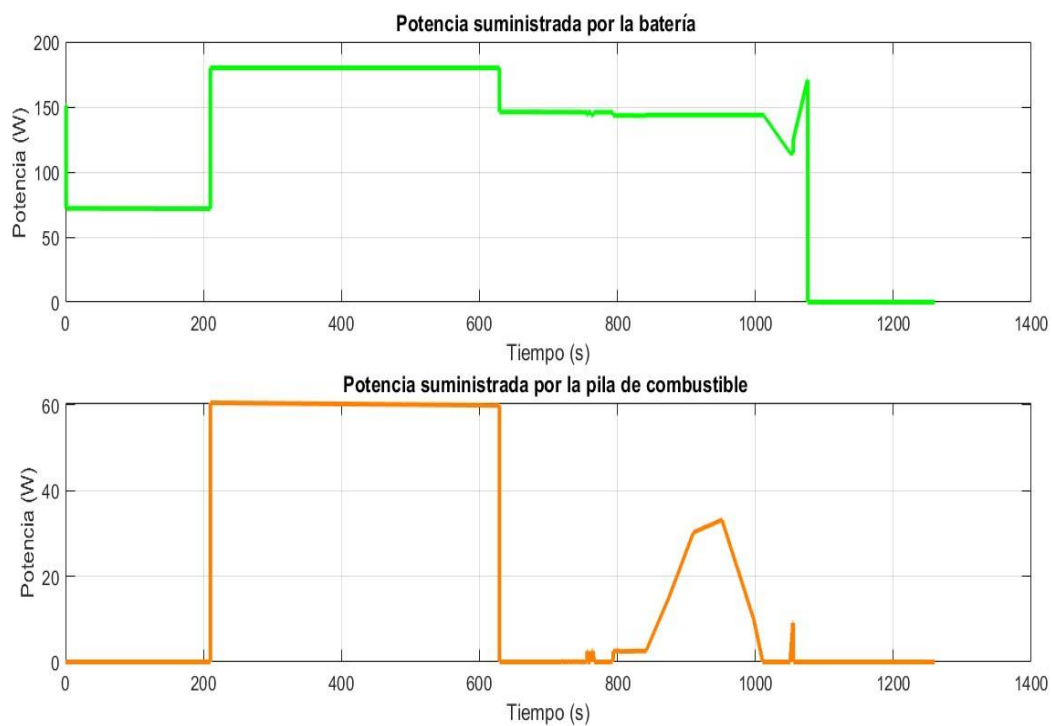


Figura 7-14: Potencias suministradas por la batería y pila para la simulación 4. Elaboración propia.

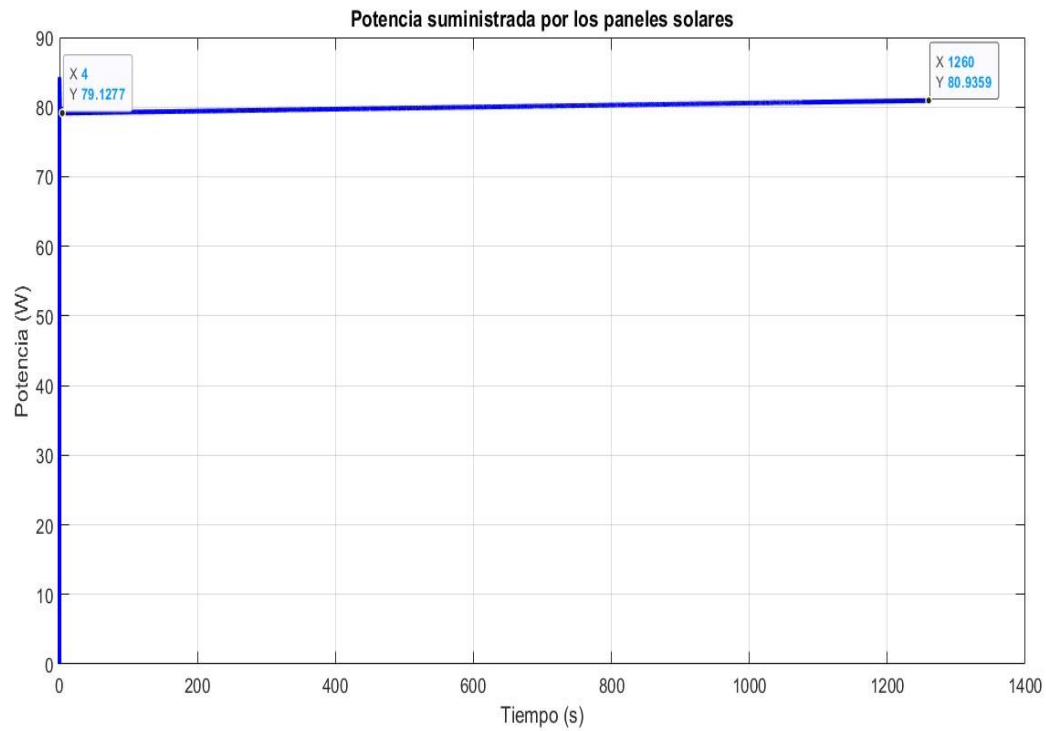


Figura 7-15: Potencia suministrada por los paneles solares en invierno. Elaboración propia.

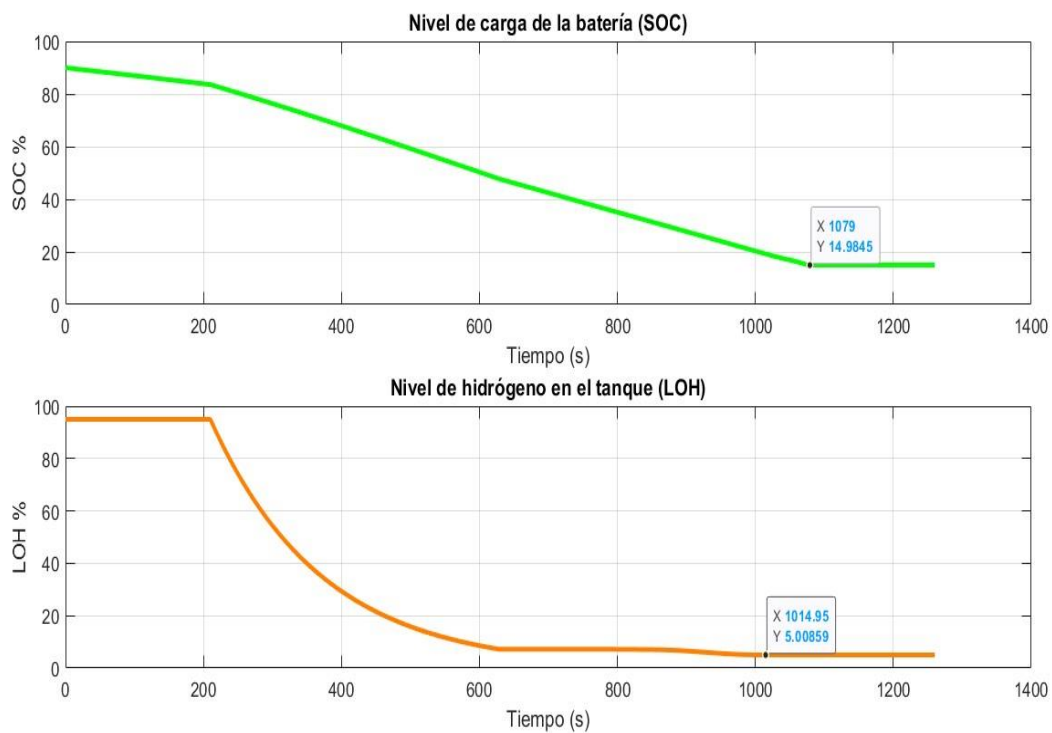


Figura 7-16: SOC y LOH para la cuarta simulación. Elaboración propia.

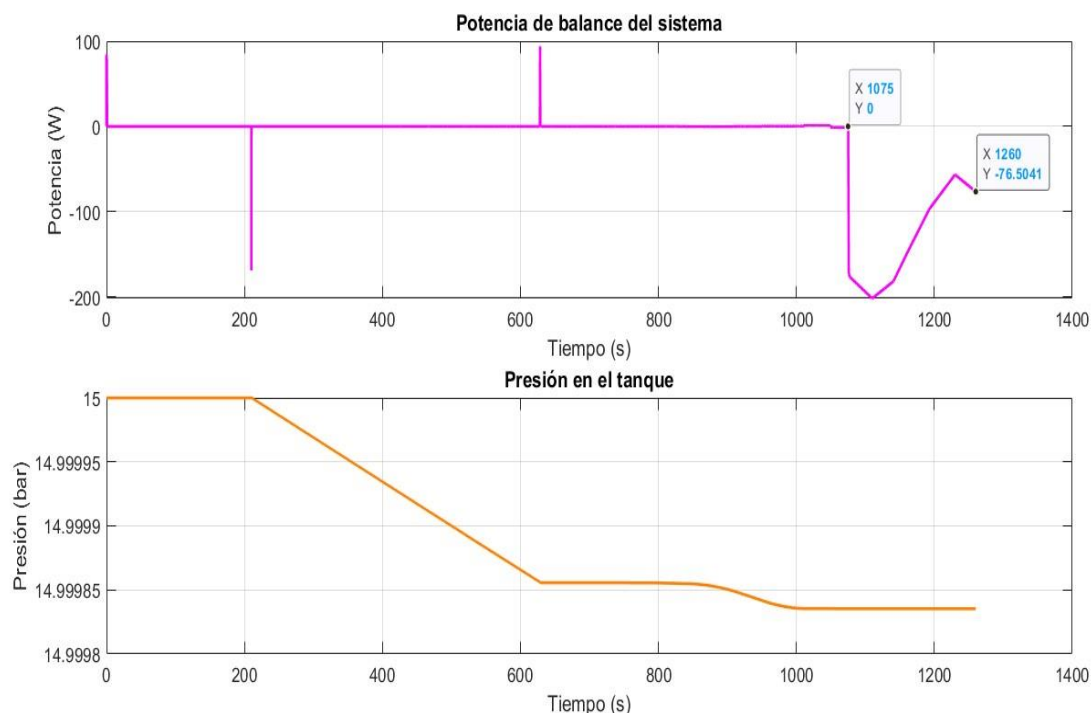


Figura 7-17: Potencia de balance y presión en el tanque de hidrógeno para la simulación 4. Elaboración propia.

Se espera un comportamiento similar a la simulación 2, aunque con ciertas variaciones ya que se cambia el incremento de potencia en la pila a 60 W/s y además se reduce la irradiancia, ya que se cambia a la de invierno.

Al tener una menor irradiancia, la potencia generada por los paneles solares será menor, **Figura 7-15**, por lo que la potencia neta aumentará. Ahora los equipos tendrán que despachar más potencia al sistema, **Figura 7-14**, y sus autonomías serán menores. Si se observa la **Figura 7-16** el hidrógeno llega a su nivel mínimo en el segundo 1014 y la batería lo hace en el segundo 1075, instante a partir del cual, el sistema solo trabaja con el aporte de los paneles solares. Las restricciones de potencia se siguen cumpliendo en todo momento.

En cuanto al balance de potencia, **Figura 7-17**, se satisface en todo momento hasta que se acaba el nivel de carga en la batería. A partir de aquí, el balance de potencia es negativo, ya que solo el panel solar no es capaz de saldar toda la demanda impuesta. En cuanto a la presión en el tanque, sigue estando en torno a los 15 bares de presión.

8 CONCLUSIÓN Y LÍNEAS FUTURAS

En este último capítulo se expone la conclusión final del algoritmo de control impuesto y la respuesta del sistema ante él. Además, se hablará sobre posibles nuevas implementaciones en el control como línea de desarrollo futuro.

8.1 Comportamiento de la aeronave ante control predictivo

El control predictivo basado en espacios de estado intenta reproducir dinámicamente el estado del sistema mediante las características de los equipos. Se define una función de coste adecuada al modelo para calcular la ley de control, formada por un primer término que define la respuesta libre del sistema, que depende del estado actual y, por lo tanto, se conoce en el instante t , y un segundo término que depende de la secuencia de control futura, la cual se calcula minimizando la función objetivo. Esto se resume en que el MPC resuelve un problema de optimización en tiempo real para cada tiempo de muestreo, lo que significa que puede adaptarse a cambios en las condiciones del sistema y encontrar la mejor acción de control en función de las condiciones actuales y futuras.

Cómo puede verse en el Capítulo 7, los resultados obtenidos verifican el buen funcionamiento del control predictivo basado en espacios de estados ante el modelo de la aeronave. El control evalúa la demanda requerida por el sistema, intenta satisfacerla teniendo en cuenta las restricciones del modelo en cuanto a los límites de operación de los equipos y predice el estado futuro para enviar señales de control óptimas.

El concepto de hibridación se cumple notablemente con el método de control establecido. En todas las simulaciones se produce un aporte de energía donde trabajan en paralelo la batería y la pila de combustible, además de la energía suministrada por el panel solar. Todo esto se une para cumplir el balance de potencias de los distintos perfiles que se imponen, para las distintas estaciones y sobre todo, dentro de los límites de cada equipo. Es de especial importancia, aunque se ha detallado anteriormente, que la pila siempre despacha la energía en los incrementos de potencia establecidos, ya que es el equipo más sensible a los aumentos de potencia en periodos cortos de tiempo, siendo la batería la que salda los grandes saltos de potencia. También destacar el cumplimiento del nivel máximo y mínimo del SOC, para aumentar la vida de la batería y del nivel de hidrógeno en el tanque, siempre quedando con cierto porcentaje para mantener el hidrógeno presurizado.

Todo esto, se resume a hacer del MPC un controlador robusto y eficiente para este tipo de sistemas, ya que permite imponer un gran número de restricciones del modelo, cosa que no es posible en la mayoría de técnicas convencionales, aumentando así la vida útil de los equipos.

8.2 Líneas futuras

Huelga decir que la simulación se realiza en base a un modelo de control linealizado, y simplificando las demandas de potencia a través de bloques generadores de señales, puesto que si no se hubiera hecho, se hubiera complicado un poco más el control. Con esto quiero decir, que el control puede realizarse de una manera más robusta si se quiere acercar todo lo posible a la realidad de una misión de vuelo, como por ejemplo, añadiendo un bloque que simule motores de continua o servos.

Teniendo en cuenta que la pila es el dispositivo más restrictivo, se podría haber establecido la siguiente estrategia de control:

- La pila es la principal fuente de energía, pero limitando su rango de potencias entorno a 300W, o incluso menor.
- La batería sería la encargada de proporcionar los excesos de potencia a partir del límite fijado para la pila.

Este enfoque podría proporcionar mayores autonomías en perfiles de vuelo más agresivos, siendo por tanto más versátil. Otra posible mejora podría ser una investigación más exhaustiva del modelo para que el controlador pueda trabajar en aquellas zonas en las que se den soluciones infinitas o inviables evitando saturar las salidas en estas ocasiones.

Podría mejorarse también la parte del control dedicada a aprovechar el exceso de potencia del sistema para cargar la batería.

Por último, sería interesante implementar un bus DC-DC con el objetivo de lograr un bus de tensión continua en las salidas de los equipos, para ello habría que modificar la librería existente añadiéndole los terminales necesarios para que pueda conectarse al convertidor.


```

% Estado inicial
x0 = [ini.SOC;ini.LOH]; % Estado inicial
str = [];
ts = [Ts 0];           % Tiempo de muestreo

% Specify the block simStateCompliance. The allowed values are:
% % 'UnknownSimState', < The default setting; warn and assume
DefaultSimState
% % 'DefaultSimState', < Same sim state as a built-in block
% % 'HasNoSimState', < No sim state
% % 'DisallowSimState' < Error out when saving or restoring the model sim
state
simStateCompliance = 'UnknownSimState';

%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
function sys = mdlOutputs(t,x,u,plane,controller,Ts)
%%% Actualizacion de variables %%%
%Salidas del sistema
SOC=u(1); %Nivel de carga de la batería
LOH=u(2); %Volumen restante de hidrógeno en el tanque en porcentaje

%Perturbaciones
Pneta=u(3) %Potencia neta
Pneta_ant=u(5);%Potencia neta en el instante anterior

%Entrada de control
Pfc=u(4); %Potencia de la pila de combustible en el instante anterior

%%% Condiciones iniciales %%%
x = [SOC;LOH]; % Estados
d=Pneta; %La perturbación es la potencia neta que es la suma de la
potencia generada de forma renovable menos la potencia de las cargas junto a
la demandada
u_ant = [Pfc]; % Variable de control: solo la potencia de la pila de
combustible

x = [x; d]; % Estado ampliado
x_amp = [x; u_ant]; % Incremental

%%% Matrices %%% x(t+1) = Ax(t)+Bu(t)+Dd(t), y(t) = Cx(t)
%Se definen las constantes de los equipos para crear las matrices de estado
Kbat=(plane.eta_bat/(plane.Cmax))*Ts; %Constante para la batería
Kfc=(1/(plane.eta_pila*plane.Vmax))*Ts; %Constante para la pila de
combustible

%El sistema inicial se determina por
%x(t+1)=A*x(t)+B*u(t)+Bd*d(t)
%y(t)=C*x(t)
%d(t)=Ppv(t)-Pload(t)-Pdem(t) (Perturbación)
A=eye(2);
B=[Kbat; -Kfc];
C=eye(2);
Bd=[Kbat; 0]; %Matriz de la perturbación

```

```

%%% Tamanios %%%
nx = size(A,1); % Numero de estados
ny = size(C,1); % Numero de salidas
nu = size(B,2); % Numero de entradas de control
nd = size(Bd,2); % Numero de perturbaciones

%%% Matrices ampliadas %%%
% La perturbacion es un estado
A_ = [A Bd; zeros(nd,nx) eye(nd)]; % Tamano nxXnx (nuevo valor de nx)
B_ = [B; zeros(nd, nu)]; % Tamano nxXnu (nuevo valor de nx)
C_ = [C zeros(ny,nd)]; % Tamano nyXnx (nuevo valor de nx)
nx = nx + nd; % Numero de estados incluye
perturbaciones

%%% Espacio de estados incremental %%%
% xa(t+1) = Mxa(t)+NDu(t), y(t)=Qxa(t)
M = [A_ B_; zeros(nu,nx) eye(nu)]; % Tamano (nx+nu)X(nx+nu)
N = [B_; eye(nu)]; % Tamano (nx+nu)Xnu
Q = [C_ zeros(ny,nu)]; % Tamano nyX(nx+nu)

%%% Matrices para optimizacion %%%
% Matrices de pesos
alpha = controller.alpha;
beta = controller.beta;
gamma = controller.gamma;

alpha_M = diag(repmat(alpha,1,controller.Nc));
beta_M = diag(repmat(beta ,1,controller.Nc));
gamma_M = diag(repmat(gamma,1,controller.Np));

%Obtenemos las matrices F y H usadas para predecir la salida del sistema.
%y = F*x_hat(t) + H*u
%Donde u es el vector de los futuros incrementos de control, H es una
%matriz triangular inferior con sus elementos no nulos definidos como
%Hij=Q*M^(i-j)*N y la matriz F se define de la siguiente forma:

% Matrices F, H y = Fx+Hu
F = [];
for i = 1:controller.Np % Tamano (Np*ny)X(nx+nu)
    F = [F; Q*M^(i)];
end

H = zeros(controller.Np*ny, controller.Nc*nu); % Tamano (Np*ny)X(Nc*nu)
for i = 1:ny:controller.Np*ny
    for j = 1:nu:controller.Nc*nu
        if i>=j
            ii = (i-1)/ny + 1;
            jj = (j-1)/nu + 1;
            H(i:i+ny-1, j:j+nu-1) = Q*M^round(ii-jj)*N;
        end
    end
end

% Matriz triangular inferior (para restricciones u(t))
T = zeros(controller.Nc*nu);
for i = 1:nu:controller.Nc*nu

```

```

    for j = 1:nu:controller.Nc*nu
        if i >= j
            T(i:i+nu-1,j:j+nu-1) = eye(nu);
        end
    end
end

% Matriz para restricciones Pbat(t) y DPbat(t)
uno = -ones(1,nu);
col = [uno; zeros(controller.Nc-1,nu)];
Tprima = zeros(controller.Nc,controller.Nc*nu);
j = 0;
for i = 1:nu:controller.Nc*nu
    Tprima(:,i:i+nu-1) = circshift(col,j);
    j = j+1;
end

% Matriz de seniales de control
for i = 1:nu:nu*controller.Nc
    u_ant_M(i:i+nu-1, 1) = u_ant;
end

%Matriz de referencias LOH y SOC
ref = controller.referencias;
for i = 1:ny:ny*controller.Np
    w(i:i+ny-1,1) = ref;
end

%%% Matrices QP %%%  $J=u(t)\alpha_{Mu}(t)+u'\beta_{Mu}+(Fx+Hu-w)'\gamma_M(Fx+Hu-w)$ 
% Restricciones
ymax = controller.ymax;
ymin = controller.ymin;
Dumax = controller.Dumax;
Dumin = controller.Dumin;
umax=controller.umax;
umin=controller.umin;

if (SOC < controller.ymin(1,1)) %SOC de seguridad
    ymin(1,1) = controller.ymin(1,1);
end

if (LOH < controller.ymin(2,1)) %LOH de seguridad
    ymin(2,1) = controller.ymin(2,1);
end

for i = 1:nu:nu*controller.Nc
    B1(i:i+nu-1, 1) = Dumax;
    B2(i:i+nu-1, 1) = -Dumin;
    B3(i:i+nu-1, 1) = umax - u_ant;
    B4(i:i+nu-1, 1) = u_ant - umin;
end

for i = 1:ny:ny*controller.Np
    B5(i:i+ny-1, 1) = ymax;
    B6(i:i+ny-1, 1) = ymin;
end
B5 = B5 - F*x_amp;

```

```

B6 = F*x_amp - B6;

B7(1) = controller.DPbatmax + Pneta - Pneta_ant;
B8(1) = -controller.DPbatmin - Pneta + Pneta_ant;
B9(1) = controller.Pbatmax + Pneta;
B10(1) = -controller.Pbatmin - Pneta;
for i = 2:controller.Nc
    B7(i,1) = controller.DPbatmax;
    B8(i,1) = -controller.DPbatmin;
    B9(i,1) = controller.Pbatmax + Pneta;
    B10(i,1) = -controller.Pbatmin - Pneta;
end
B9 = B9 - Tprima*u_ant_M;
B10 = B10 + Tprima*u_ant_M;

% Matrices
H_QP = 2*(H'*gamma_M*H + beta_M + T'*alpha_M*T);
B_QP = 2*(F*x_amp-w)'*gamma_M*H + 2*u_ant_M'*alpha_M*T;

A_QP = [eye(controller.Nc*nu); -eye(controller.Nc*nu); T; -T; H; -H; ...
        Tprima; -Tprima; Tprima*T; -Tprima*T];
b_QP = [B1; B2; B3; B4; B5; B6; B7; B8; B9; B10];

% Optimizacion
opt = optimoptions('quadprog');
opt.MaxIterations = 1500;

[Du, fval, exitflag, output] = quadprog(H_QP, B_QP, A_QP,
b_QP, [], [], [], [], [], opt);

% Control de error
if isempty(Du)
    Du = zeros(1,1);
    Du(1) = Pneta_ant-Pneta;

    exitflag = 10;
end

% Actualizacion señal de control
u_act = u_ant + Du(1:nu,1); % Se desechan los calculos que no sean inmediatos

Pbat = -u_act-Pneta; %Ajuste de la potencia de la batería

%SATURACIONES
if (SOC >= controller.ymin(1,1) && LOH >= controller.ymin(2,1) && Pbat>=180)
    %Si hay hidrógeno y nivel de carga en la batería y la potencia generada en el
    control es más de 180 W
    Pbat=180; %Se establece como potencia máxima la de la batería
    Pneta=Pneta+180; %Potencia neta sobrante
    if Pneta<0 %Si no se satisface la potencia, trabaja en paralelo la pila y
    la batería
        %1
        if Pneta_ant > Pneta && u_ant <= controller.Pfcmax &&
(Pneta+u_ant+Dumax<=0) %Si la potencia baja (en cuanto a neta) y puedo dar el
incremento máximo
            u_act = u_ant + Dumax;

```

```

%2
    else if Pneta_ant > Pneta && u_ant <= controller.Pfcmax &&
(Pneta+u_ant+Dumax>0) %Si no puedo dar el incremento máximo, da el necesario
        deltaNec=-(Pneta+u_ant); %Incremento positivo necesario
        u_act=u_ant+deltaNec;
    end
end
%3
    if Pneta_ant < Pneta && u_ant <= controller.Pfcmax &&
(Pneta+u_ant+Dumin<0) %Si la potencia sube (en cuanto a neta) y no puedo dar
el incremento mínimo
        deltaNec=Pneta+u_ant; %El incremento negativo que necesito si no
puedo dar el máximo
        u_act = u_ant-deltaNec;
%4
    else if Pneta_ant < Pneta && u_ant <= controller.Pfcmax &&
(Pneta+u_ant+Dumin>=0) %Si puedo dar el máximo
        u_act= u_ant + Dumin;
    end
end
%5 PARA MODO CRUCERO tanto como subidas o bajadas de potencia neta
    if Pneta_ant == Pneta && u_ant <= controller.Pfcmax &&
(Pneta+u_ant+Dumax<=0) %Si está en crucero, y necesita potencia
        u_act = u_ant + Dumax; %Si puede dar su incremento máximo
%6
    else if Pneta_ant == Pneta && u_ant <= controller.Pfcmax &&
(Pneta+u_ant+Dumax>0) %Si está en cruceo y necesita dar incrementos de
potencia menores que el máximo le doy el necesario
        deltaNec=-(Pneta+u_ant) %Incremento positivo necesario
        u_act=u_ant+deltaNec;
%7
    else if Pneta_ant == Pneta && u_ant <= controller.Pfcmax &&
(Pneta+u_ant+Dumin<0)
        deltaNec=Pneta+u_ant; %El incremento negativo que necesito si no
puedo dar el máximo
        u_act = u_ant-deltaNec;
%8
    else if Pneta_ant == Pneta && u_ant <= controller.Pfcmax &&
(Pneta+u_ant+Dumin>=0)
        u_act= u_ant + Dumin;
    end
end
end
end

end

if (SOC <= controller.ymin(1,1)) %Si el SOC llega a su estado mínimo y no
puede dar la potencia necesaria lo intenta saldar la pila dentro de sus
límites
    ymin(1,1) = controller.ymin(1,1); %Se impone SOC mínimo.
    Pbat=0; %Como llega al SOC mínimo, no puede dar mas potencia
    if Pneta<0 && (LOH >= controller.ymin(2,1)) %Si no se satisface la
potencia y hay hidrógeno
        %1

```

```

        if Pneta_ant > Pneta && u_ant <= controller.Pfcmax &&
(Pneta+u_ant+Dumax<=0) %Si la potencia baja (en cuanto a neta) y puedo dar el
incremento máximo
            u_act = u_ant + Dumax;
        %2
        else if Pneta_ant > Pneta && u_ant <= controller.Pfcmax &&
(Pneta+u_ant+Dumax>0) %Si no puedo dar el incremento máximo, da el necesario
            deltaNec=-(Pneta+u_ant); %Incremento positivo necesario
            u_act=u_ant+deltaNec;
        end
    end
    %3
        if Pneta_ant < Pneta && u_ant <= controller.Pfcmax &&
(Pneta+u_ant+Dumin<0) %Si la potencia sube (en cuanto a neta) y no puedo dar
el incremento mínimo
            deltaNec=Pneta+u_ant; %El incremento negativo que necesito si no
puedo dar el máximo
            u_act = u_ant-deltaNec;
        %4
        else if Pneta_ant < Pneta && u_ant <= controller.Pfcmax &&
(Pneta+u_ant+Dumin>=0) %Si puedo dar el máximo
            u_act= u_ant + Dumin;
        end
    end
    %5 PARA MODO CRUCERO tanto como subidas o bajadas de potencia neta
        if Pneta_ant == Pneta && u_ant <= controller.Pfcmax &&
(Pneta+u_ant+Dumax<=0) %Si está en crucero, y necesita potencia
            u_act = u_ant + Dumax; %Si puede dar su incremento máximo
        %6
        else if Pneta_ant == Pneta && u_ant <= controller.Pfcmax &&
(Pneta+u_ant+Dumax>0) %Si está en cruceo y necesita dar incrementos de
potencia menores que el máximo le doy el necesario
            deltaNec=-(Pneta+u_ant) %Incremento positivo necesario
            u_act=u_ant+deltaNec;
        %7
        else if Pneta_ant == Pneta && u_ant <= controller.Pfcmax &&
(Pneta+u_ant+Dumin<0)
            deltaNec=Pneta+u_ant; %El incremento negativo que necesito si no
puedo dar el máximo
            u_act = u_ant-deltaNec;
        %8
        else if Pneta_ant == Pneta && u_ant <= controller.Pfcmax &&
(Pneta+u_ant+Dumin>=0)
            u_act= u_ant + Dumin;
        end
    end
end
end

if (SOC >= controller.ymin(1,1) && LOH <= controller.ymin(2,1) ) %Si sigue
habiendo SOC en la batería pero no hay hidrógeno
    u_act=0; %Potencia cero para la pila
    Pbat=-u_act-Pneta;

```

```

end

if (SOC < controller.ymin(1,1)) %SOC de seguridad
    ymin(1,1) = controller.ymin(1,1); %Como llega al SOC mínimo, no puede dar
    más potencia
    Pbat=0;
end

if (LOH < controller.ymin(2,1)) %LOH de seguridad
    ymin(2,1) = controller.ymin(2,1); %Como llega al LOH mínimo, no puede dar
    más potencia
    u_act=0;
end

%Saturaciones para que los equipos no den potencias negativas
if u_act <=0
    u_act=0;
else if Pbat <= 0
    Pbat=0;
end
end

%SALIDA DE LA FUNCIÓN
sys = [u_act;Pbat]; %Señal de control y Pbat

sys = [sys;exitflag];

% end mdlOutputs

```

B. Código del cálculo del factor de compresibilidad del tanque

```

%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
Modelado y simulación de un controlador para el sistema de propulsión híbrido
    hidrógeno-baterías para una aeronave no tripulada
%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%% Control Predictivo MPC%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%% ISMAEL ALVAREZ GÓMEZ%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
%Factor de compresibilidad para simulación de la presión en el tanque %%%%%%%%%
%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%

function out=factorcompresibilidad(in)
T=in(1); %[K] temperatura de salida de la pila
P=15; %[bar] presión deseada en el tanque
Tc=33.2; %[K] tempetarura crítica
Pc=9; %[bar] presión crítica
Tc=Tc+8 %[K] ajuste de la temperatura crítica
Pc=Pc+8.106; %[bar] ajuste de la presión crítica

R=8.3145/0.101325;
a=27*(R*Tc)^2/64/Pc;

```

```

b=R*Tc/8/Pc;
VanDerWaal_eqn=[1 -(b+R*T/P) a/P -a/b/Pc];
V=roots(VanDerWaal_eqn);
ind2=1;
for ind=1:3
    if isreal(V(ind))
        ind2=ind;
    end
end
V=abs(V(ind2));
Z=P*V/R/T;
out(1)=Z;
end

```

C. Código para cargar los datos necesarios para el control

```

%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
Modelado y simulación de un controlador para el sistema de propulsión híbrido
    hidrógeno-baterías para una aeronave no tripulada
%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
Control Predictivo MPC%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%% ISMAEL ALVAREZ GÓMEZ%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
%Carga de datos %%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%

%Establecemos los valores iniciales de la batería y del tanque
ini.SOC=90; %Estado de carga inicial de la batería (porcentaje)
ini.LOH=95; %Estado inicial del volumen de hidrógeno en el tanque
(porcentaje)

%Parámetros de la aeronave
Ts=1; %Tiempo de muestreo
plane.eta_bat=0.98; %Eficiencia de la batería
plane.eta_pila=0.478; %Eficiencia de la pila de combustible
plane.Cmax=53.13; %Capacidad máxima de la batería Wh (23.1V*2.3Ah = 53.13)
plane.Vmax=0.1228; %Volumen máximo del tanque de hidrógeno en Nm^3 (P1*V1/T1
= P2*V2/T2--> 14.8038atm*0.009m^3/296K = 1atm*V2(m^3)/273K)

%Constantes de los equipos
Kbat=(plane.eta_bat/(plane.Cmax))*Ts; %Constante para la batería
Kfc=(1/(plane.eta_pila*plane.Vmax))*Ts; %Constante para la pila de
combustible

%Parámetros del controlador
controller.Np = 10; % Horizonte de predicción
controller.Nc = 2; % Horizonte de control

%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
%Restricción para la pila
controller.Pfcmax=300; %Potencia máxima de la pila de combustible en W
controller.Pfcmin=0; %Potencia mínima de la pila de combustible en W

```

```

%Restricción para la potencia de la batería
controller.Pbatmax=1000; %Potencia máxima de la batería W
controller.Pbatmin=0; %Potencia mínima de la batería W

%Incremento de potencia máxima de la batería
controller.DPbatmax=800; %W/s
controller.DPbatmin=-800; %W/s

%Restricción para el nivel de carga de la batería
controller.SOCmax=90; %Nivel de carga máxima de la batería
controller.SOCmin=15; %Nivel de carga mínimo de la batería.

%Restricción para el nivel de hidrógeno
controller.LOHmax=95; %Nivel máximo de hidrógeno en el tanque
controller.LOHmin=5; %Nivel mínimo de hidrógeno en el tanque.

%Incremento de potencia de la pila de combustible
controller.deltaPfcmax=40; %W/s 40 para sintético_verano;50 para sintético
invierno; 30 para escalado_verano; 60 para escalado_invierno
controller.deltaPfcmin=-40; %W/s

controller.ymax=[controller.SOCmax; controller.LOHmax]; %Salidas máximas
controller.ymin=[controller.SOCmin; controller.LOHmin]; %Salidas mínimas
controller.umax=[controller.Pfcmax]; %Señales de control máximas
controller.umin=[controller.Pfcmin]; %Señales de control mínimas
controller.Dumax = [controller.deltaPfcmax]; % Incremento de esfuerzo
maximo (Pfc)
controller.Dumin = [controller.deltaPfcmin]; % Incremento de esfuerzo
minimo (Pfc)

%Pesos
controller.alpha=[1.0e-0];
controller.beta=[2.5e-3];
controller.gamma=[1e-7 1.2e-6]; % Seguimiento de consigna bajo, porque no
tiene mucho sentido mantener unos niveles de referencia de LOH y SOC
%Se establecen las referencias de los estados
controller.referencias= [40; 50]; %Para SOC y LOH

sample=Ts;

%Perfiles de irradiancia
%Link de los perfiles de irradiancia para Sevilla:
https://re.jrc.ec.europa.eu/pvg\_tools/en/#MR
%Solsticio de invierno (21 de diciembre)
IrraGlobalDiciembre=[0 0 0 0 0 0 0 0 0 143.71 378.1 555.2 678.07 718.9 692.46
595.09 446.38 251.15 0.02 0 0 0 0 0]; %En w/m^2
IrraDirectaDiciembre=[0 0 0 0 0 0 0 0 0 99.78 269.61 410.31 515.15 548.96
523.13 444.44 320.76 174.89 0 0 0 0 0 0]; %En w/m^2
IrraDifusaDiciembre=[0 0 0 0 0 0 0 0 0 42.93 105.02 139.25 155.76 162.23
161.92 144.55 121.32 74.32 0.2 0 0 0 0 0]; %En w/m^2
Tiempo=[0 1 2 3 4 5 6 7 8 9 10 11 12 13 14 15 16 17 18 19 20 21 22 23]; %En
horas
figure;
plot(Tiempo,IrraGlobalDiciembre)
hold on
plot(Tiempo,IrraDirectaDiciembre)
plot(Tiempo,IrraDifusaDiciembre)
title('Perfil de Irradiancia en Sevilla para Diciembre de 2020')

```

```

xlabel('Tiempo [h]')
ylabel('Irradiancia [w/m^2]')
legend('Irradiancia global','Irradiancia directa','Irradiancia difusa')
grid on

%Solsticio de verano (21 de junio)
IrraGlobalAgosto=[0 0 0 0 0 0 0 21.45 158.44 372.42 589.35 779.24 910.4
970.31 959.61 873.39 724.75 525.75 299.34 90.22 3.36 0 0 0]; %En w/m^2
IrraDirectaAgosto=[0 0 0 0 0 0 0 79.94 244.47 428.44 594.91 712.04 764.69
758.66 679 551.58 378.5 189.81 32.99 0 0 0 0]; %En w/m^2
IrraDifusaAgosto=[0 0 0 0 0 0 0 21.01 74.74 120.74 150.38 170.96 183.06
189.44 184.92 179.61 160.58 137.62 103.37 54.57 3.29 0 0 0]; %En w/m^2
figure;
plot(Tiempo,IrraGlobalAgosto)
hold on
plot(Tiempo,IrraDirectaAgosto)
plot(Tiempo,IrraDifusaAgosto)
title('Perfil de Irradiancia en Sevilla para Agosto de 2020')
xlabel('Tiempo [h]')
ylabel('Irradiancia [w/m^2]')
legend('Irradiancia global','Irradiancia directa','Irradiancia difusa')
grid on

```


APÉNDICE 2: PANEL SOLAR ELEGIDO

A. Panel solar PS-100-F6ME Pure PV Leader

MAIN PRODUCTS

Lightweight Solar Panel Expert 

LIGHTWEIGHT RV SOLAR PANEL



Specification	Unit	PS-100-F6ME	PS-200-F6ME
Dimension(LXWXH)	mm	1093*582*3	1605*748*3
Max-Power(Pm)	W	100	200
Max-Power Voltage(Vm)	V	19.4	20.1
Max-Power Current(I _m)	A	5.2	10.02
Open-Circuit Voltage(V _{oc})	V	23.5	23.9
Short-Circuit Current(I _{sc})	A	5.51	10.74
Module Efficiency	%	19.26	19.26
Weight	kg	2.2	4.2
Operating Temperature Range	°C	- 40~85	
Max-System Voltage	V	600	
IP Rating	-	IP67	

02

BIBLIOGRAFÍA

- [1] IRENA, «Green hydrogen cost reduction. Scaling up electrolyzers to meet the 1.5°C climate global,» International Renewable Energy Agency, Abu Dhabi 2020.
- [2] Juan Ramón Morante, Teresa Andreu, Gotzon García, Jordi Guilera, Albert Tarancón, Marc Torerell, «Hidrógeno. Vector energético de una economía descarbonizada,» Fundación Naturgy, 2020
- [3] Abengoa Innovación, «D6.3 Life Cycle Assessment of Mg-based battery technology,» EMAGIC, Marzo 2023
- [4] Carlos Bordons, Félix Garcia-Torres, Miguel A. Ridao, «Model Predictive Control of Microgrids,» Springer, April 2019.
- [5] R.I Merino , Científico titular de CSIC, ICMA, «Nuevos materiales para SOFC's». Se puede encontrar en: <http://fmc0.unizar.es/people/rmerino/papers/divsofc.pdf>
- [6] Jesús García Martín, «Pilas de combustible. Parte I: Conceptos y estado tecnológico,» Escuela de Organización Industrial, Máster en Energías Renovables y Mercado Energético, año 2014. Se puede encontrar en: https://static.eoi.es/savia/documents/pilas_de_combustible_conceptos.pdf
- [7] J. R. Parra Vilar y C. Bordons Alba, «Integración de Pilas de Combustible para propulsión en una aeronave,» TFG, Departamento de Ingeniería de Sistemas y Automática, Escuela Técnica Superior de Ingeniería, Universidad de Sevilla, 2017.
- [8] María del Carmen Abreu Custodio y Jorge Chávez Orzáez, «Diseño de un cargador de baterías de Litio,» TFG, Universidad de Sevilla, 2015.
- [9] Mark A.J. Huijbregts, Zoran J. N. Steinmann, Pieter M. F. Elshout et al, «ReCipe2016: a harmonised life cycle impact assessment method at midpoint and endpoint level,» 2016. Se puede obtener en la siguiente página web: [PDF\) ReCiPe2016: a harmonised life cycle impact assessment method at midpoint and endpoint level \(researchgate.net\)](https://www.researchgate.net/publication/312111111).
- [10] M.P Argumosa, «Uso de Pilas de Combustible para propulsar aeronaves no tripuladas» Enero 2016. Se puede obtener en la siguiente página web: https://www.researchgate.net/publication/292961807_Uso_de_pilas_de_combustible_en_UAVs.
- [11] Pablo Torné Alaminos y C. Bordons Alba «Diseño del Sistema de Gestión de Energía de una Aeronave con Pila de Combustible,» Departamento de Ingeniería de Sistemas y Automática, Escuela Técnica Superior de Ingeniería, Universidad de Sevilla, 2019.
- [12] Eduardo F. Camacho and Carlos Bordons, «Model Predictive Control» Springer, 2007
- [13] Javier A. Quintana, Carlos Bordons, Sergio Esteban Roncero, «Diseño de bancada y sistema de control de plantas de potencia híbridas en aeronaves no tripuladas,» TFG, Departamento de Ingeniería de Sistemas y Automática, Escuela Técnica Superior de Ingeniería, Universidad de Sevilla, 2022.

- [14] Photovoltaic Geographical Information System, https://re.jrc.ec.europa.eu/pvg_tools/en/#MR.
- [15] Sara Ruíz Moreno, Carlos Bordons Alba, «Gestión de Energía De una Microrred mediante Control Predictivo Basado en Modelo,» TFG, Departamento de Ingeniería de Sistemas y Automática, Escuela Técnica Superior de Ingeniería, Universidad de Sevilla, 2019.
- [16] Spectronik, Protium-300, user guide: <https://www.spectronik.com/uploads/topics/16612398406250.pdf>
- [17] Ariema, Almacenamiento de hidrógeno: <https://www.ariema.com/almacenamiento-de-h2>
- [18] Clara Fernández-Bolaños Badía, D. Ramón Velázquez Vila, «Energética del hidrógeno. Contexto, estado actual y perspectivas de futuro,» TFG, Departamento de Energética y Mecánica de Fluidos, Escuela Superior de Ingenieros, Universidad de Sevilla, Camino de los Descubrimientos s/n, Sevilla, marzo 2005.
- [19] Andrés Mauricio Mateus Rueda, Dr. Luis Sebastian Mendoza Castellanos, Dr Ana Lisbeth Galindo Noguera, «Modelo en MATLAB Simulink para un sistema de acumulación de hidrogeno para sistemas fotovoltaicos autónomos,» Universidad autonoma de Bucaramanga, Facultad de Ingenierías, Bucaramanga, Santander, Colombia, julio 2021.
- [20] G.Teno, M.A. Ridao, C.Bordons, J.J. Marquez, «Comparativa de algoritmos de Control Predictiva Distirbuido aplicado a microrredes interconectadas,» Departamento de Ingeniería de Sistemas y Automática, Universidad de Sevilla, Camino de los Descubrimientos s/n, Sevilla. Se puede encontrar en : <https://doi.org/10.17979/spudc.9788497497565.0452>

