



**Centro Universitario de la Defensa
en la Escuela Naval Militar**

TRABAJO FIN DE GRADO

Estudio para la implementación de sistemas de celdas de combustible en vehículos aéreos no tripulados

Grado en Ingeniería Mecánica

ALUMNO: Tania Fernández Delgado

DIRECTOR: Víctor Ángel Alfonsín Pérez

CURSO ACADÉMICO: 2020-2021

Universida_{de}Vigo



Centro Universitario de la Defensa en la Escuela Naval Militar

TRABAJO FIN DE GRADO

Estudio para la implementación de sistemas de celdas de combustible en vehículos aéreos no tripulados

Grado en Ingeniería Mecánica
Intensificación en Tecnología Naval
Cuerpo General

Universida_{de}Vigo

RESUMEN

La creciente preocupación del impacto medioambiental y el rápido consumo de los combustibles fósiles ha supuesto el fomento de la búsqueda y desarrollo de fuentes de energía limpia alternativas. La progresiva globalización del empleo de los vehículos aéreos no tripulados en ámbitos civiles y militares; así como su potenciación en las Fuerzas Armadas Españolas, motivado como consecuencia de las grandes ventajas operativas que suponen, ha resultado como un nuevo camino de estudio en la búsqueda de mejora de sus capacidades actuales. El presente Trabajo de Fin de Grado supone precisamente el estudio de la implementación de celdas de combustible como sistema de propulsión alternativo a bordo de los vehículos aéreos no tripulados. Numerosas empresas del campo aeronáutico se han lanzado al mercado en busca del desarrollo de esta tecnología. Las celdas de combustible tipo PEM (*Proton-Exchange Membrane*) resultan una de las técnicas más innovadoras en la integración de sistemas híbridos de propulsión. El empleo del hidrógeno como portador de energía de alta eficiencia, proporciona a las celdas de combustible la alta densidad energética que las caracteriza y que supone un avance en una de las mayores barreras de estos vehículos aéreos. Su integración implica la prolongación de la autonomía de vuelo muy por encima de los sistemas convencionales propulsados por baterías litio polímero. Esto supone el incremento de permanencia en el aire, así como la posibilidad de cubrir áreas mayores, aumentando el número y la calidad de las aplicaciones de uso.

PALABRAS CLAVE

Batería, Hidrógeno, Pila de combustible, Simulación, UAVs.

AGRADECIMIENTOS

Con este trabajo doy cierre y fin a una etapa, sin duda de las más enriquecedoras de mi vida y a la vez, comienzo de un nuevo camino para el que tanto esfuerzo al final ha merecido la pena.

Este camino no hubiera sido lo mismo sin mis siete compañeras; Ida, Cristina, Elisabeth, Sheila, Margarita, Elena y Rocío; con las que tanto he vivido y las que desde el día uno, me enseñaron a ir más despacio y disfrutar del camino sin querer correr.

A mi pareja, Fran, que hasta desde mitad del océano Pacífico, en la otra punta del mundo, no ha dejado de apoyarme y confiar en mí cuando incluso ni yo misma lo hacía; una vez más, gracias.

Como no podría faltar, a mi familia, yo di los pasos pero ellos me enseñaron el camino, y si estoy donde estoy no es más que gracias a ellos.

Agradecer a mi tutor Víctor Alfonsín la dedicación y el apoyo prestado durante estos meses.

Para finalizar, me gustaría mencionar a los oficiales a bordo del servicio aéreo de la Guardia Civil, así como, al Comandante de la 11ª Escuadrilla de la Armada; por compartir conmigo su experiencia y por su apoyo desinteresado, sirviéndome de gran ayuda e inspiración en el trabajo.

CONTENIDO

Contenido	1
Índice de Figuras	3
Índice de Tablas.....	6
1 Introducción y Objetivos	7
1.1 Introducción	7
1.2 Vehículos aéreos no tripulados	7
1.3 Multicóptero.....	8
1.4 Software de la simulación	10
1.5 Objetivos	10
1.6 Estructura de la memoria	10
2 Estado del Arte	12
2.1 Introducción a los <i>UAV</i>	12
2.1.1 Reseña histórica y actualidad.....	12
2.1.2 UAVs en la Armada Española.....	14
2.1.3 Preocupación actual y alternativas.....	15
2.1.4 Desarrollo actual	17
3 Desarrollo del TFG.....	19
3.1 Introducción	19
3.2 Motor eléctrico.....	19
3.2.1 Fundamentos de un motor eléctrico.....	19
3.2.2 Motores de corriente continua (C.C)	22
3.2.3 Motores de corriente alterna (C.A).....	23
3.2.4 Modelado motor eléctrico.....	25
3.3 Batería	26
3.3.1 Tipos de baterías	27
3.3.2 Caracterización de las baterías.....	31
3.3.3 Modelado de la batería.....	31
3.4 Variador de velocidad	38
3.5 Pila de combustible	39
3.5.1 Componentes de pilas de combustible.....	40
3.5.2 Tipos de pilas de combustible.....	40
3.5.3 Ventajas y desventajas del empleo de pilas de combustible.....	43

3.5.4 Modelado del consumo de una pila de combustible.....	45
3.6 Tanque de hidrógeno.....	48
3.6.1 El hidrógeno como vector energético.....	49
3.6.2 Almacenamiento del hidrógeno.....	51
3.6.3 Modelado del tanque de hidrógeno.....	53
3.7 Controlador.....	54
4 Simulación.....	56
4.1 Introducción.....	56
4.2 Selección de plataforma.....	56
4.3 Software Ecalc.....	57
4.4 Simulaciones.....	58
4.4.1 Primer escenario de simulación.....	58
4.4.2 Segundo escenario de simulación.....	64
5 Resultados.....	69
5.1 Resultados.....	69
5.2 Ciclo de potencia.....	70
5.3 Comparación de densidad energética.....	72
5.4 Limitaciones.....	74
6 Conclusiones y Líneas Futuras.....	76
6.1 Conclusiones.....	76
6.2 Líneas futuras.....	77
7 Bibliografía.....	79
Anexo I: Código del control lógico del controlador.....	82
Anexo II: Resultados obtenidos en Ecalc.....	84

ÍNDICE DE FIGURAS

Figura 1-1: Tipos de estructuras de UAVs [1]	7
Figura 1-2: Reacción de empuje vertical [Fuente propia]	8
Figura 1-3: Funcionamiento de los rotores de un cuadricóptero [Fuente propia]	9
Figura 1-4: Esquema hexacóptero [Fuente propia]	9
Figura 2-1: Bombardeo de Venecia de 1849 [1]	12
Figura 2-2: Evolución del número de modelos de drones según su ámbito de aplicación a nivel mundial [6]	13
Figura 2-3: Lanzamiento del Scan Eagle desde el BAA <i>Galicia</i> en aguas del golfo de Adén [7] ..	14
Figura 2-4: Crecimiento de las energías renovables frente a los combustibles fósiles [Fuente propia]	15
Figura 2-5: Comparación de la potencia producida por las pilas de combustible [Fuente propia] ..	16
Figura 2-6: Dron "Sensus 6" de la empresa Intelligent Energy [12]	17
Figura 3-1 : Fuerza magnética en un conductor debido a la circulación de corriente en presencia de un campo magnético [14]	20
Figura 3-2: Estator (izquierda) y rotor (derecha) de un motor eléctrico	21
Figura 3-3: Partes de un motor eléctrico	21
Figura 3-4: Esquema de clasificación de los motores eléctricos	22
Figura 3-5: Motor CA síncrono	23
Figura 3-6: Modelado del motor eléctrico en Simulink®	26
Figura 3-7: Esquema de celda electrolítica [Fuente propia]	27
Figura 3-8: Intercambio iónico de baterías Plomo-Ácido	28
Figura 3-9: Composición baterías de níquel-cadmio [Fuente propia]	28
Figura 3-10: Tipos de baterías	30
Figura 3-11: Circuito equivalente de una batería de tres celdas [Fuente propia]	32
Figura 3-12: Gráfica SoC - OCV de las baterías LiPo [Fuente propia]	33
Figura 3-13: Bloque cálculo de OCV	33
Figura 3-14: Bloque de resistencia interna	34
Figura 3-15: Modelado de la intensidad	36
Figura 3-16: Modulador de CRCS	36
Figura 3-17: Modulador de SoC	37
Figura 3-18: Bloque de constantes	38
Figura 3-19: Modelado de la batería	38
Figura 3-20: Variador de velocidad	39

Figura 3-21: Comparación de las pilas de combustible frente a los motores térmicos [Fuente propia].....	39
Figura 3-22: Pila de combustible.....	40
Figura 3-23: Esquema PEMFC [Fuente propia].....	41
Figura 3-24: Aplicaciones de las pilas de combustible [Fuente propia]	43
Figura 3-25: Comparativa de las pilas de combustible con otras máquinas térmicas [Fuente propia]	44
Figura 3-26 : Intercambio iónico de las celdas PEMFC [Fuente propia].....	45
Figura 3-27: Esquema global de la pila de combustible	45
Figura 3-28: Curva de consumo Ballard	47
Figura 3-29: Comparación gráfica de los modelos de consumo	47
Figura 3-30: Modelado de la pila de combustible.....	48
Figura 3-31: Comparación de masas	49
Figura 3-32: Comparación de volúmenes	49
Figura 3-33: Ciclo energético del Hidrógeno [22]	50
Figura 3-34: Producción mundial de hidrógeno en millones de metros cúbicos (Bcm) [21]	50
Figura 3-35: Ciclo de obtención de hidrógeno con fuentes de energía renovables [21].....	50
Figura 3-36: Relación densidad-temperatura-presión para los distintos métodos de almacenamiento del hidrógeno [26].....	53
Figura 3-37: Modelado del tanque de hidrógeno	54
Figura 3-38: Modelado del sistema conjunto	54
Figura 3-39: Diagrama de flujo del controlador del sistema.....	55
Figura 4-1: DJI F550 [27]	57
Figura 4-2: Entorno del software Ecalc [28].....	58
Figura 4-3: DJI 2312 (960).....	59
Figura 4-4: Gráfica intensidad-eficiencia motor eléctrico DJI2312.....	59
Figura 4-5: Recta de regresión (1).....	59
Figura 4-6: Recta de regresión (2).....	59
Figura 4-7:Modelo motor eléctrico y batería	61
Figura 4-8: FC Protium-150	62
Figura 4-9: Tanque de hidrógeno FCair	62
Figura 4-10: Modelo híbrido	63
Figura 4-11: T-MOTOR MN3510 (630).....	64
Figura 4-12: FC Intelligent Energy 800 W	67
Figura 5-1: Resultados autonomía.....	69
Figura 5-2: Ciclo de potencia	70
Figura 5-3: Potencia eléctrica de la pila de combustible y de la batería	71

Figura 5-4: SoC de la batería.....	71
Figura 5-5: Consumo de hidrógeno del tanque	71
Figura 5-6: Potencia eléctrica de la batería	72
Figura 5-7: SoC de la batería.....	72
Figura 5-8: Comparación de las baterías y de las pilas de combustible en función de la autonomía [Fuente propia].....	73
Figura 5-9: Comparativa de densidades energéticas	74
Figura 5-10: Efecto de la temperatura en las pilas de combustible.....	75
Figura 5-11: Efecto de la altura en las pilas de combustible.....	75

ÍNDICE DE TABLAS

Tabla 3-1: Comparación baterías	30
Tabla 3-2: Comparación pilas de combustible [Fuente propia].....	42
Tabla 3-3: Aptitud de las pilas de combustibles en UAVs [Fuente propia]	43
Tabla 3-4: Comparación numérica de los modelos de consumo	47
Tabla 4-1: Especificaciones DJI [27].....	57
Tabla 4-2: DJI 2312 (960).....	59
Tabla 4-3: Batería LiPo 8000 mAh.....	60
Tabla 4-4: Evaluación de pesos	60
Tabla 4-5: Simulación motor eléctrico y batería a 12 V	61
Tabla 4-6: FC Protium-150 [28]	62
Tabla 4-7: Tanque de hidrógeno	62
Tabla 4-8: Batería LiPo 1800 mAh.....	63
Tabla 4-9: Evaluación de pesos	63
Tabla 4-10: Simulación sistema híbrido (12 V).....	64
Tabla 4-11: T-MOTOR MN3510 (630) [30].....	64
Tabla 4-12: Batería LiPo 14000 mAh.....	65
Tabla 4-13: Evaluación de pesos	65
Tabla 4-14: Simulación motor eléctrico y batería (24 V).....	66
Tabla 4-15: Simulación para diferentes combinaciones de pila de combustible y tanque de hidrógeno	66
Tabla 4-16: FC Intelligent Energy 800 W	67
Tabla 4-17: Batería LiPo 4500 mAh.....	67
Tabla 4-18: Evaluación de pesos	68
Tabla 4-19: Simulación motor eléctrico, pila de combustible y batería (24 V).....	68
Tabla 5-1: Relación peso-energía de las baterías y pilas de combustible.....	73

1 INTRODUCCIÓN Y OBJETIVOS

1.1 Introducción

El presente Trabajo de Fin de Grado está enfocado en el estudio de la viabilidad de la integración de la tecnología de las pilas de combustibles como sistema de propulsión híbrido en los vehículos aéreos no tripulados, así como, su comparación con el sistema más habitual de propulsión por motores eléctricos alimentados por baterías de litio polímero. La creciente importancia de estos vehículos aéreos en la actualidad y el aumento por la preocupación medioambiental, ha motivado el estudio de nuevas técnicas de propulsión limpias como las pilas de combustible.

1.2 Vehículos aéreos no tripulados

El estudio será realizado para la integración del sistema de propulsión híbrido en vehículos aéreos no tripulados, incluyendo todo el abanico de opciones que engloban. Estos vehículos aéreos no tripulados, comúnmente conocidos como UAVs (*Unmanned Aerial Vehicles*), se pueden clasificar según diferentes criterios, el más interesante para el desarrollo del trabajo es en función de su forma de sustentación. Según esto, existen dos tipos de estructuras que los clasifican en:

- **Drones de ala fija:** la estructura de estos drones está formada por un fuselaje y unas alas fijas, una estructura similar a los diseños de las aeronaves convencionales. Ofrecen gran capacidad de vuelo y son capaces de recorrer grandes distancias alcanzando altas velocidades. Suelen tener integrado un sistema de propulsión por motor de combustión o turbinas. En la actualidad, se trata del diseño más empleado en aeronaves de carácter militar.
- **Drones multirotor o multicóptero:** se puede definir como un aparato que cuenta con más de dos hélices propulsadas por motores eléctricos para su sustentación.

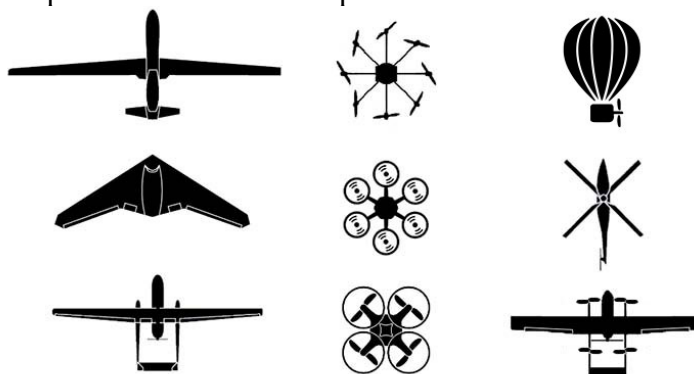


Figura 1-1: Tipos de estructuras de UAVs [1]

Siendo conscientes de la gran variedad de vehículos no tripulados, sin embargo, el estudio y simulación llevados a cabo para obtener resultados y conclusiones se ha realizado en una plataforma muy concreta, los multicopteros.

1.3 Multicóptero

La plataforma empleada para el desarrollo del trabajo será un UAV tipo multirotor o multicoptero, a continuación, se describirá con más detalle los principios de funcionamiento y características de estos sistemas de forma previa al desarrollo del trabajo.

Estos vehículos aéreos no tripulados de tipo multirotor, nacieron como una simplificación de los helicópteros gracias al desarrollo de la electrónica de control y de los múltiples sensores que incorporan. A diferencia de los helicópteros, los rotores no necesitan tener partes móviles (articulaciones), dado que la generación de momentos para el control de la trayectoria y las maniobras se rigen por otros principios.

Un multicoptero controla el desplazamiento y estabilidad variando la velocidad y sentido de giro de los diferentes rotores, de forma que la dirección del vector resultante de las diferentes fuerzas sea la del movimiento deseado. Sin embargo, esta clase de aeronaves son muy inestables durante el vuelo ya que basan su sustentación en un empuje constante y difícil de regular producido por los motores, haciendo necesario el empleo de componentes estabilizadores. Para ello, un sistema de control integrado medirá durante el vuelo, corrigiendo y ajustando la velocidad de los rotores en todo momento para el correcto funcionamiento.

En función del número de hélices, estas plataformas pueden adoptar configuraciones de tricópteros (3 hélices), cuadricópteros (4 hélices), hexacópteros (6 hélices), octocópteros (8 hélices), etc. La configuración más común dentro de los multirotores es la de cuadricóptero. En este tipo de configuración, las hélices de la plataforma se encuentran en el mismo plano entre sí y son impulsados mediante cuatro motores de corriente continua sin escobillas que se encuentran en los extremos de los brazos, con una separación de 45° entre ellos. Para poder neutralizar la fuerza generada y alcanzar un equilibrio, es necesario que dos de los motores giren en sentido horario, mientras que los otros dos giran en sentido contrario a las agujas del reloj. Por tanto, estos motores generan dos tipos de reacciones en su funcionamiento, una de empuje vertical y otra de par motor.

La reacción de empuje vertical es producida por la diferencia de presiones provocada por la velocidad relativa de la hélice con respecto a la masa de aire en la que se mueve. Esto provoca una fuerza en la zona de mayor presión hacia la zona de menor presión de la hélice (Figura 1-2). De esta forma, aplicando la misma potencia a cada uno de los motores con la plataforma perfectamente equilibrada, la respuesta será el ascenso vertical del multicoptero.

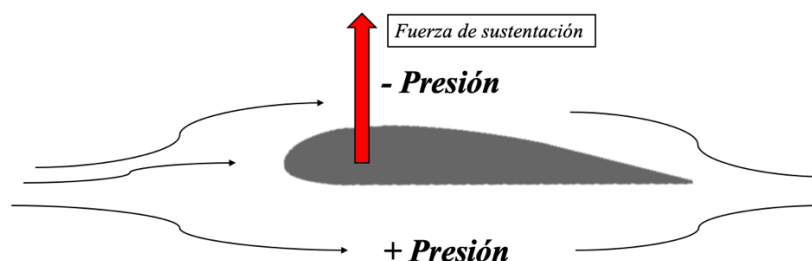


Figura 1-2: Reacción de empuje vertical [Fuente propia]

En el caso de aplicar diferentes potencias a los motores, las velocidades de giro resultantes de las hélices producirán la consiguiente inclinación del vehículo, generando una componente horizontal que permitirá el desplazamiento del vehículo en una determinada dirección. En la Figura 1-3 se pueden distinguir ambas situaciones descritas; a la izquierda el sistema estará el sistema en equilibrio, mientras

que, a la derecha, el rotor simbolizado con un color más intenso, representando una potencia diferente al resto, tendrá como resultado una componente horizontal que provocará el desplazamiento.

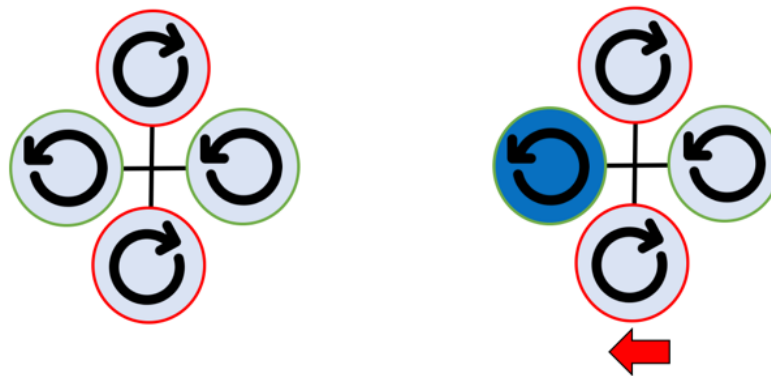


Figura 1-3: Funcionamiento de los rotores de un cuadricóptero [Fuente propia]

El par rotor es la segunda reacción generada por estos motores, se trata de la reacción horizontal que produce en el aparato el giro de la hélice. Cuando la hélice gira en un sentido, por conservación de la cantidad de movimiento, el aparato tenderá a girar en el sentido opuesto. Este efecto es contrarrestado por las hélices contra rotatorias. Cada hélice gira en el sentido opuesto a las dos adyacentes, de tal forma que el momento total se compensa y el vehículo permanece estático. Este ajuste de momentos se podrá controlar según se requiera para conseguir que el dron gire sobre sí mismo.

La combinación de estos movimientos es lo que le aporta la versatilidad y la flexibilidad en el desplazamiento que los caracteriza, permitiendo su desplazamiento en todas las direcciones del espacio y el giro en torno a cualquiera de sus ejes.

Para el caso, se ha optado por una plataforma con configuración tipo hexacóptero, motivado por la mayor sustentación y seguridad. Su funcionamiento será idéntico al descrito anteriormente aplicado a seis hélices y seis rotores. En la Figura 1-4 se observa la distribución de los motores y los sentidos de giro de cada uno de ellos tal y como se había descrito anteriormente.

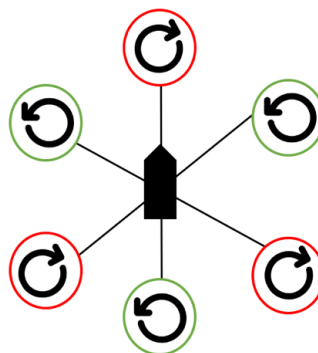


Figura 1-4: Esquema hexacóptero [Fuente propia]

El hexacóptero, frente a otros tipos de configuraciones ofrece una respuesta de vuelo más estable, permite transportar una carga superior y ofrece más posibilidades de instalación de accesorios por su tamaño. A cambio de estas ventajas, requiere de más energía para propulsar a los motores y son menos compactos.

Para el desarrollo del trabajo, se va a comparar la integración de dos sistemas de propulsión en vehículos aéreos no tripulados, empleando en hexacóptero descrito anteriormente como plataforma en

la simulación. De forma previa, se describirá cada uno de los elementos que forman parte del conjunto, siendo estos:

- Motor eléctrico
- Batería
- ESC
- Pila de combustible
- Tanque de hidrógeno
- Controlador

Una vez detallado cada uno de los componentes del sistema de forma individual, se creará un modelo conjunto sobre la herramienta de simulación, donde serán estudiados los diferentes casos.

1.4 Software de la simulación

El objetivo principal del empleo del software de simulación es conocer las prestaciones que tendrá un determinado sistema de propulsión bajo unos parámetros de funcionamiento y la creación de una herramienta válida para diferentes escenarios.

La programación de la simulación se llevará a cabo bajo el entorno de MATLAB (abreviatura de “*MATrix LABoratory*”, "laboratorio de matrices"). Se trata de una herramienta de software matemático que ofrece un entorno de desarrollo integrado (IDE) con un lenguaje de programación propio. Es un software de gran aplicación en centros de investigación y desarrollo. El paquete de MATLAB dispone de dos herramientas adicionales que aumentan sus prestaciones: Simulink® y Guide. Para el desarrollo del presente trabajo, se empleará la extensión de Simulink® como herramienta de simulación.

Simulink® es una Toolbox especial de MATLAB que sirve para simular el comportamiento de sistemas dinámicos. Ofrece un editor gráfico, bibliotecas de bloques personalizables y diferentes algoritmos de resolución matemática para modelar y simular sistemas dinámicos. Se integra con MATLAB, lo que permite la incorporación de algoritmos en los modelos y poder exportar los resultados obtenidos [2].

1.5 Objetivos

El objetivo fundamental del presente Trabajo de Fin de Grado es demostrar la viabilidad de la integración de un sistema de propulsión de celdas de combustible en UAVs a través de una simulación bajo el entorno del software Matlab/Simulink®. Este objetivo engloba la elaboración de modelos teóricos para la planta de propulsión eléctrica alimentada por baterías y pilas de combustible, así como su implementación en un modelo de simulación totalmente funcional y configurable, que permitiera el estudio de su funcionamiento bajo diferentes condiciones de potencia.

1.6 Estructura de la memoria

Este trabajo supone una investigación en el desarrollo de la tecnología de propulsión por pilas de combustibles en los UAVs. Con la presente memoria se busca hacer una descripción detallada del conjunto del sistema de propulsión híbrido y terminar con una comparativa con un sistema propulsado por baterías tipo litio polímero; buscando demostrar la eficiencia y autonomía en el funcionamiento del sistema y corroborando su creciente importancia actual.

Con el apartado “Estado del Arte”, se trata de poner en situación respecto a estos vehículos aéreos no tripulados. Se lleva a cabo una breve introducción a la tecnología de estos sistemas y una reseña a su historia desde su origen, allá por el siglo XIX, hasta la situación actual, tratando de reflejar la importancia que tienen actualmente estos dispositivos y la creciente progresión de futuro. Esta importancia adquiere mayor peso con su desarrollo paralelo en las Fuerzas Armadas, sirviendo de

puerta hacia nuevos avances y posibilidades actualmente en pleno crecimiento. Para dar sentido al desarrollo del trabajo, se describe la actual preocupación por las energías renovables y la creciente necesidad de un cambio ante una situación cada vez más preocupante. Motivado por esto, cada vez más empresas aeronáuticas se suman al desarrollo y búsqueda de nuevas e innovadoras alternativas en sistemas de propulsión más consonantes con el medio ambiente, como son las pilas de combustible; cuya integración supone amplias ventajas en comparación con los sistemas de propulsión convencionales, las cuales serán desarrollada a lo largo del trabajo.

En el apartado de “Desarrollo” se va siguiendo una línea continua en cada uno de los bloques que forman el sistema conjunto de propulsión por pilas de combustible. Se comienza por el desarrollo teórico; describiendo el funcionamiento y forma de operación, las características o diferentes clasificaciones. A continuación, se describen las razones que motivaron a la selección de un determinado elemento en el sistema y finalmente, se pasa a la descripción técnica y detalle de la implementación del sistema en la herramienta empleada, Simulink®, con la que luego se realizará la simulación. La parte final del desarrollo concluye con el modelo conjunto elaborado a partir los diferentes bloques descritos y que será el empleado en la simulación.

Con el apartado de “Simulación”, se busca demostrar la viabilidad y el objetivo del trabajo en sí mismo. Se realizarán dos simulaciones a diferente voltaje para ambos sistemas; por un lado, con un sistema de motor y batería; y por otro, con el sistema híbrido de motor, batería y pila de combustible. Se comparará la autonomía en cada uno de los casos y se comentará la eficiencia alcanzada en cada una de las condiciones. Se experimentará con diferentes condiciones de trabajo hasta alcanzar la que será óptima.

Los datos obtenidos se verán sintetizados en el apartado de “Resultados”, comparando los conjuntos analizados y demostrando la efectividad de las pilas de combustible. Además, se realizará una simulación de vuelo a partir de un ciclo de potencia, con objeto de estudio del comportamiento real de las pilas de combustible bajo diferentes condiciones de potencia.

Con las líneas futuras se busca clarificar que esto solo es el comienzo en el desarrollo de esta tecnología tan novedosa y que hay múltiples opciones como puerta a nuevos avances.

En los anexos se ha incluido el código empleado en la lógica del controlador del sistema, así como los datos más relevantes obtenidos de la herramienta empleada en la simulación.

2 ESTADO DEL ARTE

2.1 Introducción a los UAV

La palabra *UAV*, de origen militar, es el acrónimo de “*Unmanned Aerial Vehicle*”, o vehículo aéreo no tripulado. Entre las diferentes definiciones que actualmente describen este sistema, el Reglamento de Circulación Aérea Operativa (RCAO) lo define como “vehículo aéreo propulsado que no lleva personal como operador a bordo” [3].

Es evidente que, al igual que sucede con otros equipos, para hablar de un UAV es necesario incluir al sistema aéreo no tripulado (UAS), la estación de control en tierra, así como cualquier otro elemento necesario para permitir el vuelo, como el enlace de comunicaciones o el sistema de lanzamiento o recuperación.

En este apartado se realizará una pequeña introducción, que va desde sus orígenes a la actualidad. Además, se hará referencia a su empleo y a la creciente importancia en la Armada, así como las alternativas existentes en cuanto a estos vehículos, y finalizando con una mención a las diferentes empresas que están enfocando sus esfuerzos en el desarrollo de esta tecnología en la actualidad.

2.1.1 Reseña histórica y actualidad

Los UAV, o drones, término con el que se les conoce comúnmente, aunque aparentemente son sistemas innovadores y actuales, remontan su origen a mediados del siglo XIX. El primer hito histórico se desarrolló en el bombardeo de Venecia en 1849 (Figura 2-1), cuando las tropas austrohúngaras lanzaron sobre la urbe centenares de globos no pilotados cargados con explosivos, considerándose como los primeros vehículos aéreos no tripulados capaces de llevar una carga útil.

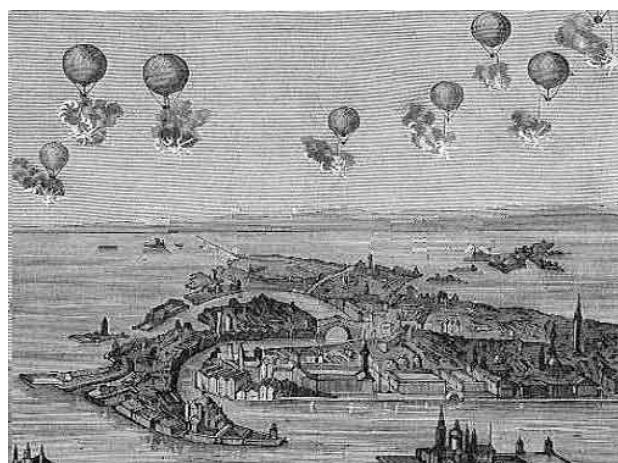


Figura 2-1: Bombardeo de Venecia de 1849 [1]

A lo largo de la historia han ido evolucionando según las necesidades de los tiempos, tomando un importante papel durante la Primera y Segunda Guerra Mundial, siendo en esta cuando los pilotos dirigieron por primera vez el vehículo a distancia, apareciendo como motivación de ganar la guerra e intentar ir un paso por delante del enemigo. El espionaje durante la Guerra Fría o las tareas de reconocimiento llevadas a cabo en la Guerra de Vietnam, fueron clave en la evolución de estos sistemas. No fue hasta el siglo XX cuando estos sistemas operaron mediante radio control con todas las características de autonomía, lo que motivó el aumento considerable del abanico de estos aviones no tripulados.

Los avances científicos y técnicos y la constante globalización del mundo en la actualidad han contribuido, en los últimos años, al progreso de la aviación, permitiendo la aparición de estos vehículos aéreos no tripulados como nuevos usuarios del espacio aéreo. Esta circunstancia, unida a la progresiva reducción de su coste de adquisición, ha permitido la proliferación de su uso de manera casi indiscriminada, con los consiguientes riesgos para la seguridad aérea. Debido a estos avances y el sin fin de aplicaciones de estos dispositivos, estos sistemas pueden llegar a ser empleados de forma ilícita atentando contra la seguridad y convirtiéndose en una amenaza para la sociedad. Es por ello que ha surgido la necesidad de regular la libre circulación en el espacio aéreo. Fue en 2006 en España, con la redacción del Real Decreto 601/2016, cuando se aprobó el Reglamento de la Circulación Aérea Operativa; el cual recoge normas y reglamentos europeos que regulan la actividad aeronáutica, recayendo la responsabilidad administrativa sobre la Agencia Estatal de Seguridad Aérea (AESA). A día de hoy, y con orden de aplicación desde el 31 de diciembre de 2020, todos los drones independientemente de su uso o tamaño, están regulados por la normativa europea de UAS (Reglamento de Ejecución 2019/947, 14 de mayo del 2019), relativo a las normas y procedimientos aplicables a la utilización de aeronaves no tripuladas [4]. Además, durante el presente año, como periodo de transición, seguirá vigente el Real Decreto 1036/2017 hasta el 1 de enero de 2022. A lo largo del año, se espera la publicación de un nuevo RD que regule el vuelo de drones en España y actualice la normativa vigente con respecto al reglamento europeo [5].

A pesar de unos inicios marcados por la predominancia de aplicaciones militares, durante la última década se viene observando un aumento en el empleo de estas plataformas para la realización de actividades civiles y de tipo mixto, que ha dado lugar a que, durante este periodo, se produzca un incremento sustancial en el número de modelos civiles frente a los de uso puramente militar. En la Figura 2-2, se puede advertir la evolución del número de modelos de drones registrado hasta 2016 en función del ámbito de aplicación a nivel mundial. Se aprecia el crecimiento constante del número de unidades de uso mixto y civil en los últimos años, llegando a duplicar las de ámbito militar.

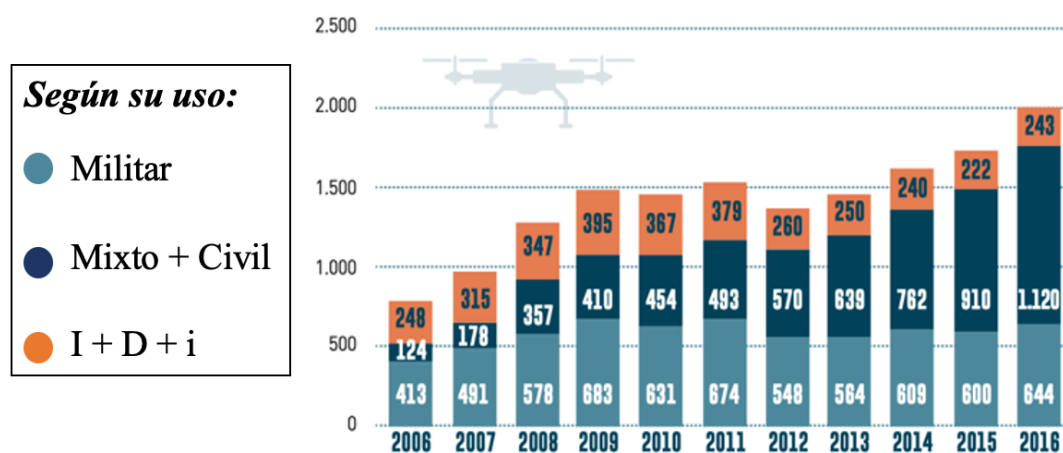


Figura 2-2: Evolución del número de modelos de drones según su ámbito de aplicación a nivel mundial [6]

2.1.2 UAVs en la Armada Española

El desarrollo de los vehículos aéreos no tripulados ha tenido un notable impacto en las capacidades militares del siglo XXI. La posibilidad de su empleo con una mínima o nula preparación previa desde las unidades terrestres o embarcadas, la variedad del tipo de carga útil que pueden incorporar y la capacidad de ser contralados remotamente de la zona de empleo o desde en medio del campo de batalla e incluso estar dotados de sistemas autónomos, les proporciona una versatilidad que les hace útiles para el empleo en un gran abanico de aplicaciones tanto en las fuerzas armadas, como en las fuerzas de seguridad o en ramas de la administración civil dedicados a la gestión del territorio o recursos naturales.

El futuro desarrollo de las FAS a nivel mundial pasa por la potenciación del uso de los sistemas no tripulados, siguiendo esta línea, las Fuerzas Armadas Españolas se han unido al movimiento de desarrollo de UAVs.

España considera los UAVs como una capacidad del presente y por ello se fomenta la búsqueda constante del desarrollo de la tecnología más actual. La Undécima Escuadrilla de la Flotilla de Aeronaves de la Armada es la unidad más moderna de la Flotilla de Aeronaves (FLOAN) de la Armada. Se encuentra ubicada en las instalaciones de la Flotilla de Aeronaves de Torregorda, en Cádiz, situación idónea para el rápido y fácil acceso a las áreas de adiestramiento y de interés, como el Estrecho de Gibraltar. Es la encargada de proporcionar la obtención de imágenes y vídeo en tiempo real de una determinada zona de interés, así como de adiestrar a las unidades navales en el tiro antiaéreo. Entre sus cometidos se encuentran la identificación, vigilancia y reconocimiento de objetivos de interés; la vigilancia marítima, búsqueda y rescate, apoyo a las unidades de operaciones especiales y apoyo a entidades civiles, en tareas como el control de fronteras o detección de incendios. La escuadrilla tiene asignada los sistemas aéreos tripulados de forma remota “*Scan Eagle*”, así como los blancos aéreos teledirigidos “*SCRAB-II*”.

En 2015, la Armada española adquirió el dron “*Scan Eagle*” de la empresa americana “INSITU” (filial de “Boeing”) y actualmente cuenta con tres sistemas completos con un total de 10 aeronaves. Entre las misiones que participa activamente la Armada en la actualidad, la operación Atalanta, donde los UAVs están desplegados de forma permanente, es la que fomenta mayor interés. El uso de UAVs mejora las capacidades del buque en la operación y reduce el número de horas de vuelo de los helicópteros embarcados. Ha participado en esta a bordo de las diferentes fragatas españolas durante los años 2015, 2016 y 2020 [7].



Figura 2-3: Lanzamiento del Scan Eagle desde el BAA Galicia en aguas del golfo de Adén [7]

Cabe destacar también la implicación como parte de la fuerza de Infantería de Marina, con efectivos desplegados en Afganistán y el Líbano; además de las maniobras y ejercicios con unidades navales del TEAR y de la FGNE. A partir del presente año 2021, la Armada tiene como propósito

modernizar los sistemas analógicos existentes a digital. Con esto, no solo se pretende mejorar las capacidades del sistema, sino también evitar quedarse obsoletos en muchos de sus componentes [3].

Aunque la Armada ha tardado más en incorporar el desarrollo de esta tecnología en comparación con los Ejércitos de Tierra y Aire, ya se aprecian resultados positivos y tal y como dijo el Comandante de la 11ª Escuadrilla en un entrevista para el periódico ABC el pasado octubre de 2020: *“El futuro dirá hacia dónde se dirige la aviación tripulada de forma remota en el ámbito de la Armada, pero desde luego una cosa es segura: ya está aquí y ha venido para quedarse”* [8].

2.1.3 Preocupación actual y alternativas

El constante desarrollo de esta tecnología lleva consigo una creciente preocupación frente el impacto medioambiental. En las últimas décadas, el rápido crecimiento del consumo de los combustibles fósiles ha generado la necesidad de la sostenibilidad energética. La demanda energética mundial se puede decir que sigue aumentando a todos los niveles. Este uso extendido de los derivados del petróleo durante tiempos prolongados, ha ocasionado que los niveles de contaminación ambiental, motivados por la emisión de gases de combustión, haya aumentado en los últimos 50 años acarreado consigo el aumento del calentamiento global, la generación de lluvia ácida o el aumento del número de personas con problemas respiratorios.

Históricamente, la incorporación de nuevas energías primarias no ha supuesto, en general, la disminución en el consumo de las anteriores. El empleo de estos combustibles fósiles apoyado con la tecnología más avanzada, ha dado la alternativa creada por el hombre para progresar y mejorar la mejorar la calidad de vida y proveer mayor comodidad a las personas, aunque bajo unas consecuencias poco consonantes con el medio ambiente. En la actualidad, en busca de otras alternativas menos perjudiciales, se trabaja en fomentar el desarrollo de fuentes alternativas limpias que reduzcan de forma gradual la sujeción de las fuentes de energías convencionales no renovables en vistas a cambiar la base energética actual.

En esta Figura 2-4, se puede observar la evolución de los combustibles fósiles frente a las energías renovables en la Unión Europea. Por primera vez en la UE, las energías renovables superaron a los combustibles fósiles. Esto fue motivado el pasado año, además del incremento del uso y desarrollo de energías eólicas y solares, como consecuencia a las restricciones establecidas por la pandemia del COVID-19, afectando a la demanda energética en toda Europa [9].

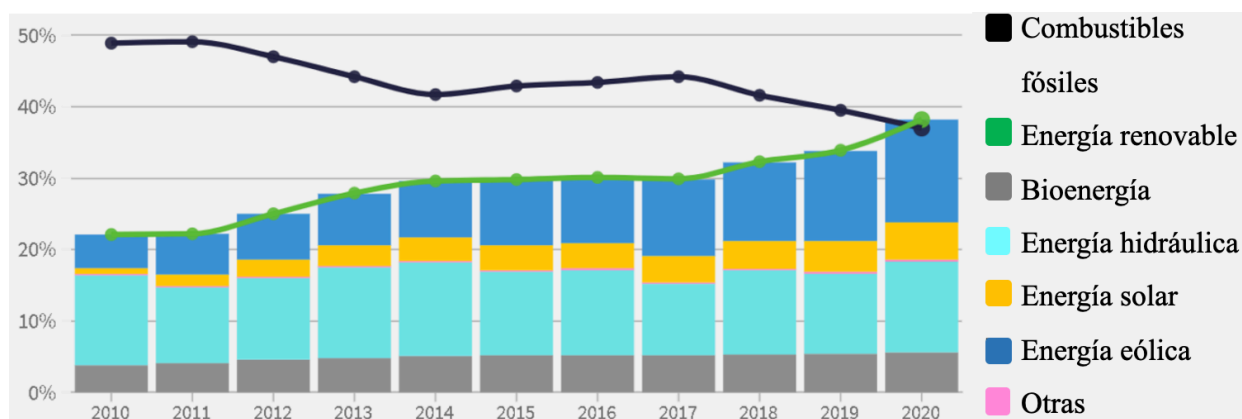


Figura 2-4: Crecimiento de las energías renovables frente a los combustibles fósiles [Fuente propia]

La generalización en el empleo de aeronaves de uso tanto militar como civil en gran número de aplicaciones, se suma a la emisión de gases a la atmósfera con un importante efecto medioambiental. Debido a la creciente preocupación por estos efectos, la NASA pretende reducir las emisiones de combustible hasta un 70% en 2025.

Motivada por esta creciente inquietud, se está fomentando el desarrollo de nuevas tecnologías con innovadoras alternativas muy prometedoras. Así, los sistemas de propulsión eléctrica se están abriendo un nuevo camino de posibilidades. Estos sistemas de propulsión no generan emisiones en la producción de energía, aunque no llegan a alcanzar la misma autonomía que los combustibles tradicionales.

Muchos sistemas se basan en la propulsión por baterías de litio; el atractivo de estas baterías radica en la simplicidad de propulsión, la flexibilidad o la baja firma térmica y acústica entre otros. La baja densidad de energía de estas baterías, deja su empleo muy limitado por la autonomía y la resistencia de la plataforma. Aunque se están realizando mejoras constantes en la capacidad de las baterías, las celdas de combustible son otra atractiva alternativa. Permiten combinar la simplicidad de un sistema eléctrico con las ventajas de una arquitectura que aprovecha los combustibles de alta densidad energética. La diferencia principal entre estos sistemas radica en que la batería almacena energía mientras que la celda de combustible genera la energía bajo demanda a partir del hidrógeno y aire ambiente, sin necesidad de tener que ser recargada. Los sistemas de propulsión por pilas de combustible suelen superar a las baterías en energía almacenada si la misión es lo suficientemente larga como para amortizar el sistema. En caso de querer aumentar la autonomía y resistencia del sistema únicamente añadiendo baterías adicionales, aumentaría tanto el peso del sistema que no resultaría rentable; en cambio, para conseguir el mismo resultado con el sistema de pilas de combustible, valdría con aumentar el tamaño del depósito, añadiendo un peso mínimo en comparación con las baterías [10].

A día de hoy, el sistema de propulsión por celdas de combustible no es aplicable para todas las plataformas de UAVs, puesto que todavía no alcanza el nivel de los sistemas de propulsión tradicionales. Los primeros trabajos realizados a pequeña escala y los resultados positivos obtenidos, junto con la gran inversión en el desarrollo de estos sistemas, son tan solo el principio de lo que está por venir en el crecimiento de esta tecnología.

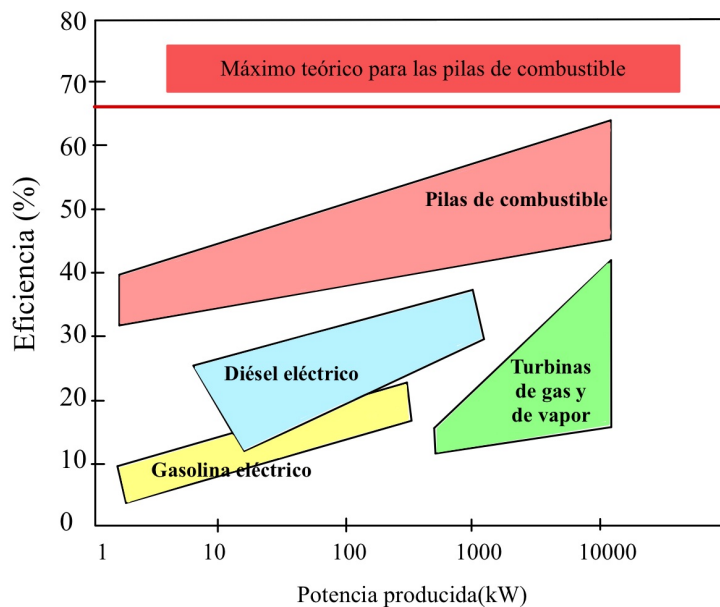


Figura 2-5: Comparación de la potencia producida por las pilas de combustible [Fuente propia]

De forma paralela, está tomando especial importancia una nueva tecnología de propulsión híbrida, la cual permite la combinación de la energía limpia con la mayor autonomía de un motor de combustión [11]. De la mano de esta tecnología se desarrolla los sistemas de propulsión basados en la pila de combustible de hidrógeno y baterías junto con una adecuada electrónica de gestión de energía. Este conjunto combina las ventajas de ambos sistemas en un modelo de propulsión híbrido con buenos resultados. La electrónica de gestión de la energía controla el estado de carga de la batería y la potencia de la pila de combustible en relación con las necesidades del vehículo y la carga útil. De esta forma, en los periodos de alta demanda de energía, la energía será suministrada tanto por la pila de

combustible como por la batería; y durante los periodos de baja demanda, parte de la energía de la pila de combustible podrá recargar la batería.

2.1.4 Desarrollo actual

La tecnología de la propulsión de los vehículos aéreos no tripulados mediante celdas de hidrógeno está en constante desarrollo, hay múltiples ejemplos en pleno auge de investigación y desarrollo de esta tecnología.

A día de hoy, una de las empresas en cabeza es “*Intelligent Energy*”. Se trata de una empresa de ingeniería líder en el mundo, con sede en Reino Unido además de representación en otros países como EEUU o China. La empresa fabrica drones con hidrógeno y su trabajo se basa en las celdas de combustible, centrada en el desarrollo, fabricación y comercialización de celdas de combustible de membrana de intercambio de protones (*Proton Exchange Membrane*, PEM); para clientes de los sectores de automoción, energía estacionaria y vehículos aéreos no tripulados (UAV).

Estas pilas de combustible tienen infinitas aplicaciones, se utilizan con objetivo de proporcionar energía limpia, de alta eficiencia y rentable. En los últimos años, la empresa ha lanzado cuatro productos para drones comerciales, prometiendo un tiempo de inactividad mínimo, un reabastecimiento rápido y tiempos de vuelo superiores.

Como últimas novedades en su trabajo, en octubre de 2020, incorporaron un módulo de celdas de combustible alta potencia de hasta 2,4 kW. Estas, además, podrían ser conectadas en paralelo sin necesidad de un hardware adicional, pudiendo alcanzar el doble de potencia, hasta 4,8 kW. Fue incorporado en el dron “*Sensus 6*”, proporcionándole una autonomía de 100 minutos de vuelo continuo. Este producto se certifica como uno de los más ligeros y de mayor densidad energética disponible en el mercado a día de hoy. Con este proyecto se incorpora a un dron con gran capacidad de elevación y mayor carga útil, la ventaja del empleo de las celdas de combustible que hace frente a la preocupación principal de duración y autonomía durante el vuelo, objetivo tan demandado por las empresas en vistas de aumentar la eficiencia en el desempeño de sus funciones.



Figura 2-6: Dron “Sensus 6” de la empresa Intelligent Energy [12]

Con la construcción de este último dron, Lee Jeby, director de ventas de Intelligent Energy, afirmó textualmente: “*Tenemos las celdas de combustible más livianas y densas en energía disponibles en el mercado y seguimos diseñando productos nuevos e innovadores para asegurarnos de estar a la vanguardia en energía de celdas de combustible para vehículos aéreos no tripulados comerciales*” [12].

Numerosas compañías han centrado sus esfuerzos en estas innovaciones. La empresa “*Ballard Power Systems*” trabaja con carácter mundial en el desarrollo de soluciones innovadoras de energía limpia y pilas de combustible para drones. Han logrado integrar sus sistemas con éxito a bordo de

plataformas UAV de ala fija y multirrotor. Esta entidad, junto con la empresa “INSITU”, trabajan en la integración de un sistema de propulsión de pila de combustible híbrida para el UAV “*Scan Eagle*” de la Armada Española. El módulo de propulsión encaja perfectamente en el fuselaje ya existente, suponiendo una gran ventaja para la implantación de este sistema.

En el pasado año 2020, los ganadores de los premios “*CES Innovation Award*”, anunciados durante la Exposición CES 2020 (Consejo Económico y Social) en una feria electrónica celebrada en Las Vegas, fueron los sistemas de drones de “*Doosan Mobility Innovation*” (DMI). Estos siguieron la línea actual de drones con celdas de combustible tipo PEM. Implementaron un sistema por celdas de combustible miniaturizado y liviano, diseñado para maximizar la movilidad. Este dron, “*DS30*”, ganó el premio a la mejor innovación en la categoría de drones y sistemas no tripulados y a su vez, su celda de combustible ganó los premios en sostenibilidad, diseño ecológico y energía inteligente. Una vez más se enfrentaron con la problemática de la duración del tiempo de vuelo, extendiendo este desde los 20-30 minutos iniciales de vuelo de los drones tipo batería hasta las 2 horas. Con la capacidad de volar hasta dos horas con una sola carga, estos drones con pilas de combustible de larga duración, ofrecen la posibilidad de cubrir grandes áreas con un solo vuelo, ampliando su capacidad operacional [13].

3 DESARROLLO DEL TFG

3.1 Introducción

Para el desarrollo del proyecto, se detallará cada uno de los elementos componentes de estos sistemas y se describirá la elaboración del modelo genérico en el que se realizará la simulación. Para poder realizar el estudio de la viabilidad del sistema propuesto y, el consiguiente análisis de los resultados, los datos han sido trasladados a la herramienta Matlab/Simulink®.

En primer lugar, se realizará la simulación con los valores obtenidos para el vuelo de un dron propulsado con un motor eléctrico y baterías y, posteriormente, se comparará y se estudiarán los resultados obtenidos con la implementación del sistema híbrido con las celdas de combustible. Para dar mayor veracidad a los resultados, los elementos seleccionados integrantes en los sistemas, en ambos casos, serán productos comerciales de los que se dispone de datos técnicos proporcionados por los fabricantes. De esta forma, se estudiará el límite del alcance de la implementación de este sistema innovador de propulsión en los UAVs.

3.2 Motor eléctrico

En la actualidad, entre los diferentes tipos de motores eléctricos de los que se dispone, todos ellos se caracterizan por un mismo funcionamiento básico. Con esta introducción, se expondrá las ideas básicas de funcionamiento, así como los diferentes tipos de motores eléctricos. Las características técnicas de cada uno de ellos será lo que determine su idoneidad para las diferentes aplicaciones.

3.2.1 Fundamentos de un motor eléctrico

Un motor eléctrico es una máquina eléctrica que transforma la energía eléctrica en energía mecánica por medio de interacciones electromagnéticas. Algunos de estos motores son reversibles, lo que implica que pueden transformar la energía mecánica en energía eléctrica, funcionando como generadores. A día de hoy, forman parte de numerosas aplicaciones en instalaciones industriales, comerciales o particulares. Pueden funcionar conectados a una red eléctrica o a baterías, facilitando así su implementación.

En los motores eléctricos, se hace circular una corriente eléctrica por un conductor, el cual está siendo inducido por un campo magnético, lo que provoca que tienda a funcionar como un electroimán, adquiriendo propiedades magnéticas que provocan el movimiento circular del motor.

Según esto, se puede describir el funcionamiento de un motor eléctrico en base de dos principios, el principio de inducción electromagnética y el principio de Ampere.

En el principio de inducción electromagnética, si un conductor se mueve a través de un campo magnético o está situado en las proximidades de otro conductor por el que circula una corriente de intensidad variable, se induce una corriente eléctrica a través del primer conductor. Por otro lado, en el principio de Ampere, con el que se establece que, al pasar una corriente eléctrica a través de un conductor situado en el interior de un campo magnético, este ejerce una fuerza mecánica o una fuerza electromotriz sobre el conductor (Figura 3-1).

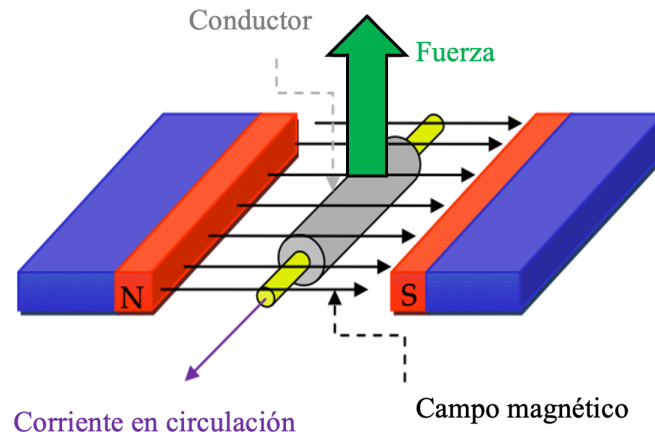


Figura 3-1 : Fuerza magnética en un conductor debido a la circulación de corriente en presencia de un campo magnético [14]

La magnitud de la fuerza resultante varía directamente con la intensidad de campo magnético y la magnitud de corriente que circula por el conductor, según la expresión:

$$F = I \times B \times L \quad (\text{Ec.1})$$

Siendo, I la corriente de circulación, B el flujo magnético y L la longitud del conductor.

La potencia mecánica obtenida de los motores se expresa en kilovatios (*kilowatts*, [kW]), esta medida cuantifica la cantidad de trabajo que el motor eléctrico es capaz de realizar en un periodo específico de tiempo. La potencia se relaciona con la velocidad del motor, expresada en revoluciones por minuto [rpm], y el par de la siguiente forma:

$$P = F \times \omega \quad (\text{Ec.2})$$

En términos generales, se puede decir que un motor eléctrico se compone de dos partes principales; hay una parte fija denominada estator y una parte móvil, el rotor.

El estator (Figura 3-2 izquierda) es la parte externa del motor, de forma cilíndrica, no giratorio y funciona como base, permitiendo que desde ese punto se lleve a cabo la rotación del motor. Su función principal es generar el campo magnético giratorio del motor. Está constituido por un conjunto de láminas de acero al silicio, por las cuales atraviesa el flujo magnético con facilidad, y un embobinado de alambres de cobre.

El rotor (Figura 3-2 derecha) es la parte móvil del motor, se coloca en la cavidad del estator y es el responsable de la conversión de energía eléctrica en energía mecánica. Forma, junto con el estator, las partes fundamentales para la transmisión de potencia. Está formado por un eje que soporta un juego de bobinas arrolladas sobre un núcleo magnético que gira dentro de un campo magnético. Se distinguen tres tipos más empleados; rotor de anillos rozantes, de polos salientes y de jaula de ardilla.



Figura 3-2: Estator (izquierda) y rotor (derecha) de un motor eléctrico

El espacio de aire que queda entre el rotor y el estator se denomina entrehierro, siendo el campo magnético existente en el mismo el que constituye el medio de acoplamiento entre los sistemas eléctrico y mecánico. El elemento fundamental que ejercerá la conexión eléctrica entre la parte fija y la parte giratoria del motor eléctrico son las escobillas.

Normalmente, tanto en el estator como en el rotor existen devanados hechos con conductores de cobre por los que circulan corrientes suministradas a un circuito exterior que constituye el sistema eléctrico. Uno de los devanados tiene por misión crear un flujo en el entrehierro y por ello se denomina inductor. El otro devanado recibe el flujo del primero y se induce en él las corrientes que cierran por el circuito exterior y se denomina inducido. De forma indistinta puede situarse el inductor en el estator y el inducido en el rotor; lo importante es el movimiento relativo entre ambos devanados y lo que lo determinará en la práctica será las condiciones tecnológicas en la construcción, aislamiento o refrigeración [15].

En general, diremos que el rotor de un motor eléctrico queda dentro del campo magnético creado por el estator, como resultado se inducirá una corriente dentro del rotor y la fuerza resultante (el par) producirá la rotación.

Dentro de las partes fundamentales, además de los dos elementos comunes para todos los motores desarrollados anteriormente, otros de los componentes principales son; la carcasa, la base, la caja de conexiones, las tapas y los cojinetes. En la imagen inferior (Figura 3-3) se pueden identificar visualmente las partes mencionadas.

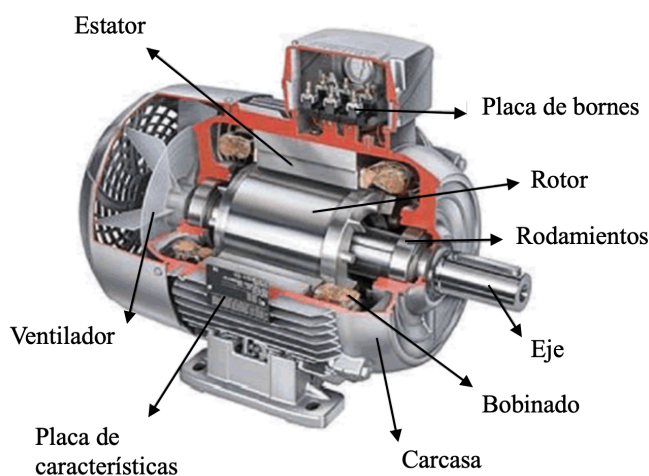


Figura 3-3: Partes de un motor eléctrico

Existen diferentes métodos para la clasificación de los motores eléctricos, seguidamente, se diferenciarán en función de su alimentación eléctrica, siendo este el método más habitual. Se distinguen primeramente los motores de corriente alterna y corriente continua y, dentro de estos

grupos, en función de la forma de construcción del motor y del estator, se diferenciarán unos motores de otros.

Los motores de corriente continua (CC), también denominados como DC (*Direct Current*), se pueden dividir en dos tipos; motores con escobillas o sin escobillas. Los motores con escobillas a su vez, se han diferenciado los de campo devanado o los de imanes permanentes. Por otro lado, los motores de corriente alterna (CA), también denominados como AC (*Alternating Current*), se distinguen los motores síncronos y asíncronos. A continuación, se detallará cada uno de ellos.

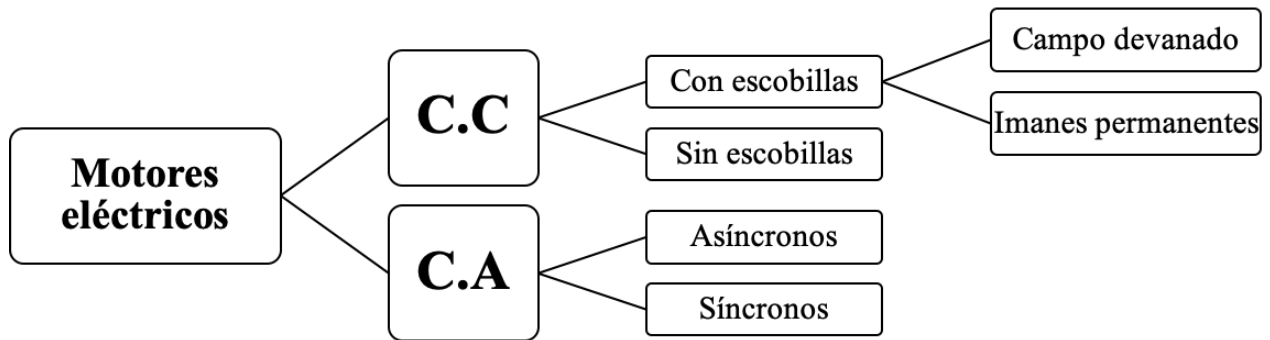


Figura 3-4: Esquema de clasificación de los motores eléctricos

3.2.2 Motores de corriente continua (C.C)

Estos motores generan un par de giro como resultado de las fuerzas generadas al paso de una corriente continua a través de una espira de bobinado inmersa en un campo magnético. En este tipo de motores, el estator hace la función de devanado inductor y el rotor de devanado inducido.

Se trata de motores monofásicos en los que es necesario aplicar una corriente continua en el inducido y en el inductor, el par motor resultante será proporcional a esta corriente y al flujo de campo magnético. Requieren de un par de arranque fuerte para su funcionamiento y la velocidad de salida es variable y proporcional a la tensión aplicada.

La ventaja fundamental de los motores c.c frente a los motores c.a es su mayor grado de flexibilidad para el control de la velocidad y el par, lo cual ha hecho muy interesante su aplicación en accionamientos industriales, resultando la mejor opción para las aplicaciones de control y automatización de procesos. A día de hoy, debido al desarrollo de la electrónica de potencia, su primacía se ha ido reduciendo a favor de los c.a, cuyo coste de fabricación y mantenimiento es mucho menor.

3.2.2.1 Motores eléctricos de corriente continua con escobillas o “Brushed”

En función de como se produce el campo magnético, los motores con escobillas se pueden clasificar como; motores de imanes permanentes y los motores de campo devanado.

- **Motores de imanes permanentes:** Son aquellos en los que el campo magnético será generado por la acción de imanes fijados en el estator. Como ventaja, no es necesario alimentarlos con energía eléctrica para excitarlos, mejorando de esta forma la eficiencia y la refrigeración del motor. Estos motores suelen ser de mayor tamaño y coste que los de campo devanado y presentan los inconvenientes de no tener control sobre el campo magnético, de no responder ante necesidades especiales de par-velocidad y de riesgo de que se llegue a producir una desmagnetización parcial provocada por una sobrecarga.
- **Motores de campo devanado:** Son aquellos que presentan bobinados en el estator. Desde el punto de vista de comportamiento y condiciones de trabajo, tiene una gran importancia la forma en la que se conectan entre sí los devanados inductor e inducido, y así se distinguen:

1. Motores con excitación independiente en los que el devanado inductor es alimentado mediante una fuente de alimentación externa a la máquina.
2. Motores auto excitados en los que los motores se excitan a si mismos tomando la corriente inductora de la misma red que alimenta al inducido. En función de como este alimentado el inductor, estos a su vez pueden ser:
 - a. Motores de devanado en serie: el devanado inductor y el inducido van conectados en serie, por lo cual la corriente de excitación será la misma que la corriente del inducido absorbida por el motor. Se utiliza cuando se requiere un par de torque elevado y la velocidad permite ser regulada.
 - b. Motores de devanado en paralelo: el bobinado inductor principal está conectado en paralelo con el circuito formado por los bobinados inducidos. Son de aplicación cuando se requiere de una velocidad constante y un par de arranque no muy elevado.
 - c. Motores de devanado compuesto: en estos motores la excitación total es originada por dos bobinados inductores independientes; uno dispuesto en serie con un bobinado inducido y otro conectado en paralelo. Son capaces de proporcionar una velocidad totalmente constante y un alto par de arranque.

3.2.2.2 Motores eléctricos de corriente continua sin escobillas o “Brushless”

Este tipo de motores de corriente continua ha adquirido mayor popularidad en los últimos años. Estos motores no emplean escobillas en la conmutación y en su lugar, un variador electrónico será el encargado de controlar el giro del rotor. Esto conlleva a la reducción de las pérdidas provocadas por el rozamiento y por consiguiente un aumento de su rendimiento; además, aportan una serie de ventajas frente a los motores con escobilla como son la mejor relación velocidad-par motor, mayor respuesta dinámica y rango de velocidades y menos ruido.

Dadas sus características técnicas, serán de aplicación en áreas donde se requiere un control preciso y un par bajo, enfocado a robots y aeromodelismo, siendo de aplicación en los UAVs como será descrito más adelante.

3.2.3 Motores de corriente alterna (C.A)

Los motores de corriente alterna son aquellos que para su funcionamiento, como su propio nombre indica, requieren del suministro de corriente alterna.

3.2.3.1 Motores síncronos

Estos motores alimentan con corriente continua al inductor, al mismo tiempo que el devanado del inducido es alimentado por corriente alterna trifásica.

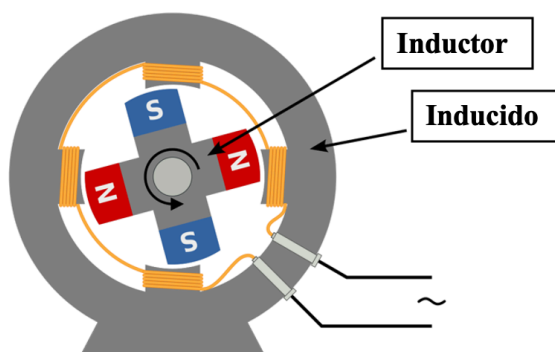


Figura 3-5: Motor CA síncrono

Estas máquinas eléctricas relacionan su velocidad de rotación directamente con la frecuencia de la red de corriente alterna con la cual trabajan, de acuerdo a la expresión:

$$n = \frac{60 \times f}{p} \quad (\text{Ec.3})$$

Donde, n es la velocidad de rotación [rpm], f la frecuencia y p el número de polos. Cada vuelta de su rotor equivale a un ciclo completo de la corriente que absorbe de la red. Para estos motores el sincronismo entre la velocidad de giro del campo y el giro del rotor es perfecto, es decir, giran a la misma velocidad, denominada "velocidad de sincronismo".

Los motores eléctricos síncronos se emplean en aquellos accionamientos industriales que requieren velocidades de transmisión constantes, manteniendo la estabilidad tanto en situaciones de sobrecarga como durante momentos de oscilación de tensión; teniendo además la ventaja frente a los asíncronos de poder regular simultáneamente el factor de potencia con el cual trabaja, reduciendo los costes de energía eléctrica y mejorando el rendimiento del sistema, lo que resulta de vital importancia en ciertas aplicaciones industriales. El motor síncrono es proyectado para operar con alto rendimiento y eficiencia en la conversión de energía eléctrica, con un mayor aprovechamiento de la energía.

3.2.3.2 Motores asíncronos o de inducción

Al igual que el resto de motores eléctricos, están formados por un rotor y estator; en este caso, el inductor es el estator, el cual estará formado por un devanado trifásico; mientras que el inducido es un rotor compuesto de barras conductoras.

Estas máquinas se diferencian con los demás tipos en que no existe corriente conducida a uno de los arrollamientos. La corriente que circula por uno de los devanados (generalmente en el rotor) se debe a la fuerza electromotriz (f.e.m) inducida por la acción del flujo del otro, razón por la que son denominadas como "motores de inducción".

Para que se genere el par que provocará como resultado el giro del motor, es necesario una diferencia de velocidades relativas. La velocidad del rotor es ligeramente inferior a la velocidad de giro del campo magnético del estator, como resultado a la suma de pérdidas por rozamiento. Esta diferencia de velocidad se denomina "deslizamiento" y se relaciona con la siguiente ecuación:

$$s = \frac{n_1 - n}{n_1} \quad (\text{Ec.4})$$

Donde, n_1 es la velocidad de sincronismo [rpm] y n es la velocidad de giro del motor [rpm].

Los motores asíncronos se clasifican en motores de rotor devanado y motores de jaula de ardilla. La diferencia principal entre los dos tipos reside en la estructura del rotor. En el primer tipo, el rotor está constituido por varios devanados, presentando una estructura más compleja y delicada con necesidad de mantenimiento periódico; mientras que el segundo tipo tiene un rotor constituido por barras cerradas en cortocircuito, proporcionando mayor simplicidad constructiva, resultando en un tipo de motor muy simple, robusto y económico. Los motores de jaula de ardilla son los más empleados actualmente, presentan muy buenas prestaciones en cuanto a proporcionar una velocidad constante, con el inconveniente de consumir una corriente muy intensa en el arranque sin proporcionar en relación un par elevado.

Los motores de inducción tienen como principales ventajas su alta eficiencia y su capacidad de generar un par motor constante, además de un bajo coste, alta fiabilidad y la ausencia de vibraciones. Por el contrario, presenta las desventajas de proporcionar una baja densidad de potencia, un bajo par de arranque y el peligro de un posible riesgo de sobrecarga.

3.2.4 Modelado motor eléctrico

El modelado del motor eléctrico permite relacionar la potencia mecánica requerida, con la energía eléctrica que debe ser proporcionada, bien por medio de baterías o directamente por la red. En el caso de este trabajo, relacionará la potencia requerida para el vuelo con la energía eléctrica que deberá proporcionar una batería, o bien un sistema híbrido de batería y pila de combustible. Con el objetivo de desarrollar las ecuaciones que permitan el modelado del motor eléctrico, se deberá considerar la eficiencia en los resultados teniendo en cuenta las pérdidas reales del motor eléctrico y así poder adquirir unos resultados fieles a la realidad.

3.2.4.1 Motores eléctricos en UAVs

Antes de desarrollar el modelado, primero es necesario hacer referencia al tipo de motor seleccionado para esta aplicación. Los motores de mayor idoneidad en los pequeños sistemas de control, para drones, en este caso de tipo multicóptero; son los motores de corriente continua sin escobillas o “*brushless*”. Este tipo de motor ofrece mejores prestaciones que los motores con escobillas al no contar con partes móviles; se reduce el rozamiento, lo que reduce las pérdidas y, en consecuencia, proporciona una duración mucho mayor. Son los más utilizados en esta aplicación, proporcionan mayor par por peso, mayor eficiencia eléctrica, mayor fiabilidad, reducción de ruido, mayor vida útil y reducción de interferencias electromagnéticas.

Para la selección del modelo de un motor eléctrico adecuado, que se ajuste a las características del dron, habrá que tener en cuenta una serie de parámetros:

- **Tensión:** este parámetro corresponde con el voltaje de entrada para el cual está diseñado el motor. Valores como la velocidad en vacío, el par de arranque o la corriente de arranque dependerán directamente del voltaje aplicado. En este proyecto se realizará la simulación para 12 V y 24 V.
- **Empuje:** la fuerza con la que las hélices pueden desarrollar trabajo, es un factor determinante para la selección del motor idóneo. Se debe conocer la carga total con la que el motor es capaz de maniobrar con regularidad. Una vez hecho el ajuste de pesos, se calculará el empuje resultante del motor. Los fabricantes recomiendan, para los multicópteros, que el peso no debe superar el 50% del empuje que las hélices son capaces de proporcionar, es decir, la relación de peso-empuje resultante deberá ser de 2:1. Incluso, en algunas ocasiones donde se esperan vuelos muy afectados por condiciones adversas, se puede incrementar hasta un 20% más de margen como factor de seguridad.
- **Potencia en vuelo estacionario:** esta es la potencia mínima suministrada por el motor, necesaria para mantener el vehículo en vuelo bajo condiciones ideales. Fijar la relación de empuje 2:1, se traduce en que el dron debe de ser capaz de mantenerse en vuelo estático (“*hover*”) con la mitad de potencia máxima disponible. De esta forma, aunque realmente sería capaz de soportar un peso mayor, se garantiza no comprometer la autonomía y maniobrabilidad del dron durante el vuelo. Sin embargo, siempre se puede valorar la necesidad de sacrificar parte de la velocidad y maniobrabilidad a cambio del aumento de la carga máxima.

3.2.4.2 Modelado en Simulink®

En el modelado del motor eléctrico, el esquema de entradas y salidas se corresponde con la potencia mecánica y la potencia eléctrica respectivamente. Una vez seleccionado el motor idóneo, se puede conocer la relación de intensidad y eficiencia de trabajo a partir de una gráfica proporcionada por el fabricante. Mediante el empleo de la herramienta informática de reconocimiento “*WebPlotDigitalizer*”, se obtienen los puntos en base a unos ejes de referencia. Estos puntos permitirán realizar un ajuste polinómico (mediante la extensión “*cftool*” de Matlab), que servirá para obtener la

ecuación empleada en Simulink®. Las ecuaciones obtenidas para la curva serán implementadas en Simulink® mediante el empleo del bloque “Matlab Function”.

Conocido el valor de la eficiencia del motor, que tendrá en cuenta las pérdidas producidas durante su funcionamiento, se puede calcular la potencia eléctrica que será demandada según la siguiente relación:

$$P_{Elec} = \frac{P_{Mec}}{\rho} [W] \quad (Ec.5)$$

Donde, la potencia eléctrica será el resultado de la potencia mecánica entre la eficiencia (ρ) de trabajo.

Con lo descrito en las líneas superiores, se obtiene el modelo de funcionamiento del motor eléctrico representado en la siguiente figura (Figura 3-6). A partir del valor de intensidad calculado para la potencia mecánica de cada uno de los motores por individual, se obtiene la eficiencia de trabajo. Con la relación definida en la (Ec.5), se calcula el valor la potencia eléctrica que, multiplicada por el número de motores del sistema, resultará la potencia eléctrica total demandada a la batería o a la pila de combustible, según el caso.

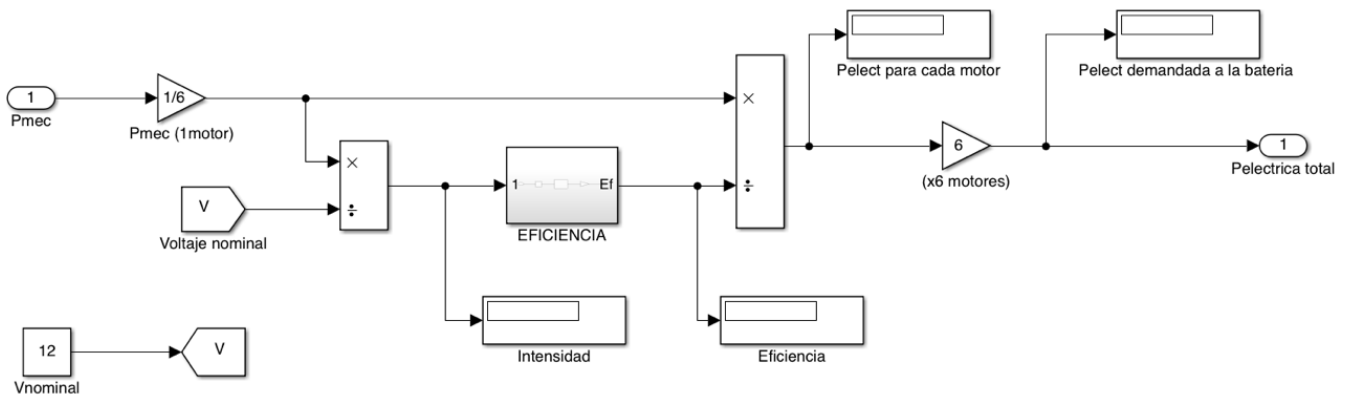


Figura 3-6: Modelado del motor eléctrico en Simulink®

3.3 Batería

Una batería es un sistema de almacenamiento de energía a partir de procesos electroquímicos. Se trata de un dispositivo altamente eficiente, ya que permite suministrar la energía almacenada sin apenas pérdidas. Su funcionamiento es reversible y permite el almacenamiento cíclico durante un número elevado de ciclos de carga/descarga. Es uno de los dispositivos más ampliamente empleados para almacenar energía y se utiliza en una gran variedad de aplicaciones. La batería va a ser uno de los componentes claves para el almacenamiento de la energía que posteriormente va a ser demandada por el motor eléctrico.

La unidad básica de una batería se denomina “celda” y es la unión de esta, en serie o paralelo, lo que proporcionará la capacidad y tensión deseada y dará el nombre de “batería”. Esta celda está formada en su interior por electrodos (cátodo (+) y ánodo (-)), el electrolito y los separadores.

La energía eléctrica es almacenada o liberada mediante reacciones electroquímicas que transportan electrones entre electrodos que se encuentran interiormente conectados por un electrolito, para llevar a cabo reacciones de reducción/oxidación. En este proceso químico, los componentes cambian su estado de oxidación; uno de ellos se oxida (pierde electrones) y mientras el otro componente se reduce (gana electrones), este flujo de electrones genera como resultado de la energía liberada en la reacción, una corriente eléctrica que se puede extraer de la batería directamente.

Durante el proceso de descarga de una batería, el electrodo negativo contiene la sustancia que es oxidada, mientras que el electrodo positivo contiene la que se reduce, aceptando esos protones que han sido liberados.

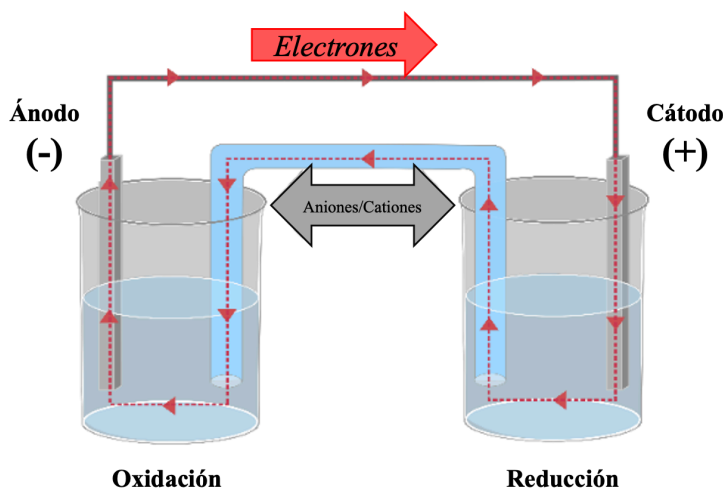


Figura 3-7: Esquema de celda electroquímica [Fuente propia]

En la Figura 3-7 se puede observar el esquema de una celda electroquímica, donde un electrodo positivo y otro negativo se sumergen en un electrolito y las sustancias reaccionantes (el material activo) se encuentra almacenado dentro de los electrolitos.

Las baterías pueden clasificarse en dos grandes grupos en función de la capacidad de renovación de su carga una vez que se agota. Las baterías primarias, una vez que la carga se agota, no pueden renovarse a menos que se renueve la sustancia química que la conforma. Por otro lado, las baterías secundarias, las que serán objeto de estudio; si son recargables una vez que se agota su carga al aplicar una corriente eléctrica en sentido inverso al que la corriente de la pila fluye normalmente.

3.3.1 Tipos de baterías

Todas las baterías basan su principio de funcionamiento en el proceso químico de oxidación-reducción, sin embargo, existe gran variedad de tipos de baterías para el almacenamiento de energía eléctrica. En el presente apartado se realizará una breve descripción de las diferentes tecnologías que se utilizan con más frecuencia. A continuación, se enumeran los tipos de baterías que serán descritos:

- Baterías de plomo-ácido
- Baterías de níquel-cadmio
- Baterías de níquel-hidruro metálico
- Baterías de litio

3.3.1.1 Baterías de plomo-ácido

Este tipo de baterías recargables son las más empleadas y desarrolladas por su relación desempeño-coste. Forman parte importante del mercado de baterías, tanto primarias como secundarias. No obstante, presentan desventajas como baja energía y potencia específica además de un ciclo de vida relativamente corto. Suele proporcionar una tensión de 6 V, 12 V u otro múltiplo de 2 V, puesto que la tensión acumulada se obtiene por celdas de 2 V colocadas en serie.

El electrolito en estas baterías es el ácido sulfúrico (H_2SO_4) disuelto en agua (H_2O) mientras que los electrodos serán; uno de plomo (Pb) y el otro es dióxido de plomo (PbO_2).

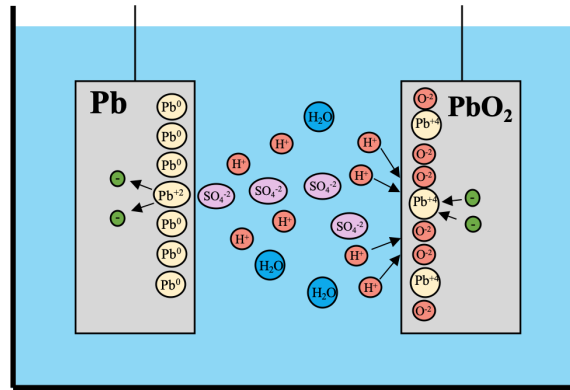
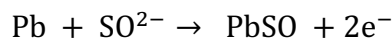
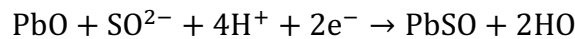


Figura 3-8: Intercambio iónico de baterías Plomo-Ácido

Durante la descarga de la batería, el óxido de plomo es reducido a sulfato de plomo mientras que el plomo experimental es oxidado para dar como resultado sulfato de plomo. Los electrones intercambiados son lo que serán empleados para la corriente eléctrica en un circuito externo. De la Figura 3-8 se pueden interpretar las reacciones que tienen lugar en los electrodos durante el proceso de descarga, siendo en el electrodo de plomo:



Mientras que en el electrodo de óxido de plomo la reacción que tendrá lugar será:



Este tipo de baterías supone de gran importancia en la automoción (baterías de arranque, vehículos industriales, embarcaciones, etc.) dadas sus características y su alto nivel de desarrollo actual; tienen una excelente capacidad para suministrar picos de corriente altos durante la descarga, mucha capacidad de descarga durante un periodo de tiempo, disponen de una eficiencia de hasta un 80% y su tasa de auto-descarga es muy baja, aproximadamente de un 5%. Por otro lado, debido a la utilización del plomo como material activo presentan un elevado peso y requieren de mantenimientos periódicos, no toleran la carga rápida, por lo que necesitan prolongados periodos para su recarga, son poco resistentes ante sobrecargas y descargas accidentales y son altamente vulnerables a la corrosión de sus electrodos.

Las últimas investigaciones en el desarrollo de la tecnología de estas baterías, centran sus esfuerzos en la mejora de prestaciones en relación a la reducción de la necesidad de mantenimiento, disminución de peso y tamaño, así como del tiempo requerido para la recarga posterior a su uso.

3.3.1.2 Baterías de níquel-cadmio

Este tipo de baterías utiliza un cátodo de hidróxido de níquel, un ánodo de un compuesto de cadmio e hidróxido de potasio como electrolito. Esta configuración de materiales permite recargar la batería una vez que haya sido agotada, permitiendo su utilización.

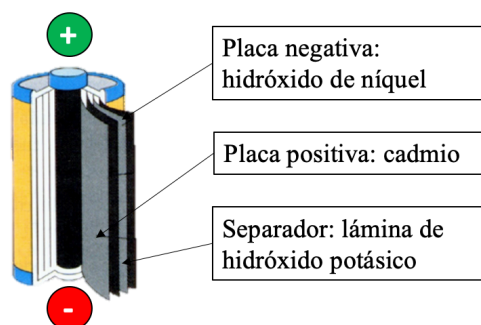


Figura 3-9: Composición baterías de níquel-cadmio [Fuente propia]

Se caracteriza por una capacidad media, dada su densidad energética de 50 Wh/kg. Admiten sobrecargas y no se dañan al seguir cargándose una vez que el proceso de carga haya finalizado. Pueden soportar un alto rango de temperaturas, soportando temperaturas muy frías de hasta -40 °C.

Por otro lado, aunque estas pilas recargables tienen una larga vida cíclica de hasta 1500 ciclos, tienen el inconveniente del llamado “efecto memoria”. Este efecto provoca que la batería opere en ciclos de vida cada vez más cortos a medida que la pila envejece. Este efecto tiene lugar al cargar la batería sin que esta haya sido descargada por completo, favoreciendo la creación de cristales en las porciones no usadas en la pila, inhibiendo las reacciones que producen la electricidad.

Estas son las pilas portátiles más comunes y económicas y tienen aplicaciones muy variadas desde juguetes y cámaras fotográficas a baterías para aviones. Algunos países tienen restricciones de empleo debido a su contenido en Cadmio altamente contaminante.

3.3.1.3 Baterías de níquel-hidruro metálico

Este tipo de baterías ha sido desarrollado a partir de la tecnología de las baterías descritas anteriormente. Ofrecen mayor densidad energética (hasta 100 Wh/kg) y energía específica, con un rendimiento muy parecido, proporcionando una tensión nominal por celda de 1,2 V. Están formadas por hidróxido de níquel en el ánodo y una aleación de hidruro metálico en el cátodo. Al sustituir el cadmio por el hidruro metálico, se elimina la problemática del empleo de materiales tóxicos en las baterías siendo más seguras en su manipulación y uso; además de otras ventajas como el aumento de la capacidad, la disminución del peso y la reducción del efecto memoria.

A pesar de que su tecnología ha evolucionado mucho, siguen presentando desventajas como un alto grado de auto-descarga (15-20% al mes), un tiempo de vida media reducido, en torno a los 300-500 ciclos; intolerancia a fuertes descargas, incapacidad de satisfacer altos picos de potencia y alta vulnerabilidad en caso de sobrecargas.

Esta tecnología se utiliza ampliamente en baterías recargables para electrónica de consumo. Están desarrollando su empleo en vehículos de propulsión totalmente eléctrica o vehículos híbridos, así como en teléfonos móviles, cámaras de video u ordenadores portátiles.

3.3.1.4 Baterías de litio

Esta generación de baterías avanzadas tal como las conocemos, empezó a comercializarse en los años 90. Este tipo de baterías supuso la introducción de una nueva tecnología mucho más segura y una serie de ventajas adicionales.

La razón fundamental que originó el empleo del litio recae en la ligereza que caracteriza este material y lo que supone a su vez una alta capacidad específica, permitiendo obtener la misma energía con un peso muy inferior.

Se distinguen dos tipos de pilas de litio; por un lado, las de polímero de litio (LiPo) y las de ion de litio. En términos generales presentan características muy similares; las primeras se diferencian del resto por emplear como electrolito un polímero sólido. El empleo de este polímero posibilita el uso de baterías muy finas, de hasta 1 milímetro de grosor. Sus aplicaciones quedan muy limitadas debido a su alta resistencia interna, que reduce su capacidad de carga y eleva la temperatura de funcionamiento.

En segundo lugar, las baterías de ion litio son más comunes y su empleo está más extendido en las baterías recargables de dispositivos electrónicos portátiles gracias a su mejor relación peso y energía. Son consideradas en el mercado como las mejores baterías en términos de densidad energética y energía específica.

En este tipo de baterías de litio, tanto el cátodo como el ánodo están formados por materiales capaces de intercalar y desintercalar iones litio durante los procesos de carga y descarga de la batería, permitiendo así el flujo de electrones que generará como resultado la corriente eléctrica.

Este tipo de pilas proporcionan un voltaje por celda de 3,7 V siendo necesario menor número de celdas en serie, en comparación a otro tipo de pilas, para una mayor acumulación de energía. No requieren mantenimiento, no tienen efecto memoria y tienen un ratio de auto-descarga muy bajo. Estas baterías poseen una estructura frágil y requieren de un circuito de seguridad que limite el voltaje máximo de cada celda durante la carga así como el voltaje mínimo durante la descarga. Como consecuencia de las buenas prestaciones que proporciona, supone mayor coste en comparación con otras baterías.



Figura 3-10: Tipos de baterías

3.3.1.5 Comparación de las características técnicas de las baterías

La Tabla 3-1 refleja de forma breve las características técnicas fundamentales de los principales tipos de baterías previamente desarrolladas. Para la elección entre los diferentes tipos, habrá que tener en cuenta aquellos requisitos que resulten de mayor importancia para la aplicación deseada.

Tipos	Plomo	Ni-Cd	Ni-Mh	Li-Ión
Energía/Peso (Wh/kg)	30 – 50	50 – 80	60 – 120	100 – 250
Tensión por elemento (V)	2	1,25	1,25	3,5
Duración (ciclos de vida)	500-800	1500-2000	300-500	400-1200
Tiempo de carga (h)	8-16	10-14	2-4	2-4
Auto-descarga por mes (%)	5	10	30	8
Mantenimiento	Bueno	Malo	Regular	Fácil
Tolerancia a sobrecargas	-	Muy buena	Media	Mala

Tabla 3-1: Comparación baterías

Como se puede observar en la Tabla 3-1, las baterías de litio son las que mejores características presentan en cuanto a su densidad energética. Además, permiten unos tiempos de carga y descarga bajos en comparación con otros tipos y sufren poca auto descarga. Esta serie de características las convierten en ideales para aplicaciones móviles de control como los drones. Estas baterías, además de ser relativamente pequeñas y ligeras, facilitando su integración en los dispositivos, permitirán realizar descargas muy rápidas, suministrando cantidades importantes de energía en poco tiempo.

3.3.2 Caracterización de las baterías

A continuación, se pasa a describir una serie de parámetros que caracterizan una batería y unos conceptos técnicos empleados en la estimación del estado de carga de las baterías que serán necesarios para comprender su funcionamiento [16].

1. Estado de carga o “*State Of Charge*” (SoC) (%): este parámetro indica el estado de carga de la batería de manera porcentual. De esta forma, siendo este del 100%, implicará que la batería tiene almacenada la máxima energía posible.
2. Profundidad de carga o “*Depth of Charge*” (DoD) (%): relaciona la capacidad de amperios-hora [Ah] entregada por una batería durante su descarga y la capacidad nominal de la misma. Estos dos parámetros quedan relacionados de la siguiente forma:

$$DOD = 1 - SOC$$

3. Tensión en vacío ($V_{bat,0}$): es la tensión en los terminales de un circuito abierto. Este valor queda determinado por las características intrínsecas de la batería.
4. Tensión en circuito cerrado (V_{bat}): es la tensión resultante de una batería al ser conectado a una carga. Esta disminuye al conectarla en función de la corriente cedida.
5. Resistencia interna (R_{in}): este término modela como una resistencia el resultado de las consecuencias de las reacciones que tienen lugar dentro de una batería.
6. Capacidad (C): es la cantidad de electricidad que se puede almacenar para posteriormente ser descargada [Ah].
7. Vida útil: tiempo que tarda una batería en reducir su capacidad hasta un 80% del total. Por otro lado, también puede ser enfocado como el número de veces que puede ser recargada hasta alcanzar su capacidad máxima después de su uso.
8. Eficiencia energética: supone el porcentaje de energía eléctrica que proporciona la batería con respecto a la necesaria para cargarla. Lo ideal debería ser del 100%, esto no se produce en las baterías reales.

3.3.3 Modelado de la batería

En este apartado se desarrollará en Simulink® el modelado de una batería, con el objetivo de que sea válido para cualquier tipo de batería y diferentes situaciones de uso. Con este modelo se pretende estimar el comportamiento de la batería bajo unas determinadas circunstancias de trabajo durante el vuelo de los UAVs.

El modelado de una batería, a priori, puede resultar complejo debido a que se basan en reacciones químicas difíciles de predecir y modelar, afectadas por diferentes parámetros, como el uso dado previamente a la batería o el tiempo de funcionamiento. Sin embargo, se han desarrollado modelos sencillos que permiten estimar de forma cuantitativa los consumos.

El uso cada vez más extendido de baterías, requiere de un mayor conocimiento en profundidad de sus características electrodinámicas. Conocer el estado de carga de una batería compuesta por varias celdas a partir de la tensión en sus bornes y de la corriente que aporta, es posible gracias a un modelo matemático preciso. Los parámetros del modelo se obtienen a partir de ciclos experimentales de carga y descarga a corriente constante intercalados con otros en los que la batería está en reposo. El modelo resultante presenta la precisión suficiente como para evaluar el estado de carga y modelar la batería con gran precisión en aplicaciones complejas.

Para abarcar el modelado en este trabajo, se va a recurrir al modelo de Peukert (apartado 3.3.3.3). Se trata de un modelo bastante empleado debido a su simplicidad y a la facilidad con la que son obtenidos los parámetros empleados; disponibles, en algunos casos, en las hojas de características del

fabricante o pudiendo ser obtenidos de forma experimental mediante ensayos sencillos. Para el modelado, necesitaremos conocer los siguientes parámetros, los cuales serán desarrollados a continuación:

- Tensión de circuito abierto
- Resistencia interna
- Constante de Peukert

3.3.3.1 Modelado del comportamiento dinámico de la batería

Para el cálculo de la tensión en circuito abierto (*Open Circuit Voltage*, OCV) es necesario, en primer lugar, recrear el comportamiento de la batería a través de un circuito equivalente simple. Este circuito permite aproximar la tensión de la batería en función de su estado de carga.

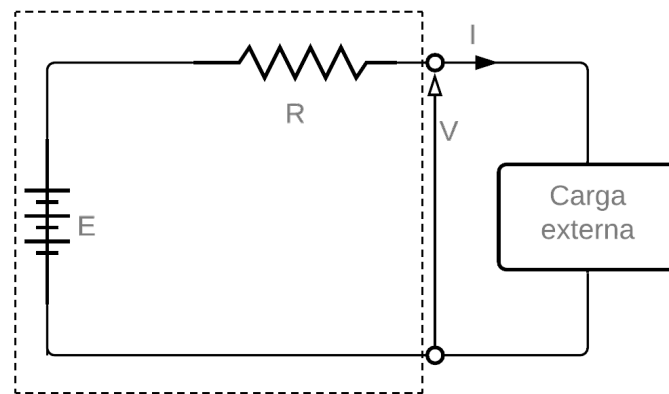


Figura 3-11: Circuito equivalente de una batería de tres celdas [Fuente propia]

La Figura 3-11, muestra el circuito equivalente, donde E es la tensión de circuito abierto [V], R equivale a la resistencia interna característica de la batería [Ω], V es la tensión e I la intensidad [A]. La tensión del circuito abierto es un parámetro que variará en función del estado de carga de la batería (SoC) y con ello en función del tipo de batería seleccionada.

Es por esto que se tiene que obtener una ecuación que relacione directamente la tensión de circuito abierto, a la que se le denominara como “OCV”; en función del estado de carga (SoC). La SoC tendrá un valor de 100 (%) cuando esté cargada al máximo y un valor de 0 (%) cuando esté descargada por completo.

La batería seleccionada es una batería litio-polímero, la tecnología de este tipo de baterías ha supuesto una revolución en los de sistemas de radio control como bien pueden ser los vehículos aéreos no tripulados. Esta batería recargable tiene tres veces más densidad de energía por unidad de peso que las baterías tradicionales, mayor rapidez en la carga y la descarga, son capaces de proporcionar una tasa de descarga muy alta y mayor vida útil. Presenta un voltaje nominal de 3,7 V permitiendo su agrupación en serie (desde una a seis celdas) hasta alcanzar un mayor voltaje total en función de los requerimientos. Estas baterías son muy sensibles a la temperatura, su temperatura ideal de funcionamiento se encuentra entre 30 y 40°C, alejándose de estos márgenes, la batería empieza a no funcionar con la máxima eficiencia y podría llegar a dañarse. Para mejorar la calidad de vida y evitar dañarlas, es necesario no someterlas a sobrecargas y evitar descargas muy profundas, tratando de dejar un 20% de margen de carga durante su funcionamiento, de lo contrario implicaría la considerable reducción del número de ciclos de carga.

Las baterías LiPo presentan un comportamiento tal que la tensión de circuito abierto y el estado de carga se relacionan según la curva de la siguiente gráfica proporcionada por el fabricante.

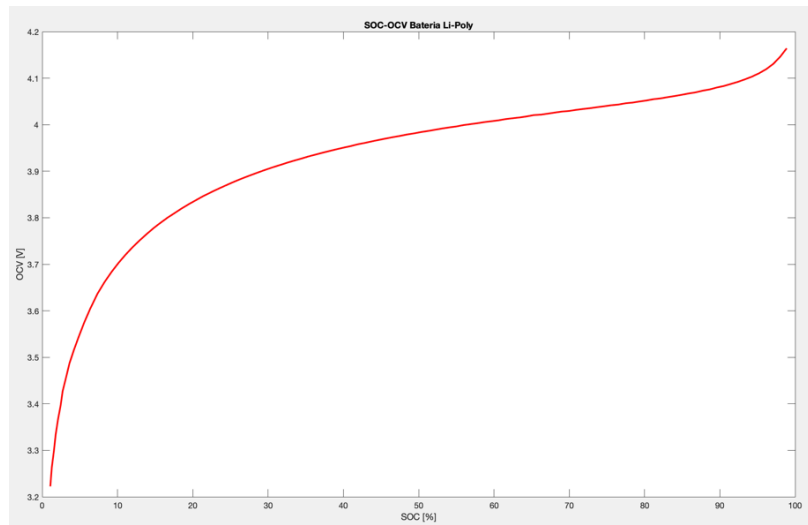


Figura 3-12: Gráfica SoC - OCV de las baterías LiPo [Fuente propia]

Los valores de esta curva fueron obtenidos de la curva original proporcionada por el fabricante para este tipo de batería mediante la herramienta online WebPlotDigitalizer, y a partir de ellos ha sido posible su representación en Matlab (Figura 3-12). La extensión “*cftool*” de Matlab permite ajustar con precisión las curvas y de esta forma ha sido posible obtener la expresión matemática (Ec.6) con la que representar esta curva con precisión.

$$f(x) = a \times x^b + c \quad (\text{Ec.6})$$

Siendo los valores (con un porcentaje de 95% de confianza);

$$a = -2,28;$$

$$b = -0.09783;$$

$$c = 5,678$$

Mediante los valores obtenidos de OCV [V] a través de la expresión descrita anteriormente y el número de celdas de la batería, se calcula la OCV total.

En la Figura 3-13 inferior se muestra el bloque resultante al implementar lo descrito anteriormente en Simulink®.

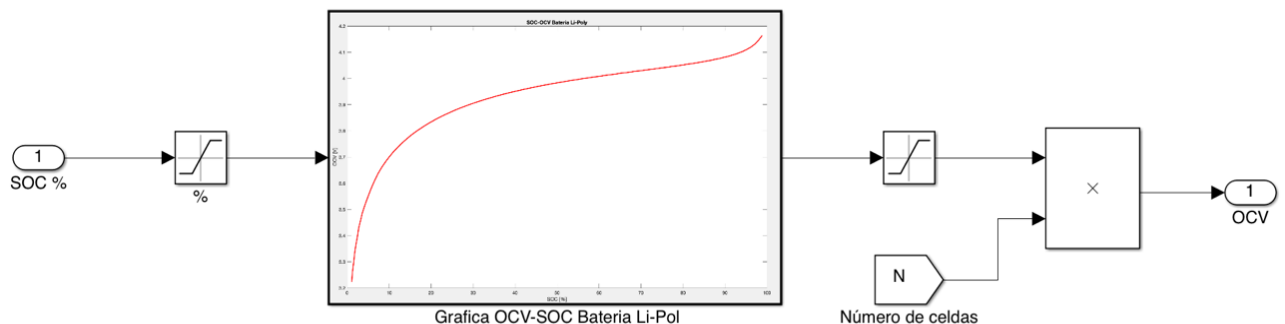


Figura 3-13: Bloque cálculo de OCV

3.3.3.2 Resistencia interna

La resistencia eléctrica de una fuente de tensión es la denominada resistencia interna. Esta es una propiedad intrínseca de la fuente de tensión y radica en su naturaleza. En las baterías, tiene su origen en las pérdidas de resistencia en el electrolito durante la transformación química de la energía. El valor de este dato no puede ser obtenido directamente, únicamente, puede ser calculado mediante datos de corriente y tensión medidos sobre ella. Este valor proporciona información útil para detectar problemas en una batería y sirve como indicador de cuando una batería debe ser reemplazada.

La resistencia interna de una batería adquiere un valor distinto cuando se produce la carga que cuando se produce la descarga. Para calcularlo basta con multiplicar el número de celdas de la batería por su resistencia interna inicial característica de la batería, proporcionada por el fabricante, y el resultado dividirlo entre la capacidad de carga en Amperios de la batería para una descarga de una hora [Ah]. La ecuación que relaciona esto queda de la siguiente forma:

$$R_{in} = Num. celdas \times \frac{R_{in_0}}{C_{bat}} [\Omega] \tag{Ec.7}$$

Esta ecuación será implementada en Simulink® según la Figura 3-14 y el resultado obtenido se almacenará en un bloque de constantes, las cuales serán empleadas más adelante.

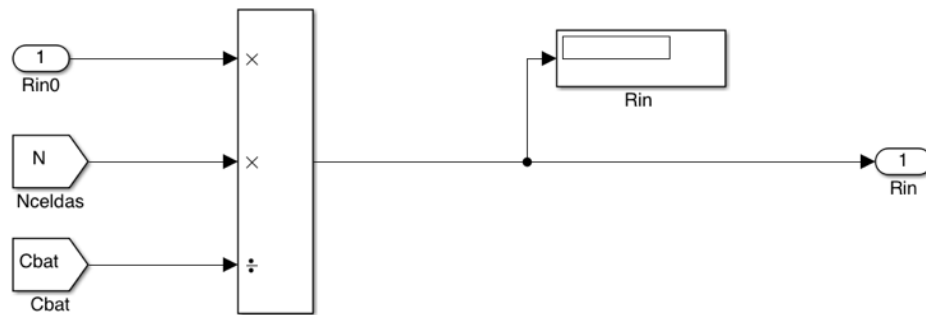


Figura 3-14: Bloque de resistencia interna

3.3.3.3 Capacidad de Peukert

La capacidad de una batería es la cantidad de electricidad que se obtiene al descargar por completo una batería que se encontraba al máximo de energía. Este valor depende de diferentes factores como la temperatura de funcionamiento o la intensidad de carga/descarga. Como norma general, la capacidad de descarga de la batería no es la misma si se descarga a diferentes intensidades, siendo mayor cuanto menor sea la intensidad de descarga. El grado en que esto afecta a la capacidad de una batería depende de la tecnología de batería utilizada.

La Ley de Peukert relaciona el estado de carga de una batería y su ratio de descarga; a mayor ratio de descarga, menor capacidad de la batería. Para corregir este efecto, Peukert desarrolló la siguiente ecuación:

$$C_p = T \times I^k \tag{Ec.8}$$

Donde, la capacidad C_p obtenida es la capacidad de Peukert [Ah] para distintas intensidades de corriente de la batería, T es el tiempo de descarga/carga real en horas, I es la corriente de descarga/carga real de la batería [A] y la k es el coeficiente de Peukert. Este coeficiente es una constante que corregirá la diferencia entre la capacidad de la batería real y la teórica.

El valor de la constante k puede ser obtenido experimentalmente a partir de datos de tiempo y capacidad resultantes al simular dos descargas completas de la batería a diferentes intensidades y mediante el uso de la siguiente expresión:

$$k = \frac{\log t_2 - \log t_1}{\log \left(\frac{C_1}{t_1}\right) - \log \left(\frac{C_2}{t_2}\right)} \quad (\text{Ec.9})$$

En esta ecuación, C_1 y t_1 se corresponden con la capacidad total descargada y el tiempo en que se realiza respectivamente para una determinada intensidad; mientras que C_2 y t_2 serán la capacidad y el tiempo bajo otras condiciones de intensidad diferentes.

De esta forma quedaría calculada de forma experimental esta constante. Para el caso, al no conocer los datos del fabricante ni las especificaciones concretas de la batería sometida a estudio, se tomará para la constante de Peukert en las baterías de litio el valor constante de 1,056 [17]. Estos valores, tanto la constante k como la Capacidad de Peukert, serán almacenadas en el bloque de constantes siendo empleadas con posterioridad.

3.3.3.4 Modelado de la intensidad

Para permitir el vuelo de un multicoptero, es necesario suministrar una potencia que será proporcionada por la batería. La batería se descarga en función de la demanda de esa potencia eléctrica y se carga con la energía sobrante producida por las celdas de combustible.

Es preciso saber la intensidad que se gana o se pierde para poder averiguar la cantidad de carga que esta disponible en la batería; para ello, partiremos de la ecuación de la Ley de Ohm que relaciona la tensión y la intensidad de corriente:

$$P = V \times I \text{ [W]} \quad (\text{Ec.10})$$

Esta ecuación será combinada con la ecuación propia de la tensión de una batería:

$$V_{bat} = V_{bat,0} - R_{in} \times I_{bat} \text{ [V]} \quad (\text{Ec.11})$$

Donde $V_{bat,0}$ [V] representa la tensión de la batería en un circuito abierto (OCV), que habrá sido obtenido con anterioridad, R_{in} es la resistencia interna de la batería e I_{bat} [A] es la intensidad de corriente. El signo de la ecuación dependerá del estado de la batería, en función del criterio de signos establecido previamente para el sistema; para el caso, será negativo al proporcionarle la potencia eléctrica demandada por el motor y positivo al cargarse por efecto de las celdas de combustible. Para cualquier otro caso, la intensidad será cero.

De esta forma, combinando ambas se obtendrá como resultado la expresión:

$$P = V_{bat,0} \times I - I^2 \times R \text{ [W]} \quad (\text{Ec.12})$$

Para la posterior implementación en Matlab, despejamos I [A] como una ecuación de segundo grado, considerando el signo positivo o negativo en función de la carga o descarga de la batería:

$$I_{bat} = \frac{V_{bat,0} - \sqrt{V_{bat,0}^2 - 4 \times R \times P}}{2 \times R} \text{ [A]} \quad (\text{Ec.13})$$

La ecuación definida será programada en código de Matlab empleando un bloque de Simulink® “Matlab Function” para establecer las dos condiciones de trabajo en función de la carga o descarga dependiendo del signo de entrada de la potencia eléctrica. El bloque resultante quedará tal y como se muestra en la Figura 3-15:

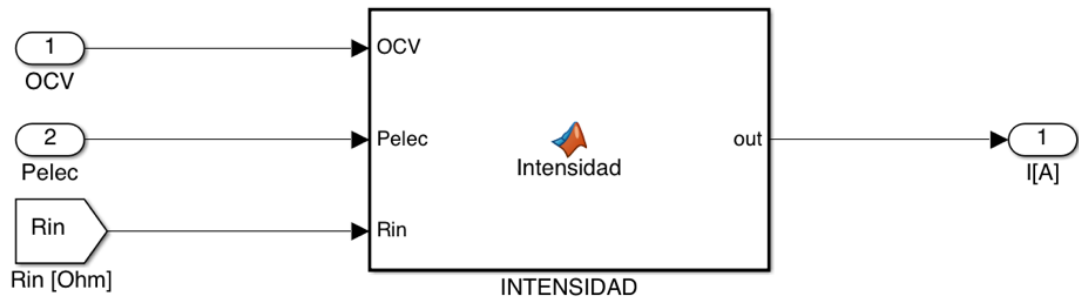


Figura 3-15: Modelado de la intensidad

3.3.3.5 Modelado de la carga eliminada y/o suministrada

Con este bloque, se calculará la cantidad de carga que se suministra o se elimina (*Charge Remained Charge Supplied, CRCS*) en función de la intensidad (I), del Coeficiente de Peukert (k) y del tiempo transcurrido (δt). Para ello, se combina la ecuación de la intensidad desarrollada anteriormente junto con la de la Capacidad de Peukert, dando como resultado la expresión:

$$CRCS = \frac{I^k \times \delta t}{3600} [Ah] \tag{Ec.14}$$

Esta expresión genérica varía al calcular la carga añadida a las baterías puesto que es necesario eliminar de la expresión el valor de la constante del Coeficiente de Peukert dado que en el proceso de carga tiene un valor muy pequeño, tanto como para ser considerado despreciable. De esta forma la expresión resultante para la cantidad de carga suministrada a las baterías queda de la siguiente forma:

$$CRCS = \frac{I \times \delta t}{3600} [Ah] \tag{Ec.15}$$

El tiempo transcurrido denominado como δt , es medido en unidades de segundos, por lo que la expresión se divide entre 3600 para conseguir el ajuste de unidades necesario para obtener el resultado de la ecuación en Amperios hora.

Esta expresión para la cantidad de carga y descarga de la batería queda implementada en Simulink® tal y como se ve en la Figura 3-16. El bloque “Matlab Function” se ha configurado con código de Matlab para el uso de las fórmulas referidas anteriormente en función de la carga o descarga, dependiendo del signo de entrada de la intensidad calculada. El valor de la intensidad es llamado del bloque anterior mientras que el tiempo y el Coeficiente de Peukert son llamados desde el bloque de constantes donde se encuentran todas las características específicas relativas al modelo de batería. El producto de salida es integrado en función del tiempo y el resultado obtenido es la carga eliminada o añadida en Amperios hora.

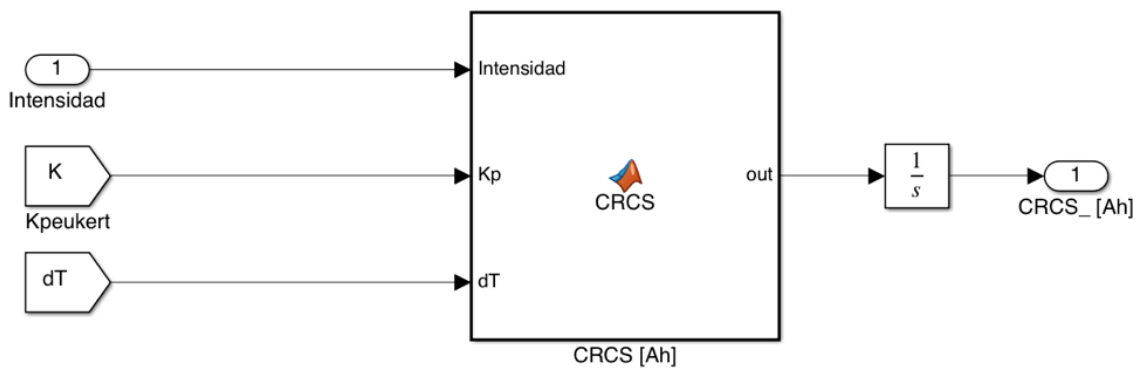


Figura 3-16: Modulador de CRCS

3.3.3.6 Bloque de estado de carga de la batería

Este último bloque descrito, tiene como objetivo el cálculo del estado de carga de la batería (*State of Charge*, SoC). La profundidad de descarga (DoD) de la batería está relacionada con la Capacidad de Peukert ($C_{Peukert}$) y la carga eliminada o añadida (CRCS), ambos valores calculados anteriormente. Estos valores quedan relacionados según la siguiente expresión:

$$DoD = \frac{CRCS}{C_{Peukert}} \quad (\text{Ec.16})$$

Una vez calculada la profundidad de carga de la batería, interesa conocer el estado de carga, para ello basta con la simple operación:

$$SoC = 1 - DoD \quad (\text{Ec.17})$$

En la Figura 3-17, se puede ver el resultado final de la implementación de estas ecuaciones en el entorno de Simulink®. Finalmente se añade un multiplicador para obtener el resultado como porcentaje, con el objetivo de tener un conocimiento más intuitivo del estado de carga de la batería para cada momento.

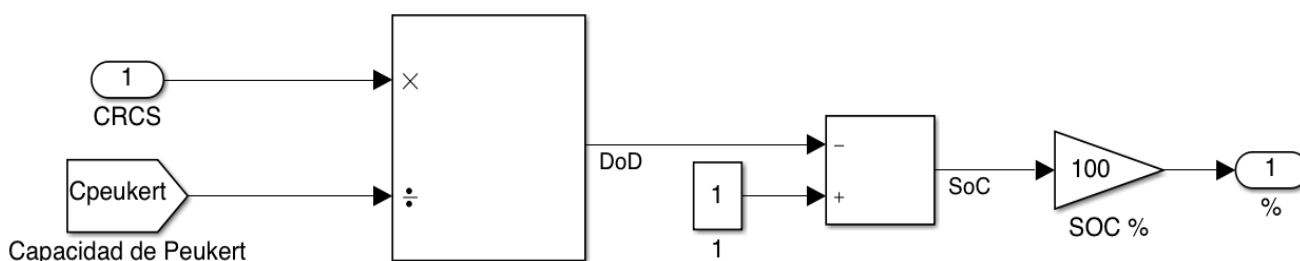


Figura 3-17: Modulador de SoC

El valor de SoC obtenido será redirigido al bloque de OCV, siendo la entrada necesaria en el bloque para calcular el voltaje de circuito abierto para ese determinado estado de carga como se ha descrito anteriormente.

3.3.3.7 Modelado global de la batería

Para simplificar la configuración de los datos de la batería de forma sencilla y así hacer el modelo genérico configurable para cualquier tipo de batería, se ha creado un bloque donde queden recogidas todas constantes, el cual se ha hecho alusión en determinadas ocasiones anteriormente. Algunos de estos valores son calculados como ha sido descrito previamente y otros de ellos son valores constantes característicos de la batería proporcionados por el fabricante. Ambos se proporcionan a los bloques “Goto” y estos podrán ser llamados con los bloques “From” en las entradas donde sean necesarios para los cálculos en los distintos bloques.

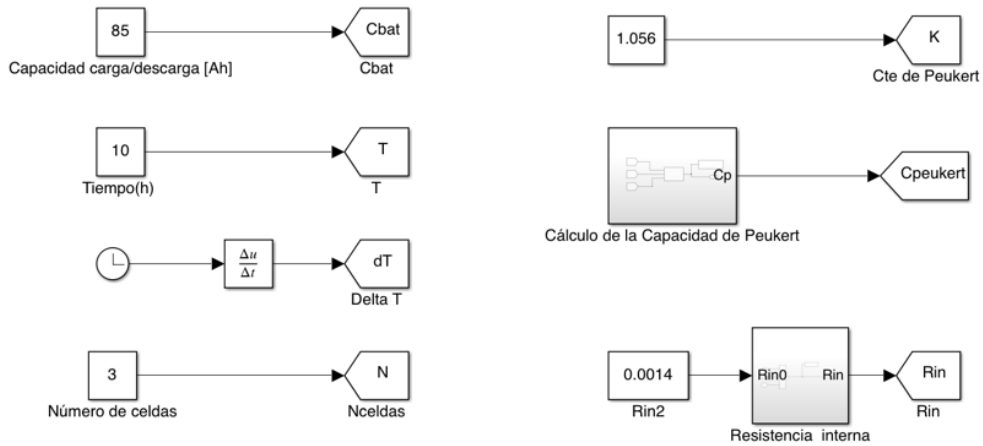


Figura 3-18: Bloque de constantes

En la Figura 3-18, se observa el modelo global de la batería tras haber completado y descrito de forma individual cada uno de los bloques.

El resultado final de la simulación será, en todo caso, el porcentaje de estado de carga para un tiempo de simulación determinado a una potencia de trabajo, válido para cualquier batería LiPo tras concretar las características técnicas del modelo empleado.

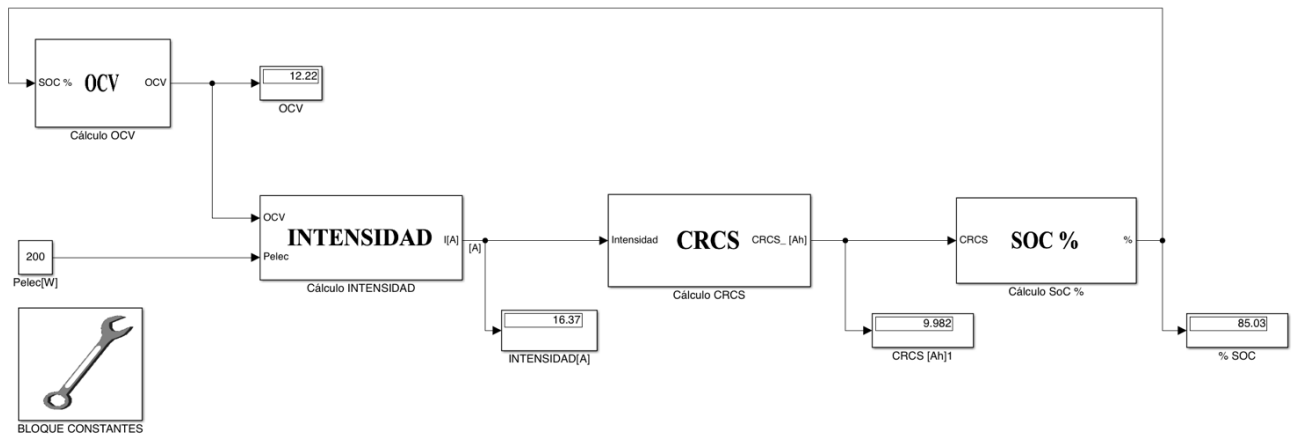


Figura 3-19: Modelado de la batería

3.4 Variador de velocidad

Un ESC es el acrónimo de “*Electronic Speed Controller*”, siendo esto un “variador de velocidad”. Se trata de un dispositivo electrónico esencial para el funcionamiento de un dron, así como para el uso, en general, de cualquier aplicación del estilo. Los ESC permiten regular un voltaje estable para poder hacer funcionar el receptor, eliminando la necesidad de llevar una batería externa dentro del dron.

Este sistema es capaz de definir la velocidad de giro de un motor mediante la generación de pulsos compatibles con estos motores. El ESC recibirá información de un controlador en función de la energía requerida en una determinada situación, asegurando un vuelo seguro y estable; y este se la demandará a la batería a través de sus cables de conexión. Esto se traduce en la producción de pulsos en su interior y su transmisión al motor para su funcionamiento.

Para la selección del tipo de variador, dependerá del tipo de empuje que se necesite para el vuelo del vehículo, es el motor el que exige al ESC por lo que este tiene que estar capacitado para proporcionar el máximo de amperios que el motor demande. Los variadores están categorizados en función de la máxima corriente que pueden soportar. Lo recomendable es optar por uno que se encuentre por encima de la demanda del motor y de la hélice del dron. Entre los factores que tienen a

incrementar el consumo de corriente de los ESC son los motores de mayor potencia y más grandes, así como aquellos que montan las hélices más grandes.

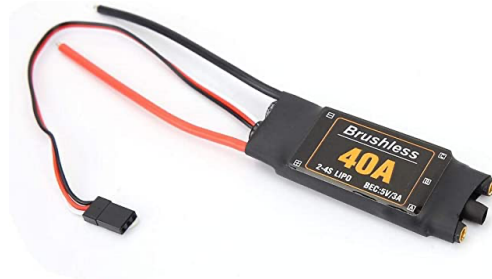


Figura 3-20: Variador de velocidad

3.5 Pila de combustible

Las pilas de combustible son dispositivos electroquímicos que transforman directamente la energía química en energía eléctrica y calor a través de un proceso electroquímico. El proceso electroquímico que tiene lugar es de alta eficiencia y de mínimo impacto medioambiental. La obtención de energía en las pilas de combustible, está exenta de cualquier proceso térmico o mecánico intermedio, alcanzando eficiencias mayores en comparación con las máquinas térmicas, que quedan limitadas por la eficiencia del Ciclo de Carnot.

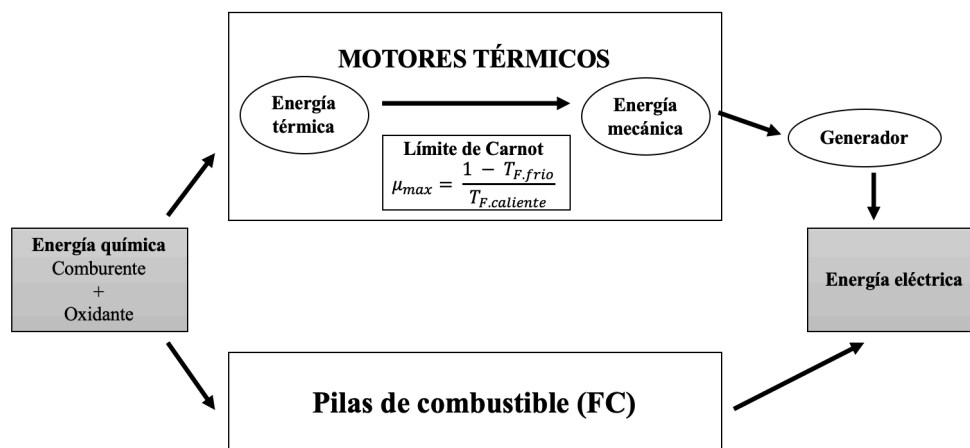


Figura 3-21: Comparación de las pilas de combustible frente a los motores térmicos [Fuente propia]

La pila de combustible se compone de un conjunto de celdas electroquímicas dispuestas en serie en función de los requerimientos energéticos. El funcionamiento de estas celdas está basado en un ánodo (-) y un cátodo (+), separados entre sí por un electrolito sólido o líquido. En el interior de la pila se lleva a cabo una reacción química controlada que emplea como reactivos un combustible y un elemento oxidante, dando lugar a otros productos y a una corriente eléctrica que se evacua a un circuito externo. Uno de los reactivos de la pila, por tanto, es el combustible que generalmente se encuentra almacenado aparte de la pila. Desde este lugar de almacenamiento exterior es suministrado hasta la propia pila, de manera que, siempre que haya suministro de combustible, la pila podrá funcionar y será capaz de suministrar energía eléctrica de forma continua. El otro de los reactivos de la pila es siempre el oxígeno, que actúa como elemento oxidante en el cátodo y que, dada su disponibilidad en el aire, generalmente no va a ser necesario tener que almacenarlo, sino que se podrá captar directamente desde la atmósfera exterior. Las celdas proporcionan la energía a una batería, la cual podrá suplir los picos de potencia requeridos por el motor y al mismo tiempo proporcionar una cantidad constante de energía.

Los catalizadores resultan elementos de vital importancia en las pilas de combustible para que el proceso se lleve a cabo de manera factible. Son sustancias que facilitan y aceleran las reacciones químicas que se producen. Estos catalizadores contienen platino en su composición, material poco abundante en la naturaleza, lo que hace que se incremente el precio de fabricación de estos dispositivos electroquímicos.

3.5.1 Componentes de pilas de combustible

Un sistema de pilas de combustible consta de cinco componentes fundamentales para su funcionamiento:

1. El **procesador de combustible**, que convierte un combustible fósil en un gas rico en hidrógeno, con el que se alimenta a la pila de combustible para producir energía eléctrica en forma de corriente continua.
2. La **pila de combustible** (normalmente denominadas celdas de combustible), donde se transforma la energía química del combustible en energía eléctrica.
3. El **convertor de potencia o inversor**, que transforma la corriente continua suministrada por la pila en corriente alterna, compatible con requerimientos posteriores.
4. El **sistema de recuperación de calor**, que recupera la energía térmica resultante del proceso mediante un sistema de cogeneración.
5. El **sistema de control**, que gestiona de forma global el sistema, controlando el flujo seguro de los intercambios energéticos del proceso.

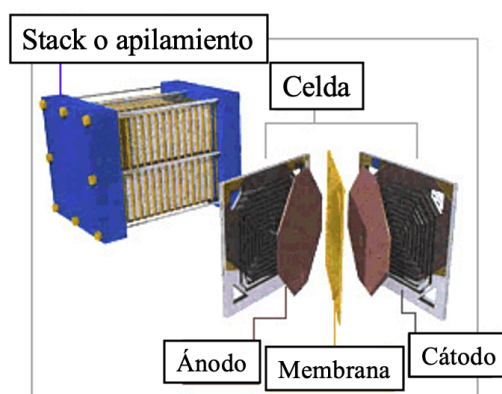


Figura 3-22: Pila de combustible

3.5.2 Tipos de pilas de combustible

Las pilas de combustibles se pueden clasificar atendiendo a diversos criterios como son la combinación del tipo de combustible y oxidante, el lugar donde sea procesado el combustible, el tipo de electrolito, la temperatura de operación, etc.

La clasificación más común es en función del tipo de electrolito empleado en la pila. Esta clasificación determina el tipo de reacciones electroquímicas, los catalizadores necesarios y el rango de temperatura de funcionamiento entre otros factores. De esta forma, condicionan sus diferentes aplicaciones en función de las ventajas y desventajas que ofrece cada una de las opciones [18] [19].

3.5.2.1 Membrana de intercambio protónico (PEMFC)

Los PEMFC son una tecnología bastante desarrollada y han sido diseñadas con el objetivo de la sustitución de los motores de combustión interna en sistemas de transporte.

El componente de estas pilas es una membrana polimérica, "nafión", que actúa como electrolito y que separa los electrodos. El nafión permite el flujo de electrones al hidratarse, actuando de forma

simultánea como aislante eléctrico y separador de gases combustibles y oxidantes. Proporciona larga duración de operación, así como alta densidad de potencia a bajas temperaturas de funcionamiento. Su desarrollo está enfocado a aplicaciones en automoción, equipos portátiles o como generadores de potencia estacionaria residencial.

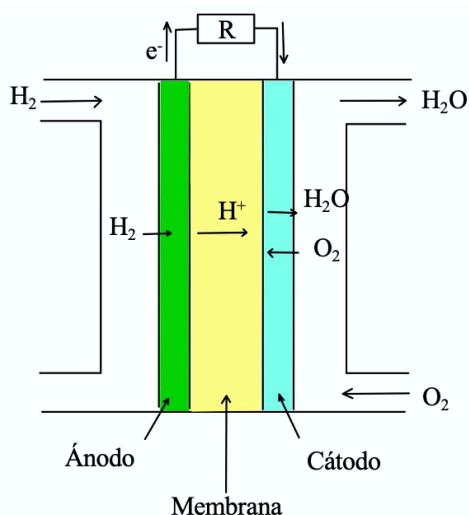


Figura 3-23: Esquema PEMFC [Fuente propia]

3.5.2.2 Alcalina (AFC)

Esta pila de combustible utiliza como electrolito el hidróxido de potasio (KOH), llegando a alcanzar unos elevados niveles de rendimiento de hasta 70%. Proporciona una elevada prestación de corriente debido a la rápida reacción catódica desencadenada. Se enfrenta bajo la susceptibilidad de ser contaminada con facilidad dada su intolerancia al CO₂. Su empleo está desarrollado hacia naves espaciales, submarinos u otras aplicaciones militares.

3.5.2.3 Metanol directo (DMFC)

Se diferencian por la utilización de metanol como combustible de alimentación. El uso de este líquido a temperatura ambiente permite poder usarse en sistemas con infraestructuras y sistemas de almacenaje más simples y económicos. Sin embargo, las DMFC poseen una eficiencia relativamente baja. Se emplean en equipos portátiles.

3.5.2.4 Ácido fosfórico (PAFC)

Este tipo de pila utiliza ácido fosfórico puro concentrado como electrolito. Actualmente pueden ser consideradas como las únicas pilas en estado comercial puro. Tras grandes mejoras en coste y rendimiento, cuenta con una eficiencia de operación que puede alcanzar niveles superiores al 80%. Debido a sus características, orienta su aplicación a instalaciones inmóviles en edificios.

3.5.2.5 Carbonato fundido (MCFC)

El electrolito empleado en este tipo de dispositivo electroquímico son carbonatos alcalinos embebidos en una matriz cerámica. Operan a muy altas temperaturas, debido a las cuales el calor desprendido en el proceso puede ser aprovechado en otra aplicación, aumentando el rendimiento total del combustible. Dadas las características corrosivas del electrolito y las altas temperaturas de operación, el principal inconveniente reside en la reducida vida útil de la pila.

3.5.2.6 Óxido sólido (SOFC)

Las SOFC tienen óxido sólido como electrolito. Se caracterizan por su alta eficacia, estabilidad a largo plazo, emisiones bajas y relativo bajo coste. La mayor desventaja se presenta ante las altas

temperaturas de operación requeridas, lo que provocará en consecuencia un arranque lento; evitando pérdidas de calor, así como la protección del personal y la degradación de los materiales. Son mayormente utilizadas para proporcionar potencia estacionaria residencial, comercial e industrial.

3.5.2.7 Comparación de las pilas de combustible

Una vez conocidos los fundamentos de operación de cada uno de los tipos pilas de combustible en el mercado, en la Tabla 3-2 se reflejan las características más importantes a tener en cuenta de cada uno de ellos.

Tipos de pilas de combustible	Electrolito	Rendimiento	Potencia	Temperatura de operación (°C)	Ventajas	Desventajas
PEMFC	Membrana de polímero sólido	50 - 70 %	1 W -500 KW	60 – 80	Ligeras Alta densidad Temperaturas bajas Arranque rápido	Coste del catalizador Sensibles al CO
AFC	Solución alcalina	60 - 70 %	10 – 200 KW	100 - 120	Materiales económicos Rendimiento alto	Sensibles a ser contaminados por CO ₂ Durabilidad
DMFC	Membrana de polímero sólido	20 – 30 %	100 MW - 1 KW	50 - 120	Fácil producción y almacenamiento del metanol	Eficiencia baja
PAFC	Ácido fosfórico	85 %	< 10 MW	150 - 200	Tolerancia a CO ₂ y CO Tecnología bien desarrollada Estabilidad	Coste Peso y tamaño elevado
MCFC	Carbonatos fundidos	65 %	100 MW	600 - 650	Coste Cogeneración	Muy altas temperaturas Durabilidad
SOFC	Óxido sólido	65 %	< 100 MW	850 - 1100	Eficiencia Reducidas emisiones Estabilidad	Muy altas temperaturas Arranque lento

Tabla 3-2: Comparación pilas de combustible [Fuente propia]

La Figura 3-24 plasma las aplicaciones de las pilas de combustible en relación con el orden de potencia demandada en cada uno de los procesos además de las capacidades energéticas de las distintas clases de pilas.

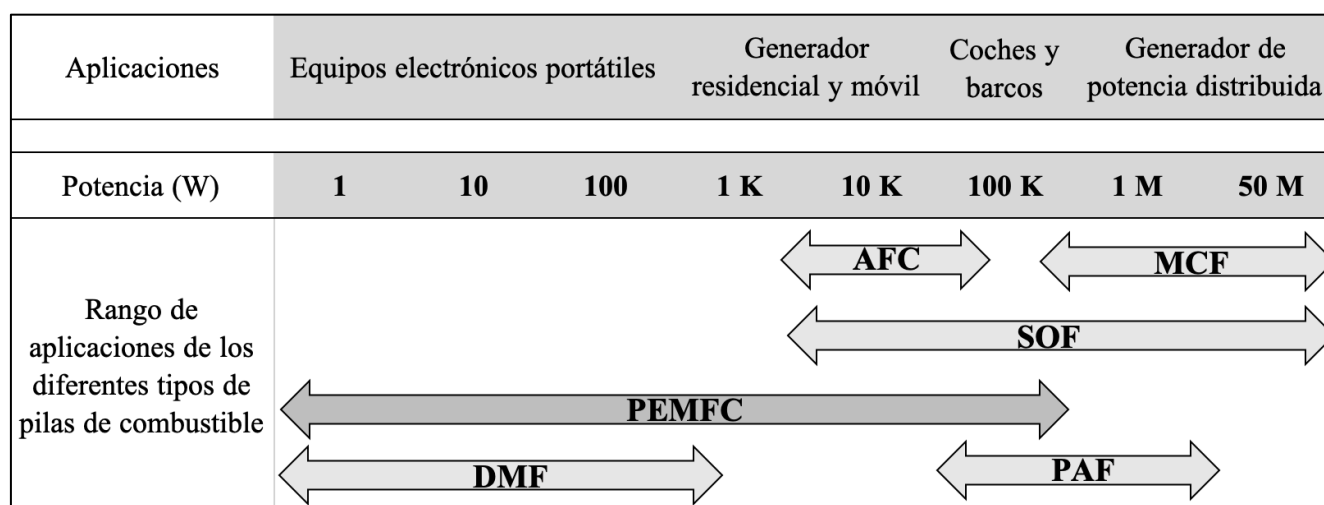


Figura 3-24: Aplicaciones de las pilas de combustible [Fuente propia]

Actualmente, el modelo de pila de combustible más empleado para la integración en los UAVs, dadas sus características de operación y funcionamiento, son las PEMFC. Estas pilas de combustible presentan una serie de ventajas que las convierten en las más apropiadas frente a otras en aplicaciones de transporte, incluyendo su uso en vehículos aéreos no tripulados, algunas de estas son:

- Son compactas y ligeras en el rango de potencia demandado.
- Tienen una eficiencia elevada (50-60%).
- La temperatura de funcionamiento está en torno a los 80°C, considerándose una temperatura razonablemente baja en comparación con otros tipos de pilas de combustible.
- Arranque y apagado más rápido, sin necesidad de un calentamiento previo excesivo.
- Los problemas de oxidación se reducen o eliminan con respecto a otros tipos de pilas de combustible al trabajar a temperaturas relativamente bajas y tener agua como único producto de reacción.

Tipos de pilas de combustible	Aptitud en el empleo de UAVs	
PEMFC	APTO	Mayoría de los casos
AFC	NO APTO	Altas temperaturas de operación
DMFC	APTO	Baja eficiencia
PAFC	NO APTO	Altas temperaturas de operación
MCFC	NO APTO	Altas temperaturas de operación
SOFC	NO APTO	Altas temperaturas de operación

Tabla 3-3: Aptitud de las pilas de combustibles en UAVs [Fuente propia]

3.5.3 Ventajas y desventajas del empleo de pilas de combustible

Estudiando estos dispositivos electroquímicos como un bloque conjunto, se observan una serie de ventajas frente a otros sistemas que motivan a su empleo y a su mayor desarrollo tecnológico actual, estas son [19]:

Ventajas:

- No se producen emisiones a la atmósfera por lo que se consideran una fuente de energía limpia en consonancia al impacto medioambiental.
- Presentan alta eficacia a cargas parciales, pudiendo operar de forma óptima lejos de su punto de máxima potencia.
- Admisión de combustibles diversos.
- Su modularidad permite que la potencia de las pilas aumente linealmente con el tamaño de la pila, agregando nuevas unidades y acoplándolas eléctricamente.
- Gran versatilidad, pueden ser usadas en aplicaciones móviles o estáticas, en régimen discontinuo o estacionario.
- No cuentan con partes móviles por lo que su mantenimiento es sencillo y no emiten ruido.
- Funcionan de forma continua siempre que el combustible esté disponible.
- Tamaño muy adaptable según las necesidades.
- Alta eficiencia en la producción de energía eléctrica en comparación con otras máquinas térmicas.

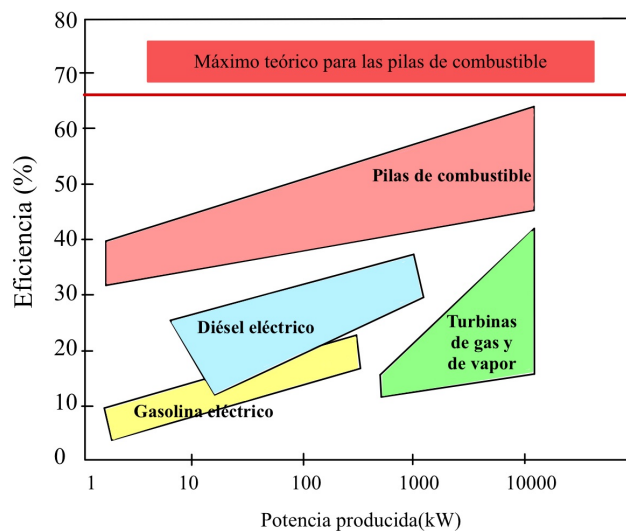


Figura 3-25: Comparativa de las pilas de combustible con otras máquinas térmicas [Fuente propia]

A su vez, habrá que tener en cuenta una serie de desventajas a las que hacer frente y las que a día de hoy son objeto de estudio en vistas de priorizar la implementación de su uso frente a otros sistemas.

Desventajas:

- Complejidad de procesos de producción y almacenamiento del hidrógeno, actualmente en pleno desarrollo y coste muy elevado.
- Alto precio debido al uso de materiales de elevado coste y combustibles de calidad para su funcionamiento.
- Baja densidad del combustible para su funcionamiento en comparación con otros combustibles sólidos.
- Corta vida útil de los equipos motivada por la corrosión de los materiales por las altas temperaturas y presiones de trabajo a las que son sometidos.

3.5.4 Modelado del consumo de una pila de combustible

Para el modelado de la pila de combustible, es necesario conocer las reacciones que tienen lugar dentro de una celda. En el interior de las celdas, el hidrógeno penetra por el ánodo y en presencia de un catalizador se disocia en los iones positivos (protones) y electrones. El oxígeno del aire penetra por el cátodo y se disocia en iones negativos, también en presencia del catalizador. Los iones de hidrógeno migran a través del electrolito mientras que los electrones circulan a través del circuito externo. Este flujo de electrones es la corriente eléctrica que genera la pila. Una vez atravesado el circuito, los electrones llegan hasta el cátodo, donde se combinan con los protones y el oxígeno del aire para formar agua.

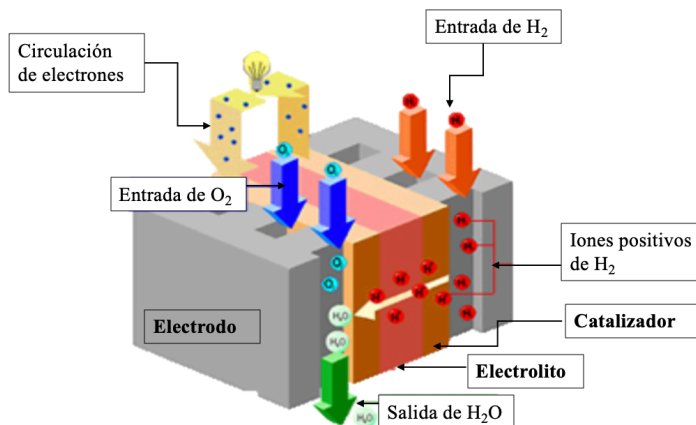
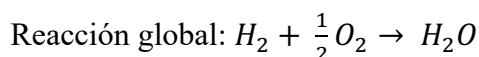
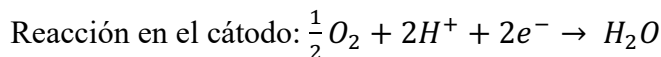
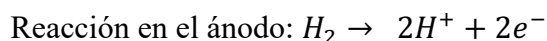


Figura 3-26 : Intercambio iónico de las celdas PEMFC [Fuente propia]

Las reacciones que tienen lugar en cada uno de los electrolitos son:



Para el modelado de la pila de combustible se han distinguido tres posibilidades. La selección de un método u otro dependerá de las características de la pila de combustible a modelar y de los datos que pueden ser proporcionados en cada caso por el fabricante.

En todos los casos se presentará el mismo esquema global de *inputs* y *outputs*. La entrada será la potencia eléctrica [W] demandada por el motor para su funcionamiento y la salida, la demanda de hidrógeno en gramos que será requerida al tanque de almacenamiento de hidrógeno.



Figura 3-27: Esquema global de la pila de combustible

En primer lugar, se distingue un modelo más general de consumo lineal, válido para cualquier pila de combustible, fundamentado únicamente en la estequiometría de la reacción. Mediante el uso de la constante de Faraday, siendo esta la cantidad de carga eléctrica que hay en un mol de electrones con un valor de 96.485 Culombios, se puede concluir la siguiente ecuación:

$$Q = 2 \times F \times \text{cantidad de } H_2 \quad (\text{Ec.18})$$

Donde Q es la cantidad de carga en Culombios, en función de la intensidad de corriente de Amperios $[I]$ y t el tiempo que transcurre, siendo:

$$Q = I \times t \quad (\text{Ec.19})$$

Teniendo en cuenta que la potencia de la pila de combustible (P_{elec}) es igual a la intensidad (I) por la tensión de celda (V_c) y por el número de celdas (n); despejando el valor de la intensidad de esta fórmula, se obtiene la expresión:

$$I = \frac{P_{elec}}{V_c \times n} \quad (\text{Ec.20})$$

Sustituyendo las ecuaciones (Ec.19) y (Ec.20) en la (Ec.18) y dividiendo la resultante entre el tiempo y multiplicando por el número de celdas de la pila de combustible, resultará la siguiente ecuación en función de la cantidad de hidrógeno:

$$H_2 \text{ utilizado} = \frac{P_{elec}}{2 \times V_c \times F} \times m \quad (\text{Ec.21})$$

Con esta expresión, teniendo en cuenta el valor de la tensión media de una celda del stack (V_c) de 0,475 V [20] y el valor de la masa atómica del hidrógeno (m) de 1,008 u; se obtiene como resultado la cantidad de hidrógeno necesario en gramos en función de la potencia eléctrica de entrada.

Esta ecuación se implementará en Simulink® mediante un bloque “Matlab Function”, teniendo como única entrada la potencia eléctrica y el resto de valores como constantes. El resultado obtenido será integrado en función del tiempo de simulación obteniendo un consumo de hidrógeno lineal.

El siguiente modelo, simulado para un consumo de hidrógeno viene dado por una expresión proporcionada por el fabricante de baterías de “*Intelligent Energy*”, siendo esta:

$$\text{Consumo } H_2 \text{ (g/h)} = \frac{P_{elec}}{\text{Contenido energético del } H_2 \left(\frac{Wh}{g}\right) \times \mu} \quad (\text{Ec.22})$$

Donde, μ es la eficiencia de la pila, siendo un valor estimado por el fabricante para una pila de combustible de 650 W de 0,53 y el contenido energético del hidrógeno de 33,3 Wh/g.

Conociendo el valor de las constantes de la expresión, esta es implementada en Simulink® con el bloque “Matlab Function”, teniendo como única entrada variable la potencia eléctrica. El resultado será obtenido en unidades de gramos por hora, el cual es necesario transformar para realizar la simulación a gramos por segundo mediante un sencillo factor de conversión de unidades.

Por último, se ha trabajado con unas curvas de consumo proporcionadas por la empresa “*Ballard*” para pilas de combustible de 600 W. A partir de las curvas originales del fabricante, se han obtenido los puntos para su representación mediante la herramienta online WebPlotDigitizer y han sido importados a la herramienta Excel, obteniendo la curva de la Figura 3-28 como resultado.

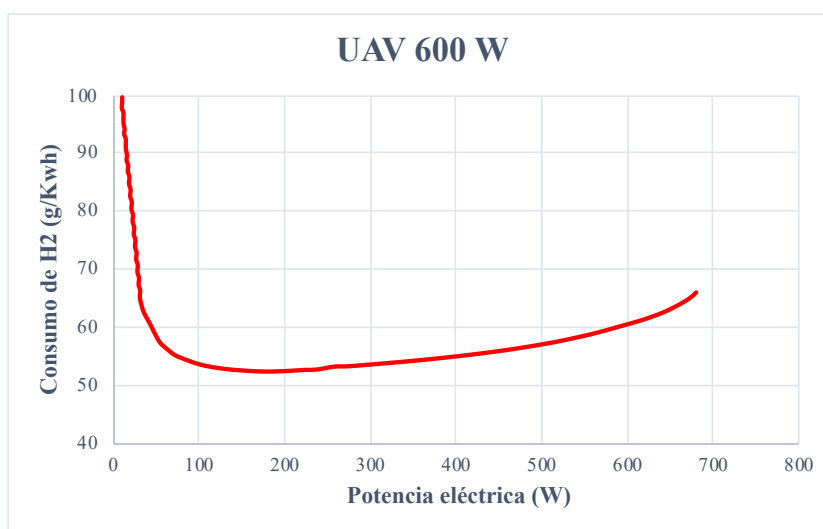
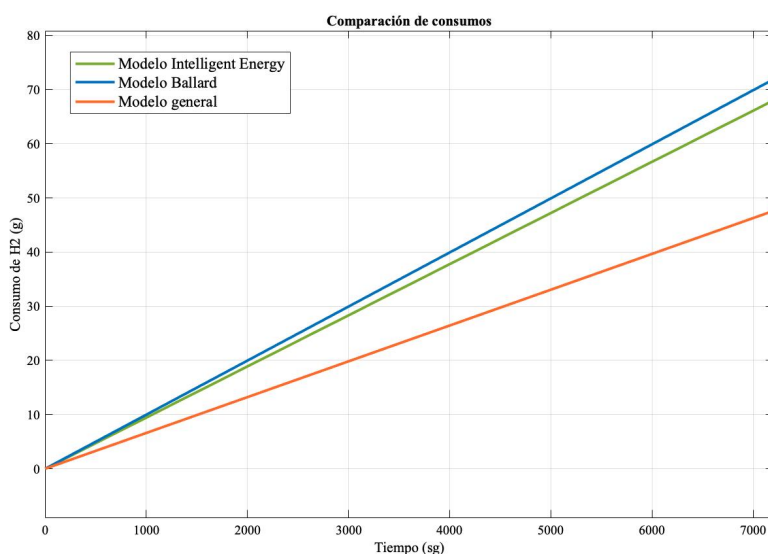


Figura 3-28: Curva de consumo Ballard

A partir de la curva obtenida, para conseguir su modelado en Simulink® con mayor precisión, se ha dividido en dos partes, trabajando por separado con cada una para obtener las curvas de aproximación más precisas. Una vez obtenidas las expresiones, usando como herramienta las rectas de regresión de Excel que permitieran ajustar las curvas, han sido implementadas en Simulink® mediante los bloques “If Block” e “If Action Subsystem”.

El valor obtenido del consumo en g/kWh de la gráfica, se multiplicará por la energía generada por esa potencia para obtener de esa forma los gramos de hidrógeno consumidos. La integración en función del tiempo permitirá conocer el consumo para un tiempo determinado de simulación.

Una vez descritos los tres modelos, empezando desde un primer modelo muy general de aplicación a cualquier tipo de pila y acabando con modelos concretos para una celda de combustible determinada proporcionado por un fabricante; se ha procedido a compararlos, tanto numéricamente como gráficamente.



Consumos para 650 W y T = 7200 s

Modelo genérico	47,6 g
Modelo <i>Intelligent Energy</i>	65,5 g
Modelo <i>Ballard</i>	71,9 g

Tabla 3-4: Comparación numérica de los modelos de consumo

Figura 3-29: Comparación gráfica de los modelos de consumo

Analizando los datos obtenidos, la gráfica conjunta representa los consumos de cada modelo para un tiempo dado de simulación de 7200 segundos. Se observa como los consumos adquiridos a partir de datos proporcionados por los respectivos fabricantes son muy próximos, alejándose más, en cambio, del modelo más genérico descrito previamente.

Para el caso, se va a configurar para nuestra simulación una pila de combustible según el modelo de consumo proporcionado por “*Intelligent Energy*”. La Figura 3-30 representa la configuración global del modelo conjunto una vez implementado todo lo descrito previamente.

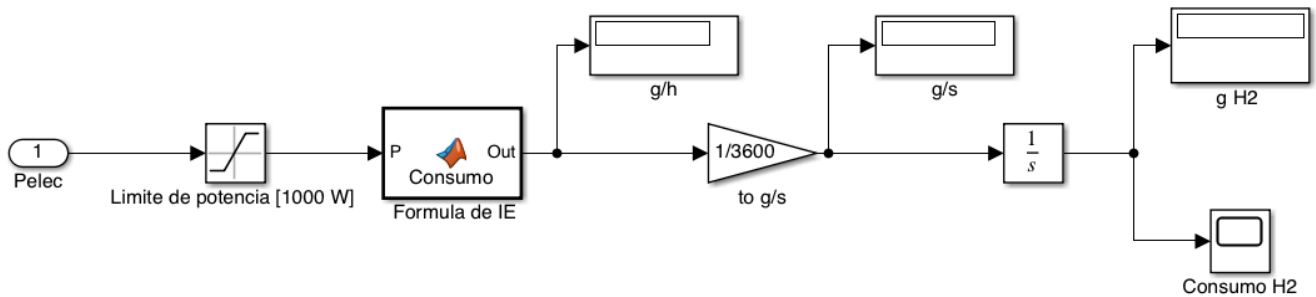


Figura 3-30: Modelado de la pila de combustible

3.6 Tanque de hidrógeno

El hidrógeno es el elemento más simple, más ligero y el más abundante en el Universo. Es considerado como un portador de energía limpia con alta eficiencia, pudiendo ser utilizado para generar electricidad, formándose únicamente agua como subproducto y con la consiguiente reducción de emisiones contaminantes al medio ambiente.

En los últimos años se ha contemplado el hidrógeno desde el punto de vista energético, creciendo el interés sobre este como vector energético como consecuencia de múltiples de sus propiedades, las cuales serán recogidas a continuación:

- Elevado poder calorífico inferior (PCI) de 120 MJ/kg.
- Ausencia de emisiones contaminantes, siendo el H₂O el único producto de la combustión del H₂ puro.
- Posibilidad de obtener directamente energía eléctrica mediante una pila de combustible, sin necesidad de utilizar una máquina térmica, evitando así el rendimiento límite de Carnot.
- Su utilización es más segura en comparación de otros combustibles fósiles a los que sustituye y se disipa rápidamente si es eliminado a la atmosfera.
- Puede ser almacenado en grandes cantidades.

No obstante, también hay una serie de inconvenientes que dificultan el avance de esta tecnología:

- Al ser el elemento más pequeño, se fuga fácilmente a través de ciertos materiales, lo cual conlleva una utilización de materiales específicos para su transporte y almacenamiento.
- Se combina con el oxígeno del aire sin necesidad de energía de activación en un amplio rango de concentraciones dando lugar a una reacción de combustión con una cinética muy elevada (límite de explosión 4% - 75%).
- En estado gaseoso es incoloro e inodoro y al producirse la combustión, la llama es invisible a la luz del día, lo que dificulta la detección de fugas.
- Es difícil de almacenar, a temperatura ambiente se encuentra en estado gaseoso y debido a su baja densidad energética (12 MJ/m³) el H₂ es normalmente almacenado a altas presiones. Esto supone mayor problema en sistemas móviles.

- Su densidad es extremadamente reducida ($0,0899 \text{ kg/m}^3$ en estado gaseoso y $0,0708 \text{ kg/L}$ en estado líquido), esto penaliza la entalpía disponible por unidad de volumen. Siendo esta menor que la de los combustibles convencionales.

Comparando las propiedades del hidrógeno, con los diagramas de barras de las Figura 3-31 y Figura 3-32 se puede contrastar las equivalencias en masa-volumen de este elemento con otros combustibles fósiles.

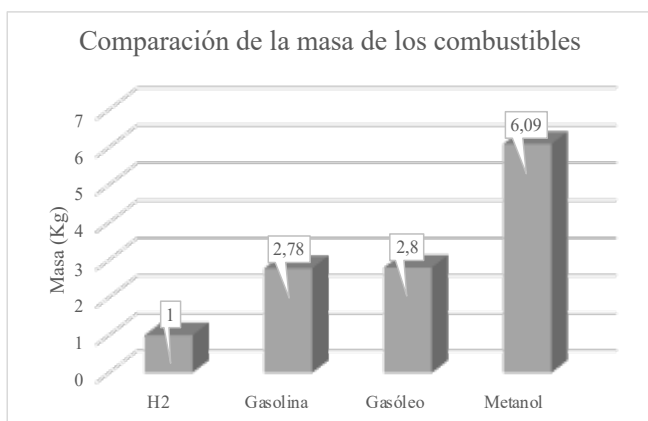


Figura 3-31: Comparación de masas

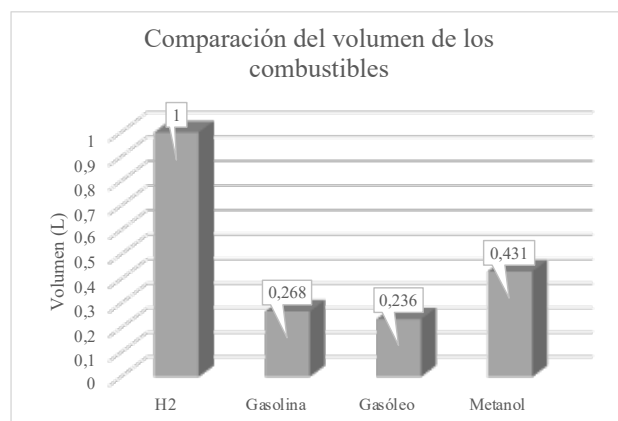


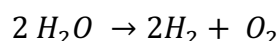
Figura 3-32: Comparación de volúmenes

Un kilogramo de H_2 equivale a 2,78 kg de gasolina o a 6,09 de metanol. Esta relación varía sustancialmente si comparamos sus volúmenes; en este caso, 1 litro de H_2 equivaldría a 0,268 litros de gasolina o 0,431 litros de metanol. De esta forma, se concluye que la densidad del hidrógeno ($0,0899 \text{ kg/m}^3$) es mucho menor que la de los otros combustibles fósiles con los que se compara [21].

3.6.1 El hidrógeno como vector energético

Se denomina vector energético a aquellas sustancias que almacenan cierta cantidad de energía, de tal manera que esta pueda liberarse posteriormente de forma controlada.

En la actualidad, el empleo del hidrógeno como vector energético está adquiriendo mayor importancia. La obtención de la energía almacenada requiere, en primer lugar, del empleo de energía para descomponer las moléculas de agua, generando así oxígeno e hidrógeno, de acuerdo con la reacción:



Una vez separados estos dos gases, el oxígeno puede enviarse directamente a la atmósfera, mientras que el hidrógeno debe almacenarse adecuadamente para su posterior transporte y/o uso. De esta manera, una parte de la energía empleada queda almacenada en los nuevos enlaces químicos formados. Finalmente, cuando se desee usar el combustible y recuperar la energía almacenada debe realizarse la combustión del hidrógeno para formar de nuevo agua (la reacción inversa a la de obtención de hidrógeno), cerrando así el ciclo. En la Figura 3-33, se puede ver el sistema energético con las diferentes etapas del ciclo [22].

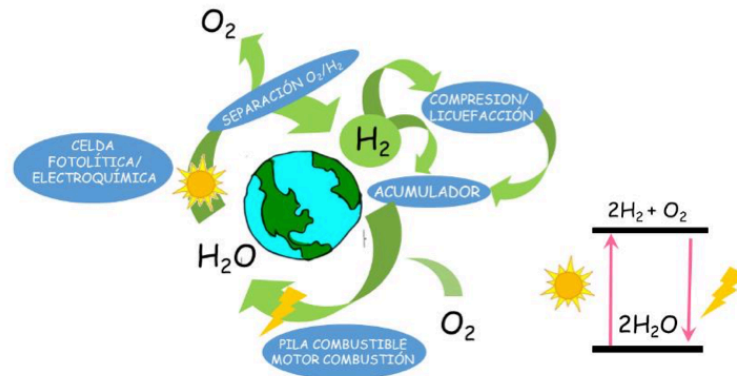


Figura 3-33: Ciclo energético del Hidrógeno [22]

Actualmente el hidrógeno se obtiene en un 95% de combustibles fósiles y solo un 5% se basa en otras alternativas como la electrólisis; técnica mediante la cual, a partir del agua y aplicando energía eléctrica, se obtiene como productos hidrógeno y oxígeno gaseosos. En la Figura 3-34 se comparan las diferentes fuentes de producción de hidrógeno en el mundo, destacando en último lugar el mínimo empleo de la técnica de electrólisis.

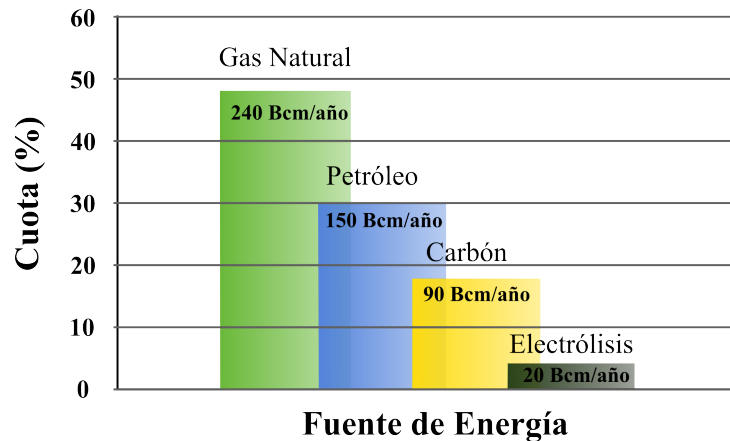


Figura 3-34: Producción mundial de hidrógeno en millones de metros cúbicos (Bcm) [21]

La actual concienciación sobre el calentamiento global está despertando el interés en el desarrollo y empleo del hidrógeno como combustible limpio, resultando una incoherencia en el momento en que su obtención requiere, en la mayoría de los casos, de los combustibles sólidos. Para la generación de energía a partir de hidrógeno almacenado, en consonancia con un desarrollo sostenible y sin gases contaminantes, actualmente, se está desarrollando el empleo de energía a partir de fuentes renovables como la energía solar, eólica, hídrica, geotérmica u otros tipos de energías renovables. De esta forma, aunque aún es objeto de estudio y desarrollo, a partir de una fuente de energía limpia, será capaz de producir la electricidad necesaria para obtener el hidrógeno [21].

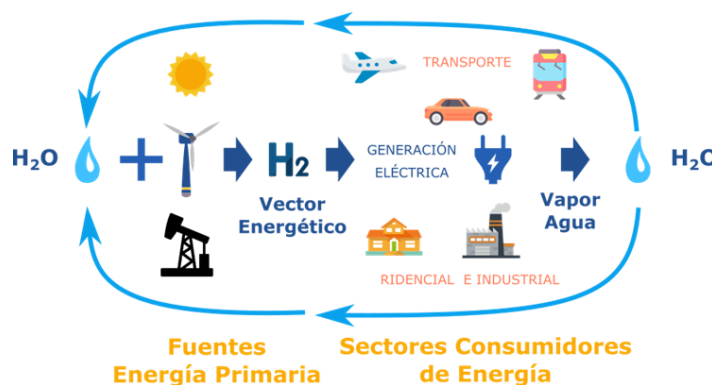


Figura 3-35: Ciclo de obtención de hidrógeno con fuentes de energía renovables [21]

3.6.2 Almacenamiento del hidrógeno

El almacenamiento del hidrógeno sigue siendo objeto de estudio, siendo uno de los temas que más preocupan al hablar de la economía del hidrógeno. Es debido a su baja densidad lo que complica su almacenaje, no obstante, existe una gran variedad de posibilidades para su almacenamiento de tal forma que es posible la selección de la técnica más adecuada para cada aplicación, según la conveniencia en relación de peso, volumen y costes.

Existen diferentes formas de almacenar el hidrógeno que cumplen, en mayor o menor medida los requisitos para poder trabajar en diferentes situaciones. Estos sistemas son:

- Tanques de almacenamiento con H₂ comprimido.
- Tanques de almacenamiento con H₂ líquido criogénico.
- Hidruros metálicos.
- Otros medios de almacenamiento.

3.6.2.1 Hidrógeno comprimido

A día de hoy el método más empleado y de mayor interés es el del hidrógeno comprimido. La compresión del hidrógeno es la forma más sencilla de transporte y posterior utilización del hidrógeno.

Este método trata de paliar la baja densidad energética por unidad de volumen propia del hidrógeno buscando comprimir el H₂ producido a muy altas presiones (200 - 700 bares), de ahí la necesidad de implementar sistemas de compresión de hidrógeno que sean capaces de trabajar a elevadas presiones para comprimir una molécula tan pequeña y ligera con un consumo razonable; sumándole a esto el alto coste económico que supone este proceso.

Trabajando en esos altos rangos de presiones, en algunos casos de hasta 1000 bares, estos tanques tienen que estar especialmente preparados. Deben de ser capaces de soportar grandes tensiones, así como un gran número de ciclos a fatiga por la carga y descarga del depósito. A su vez, deben tenerse en cuenta los problemas de seguridad que puedan surgir en caso de fuga o accidente.

3.6.2.2 Hidrógeno líquido criogénico

El hidrógeno líquido se obtiene a partir de la licuación del H₂. El “*Método de Linde*” es el proceso más utilizado. El sistema reduce la temperatura del hidrógeno en forma gaseosa hasta los 20 Kelvin (-250°C), momento en el que se produce la condensación del gas a una presión de una atmósfera. Este proceso de licuación implica la combinación de compresores, intercambiadores de calor y válvulas de expansión [23].

La contención del producto a esas temperaturas tan extremadamente bajas, se consigue mediante unos recipientes aislados al vacío llamados frascos “*Dewar*” o bien mediante tanques de doble capa, los cuales mantienen otro fluido refrigerante en la capa externa con el objetivo de reducir así el intercambio de calor con el exterior. La mayor preocupación en el almacenamiento del hidrógeno líquido es minimizar las pérdidas del hidrógeno por evaporación. Al ser almacenado en su punto de ebullición, cualquier transferencia de calor al líquido supone alguna evaporación. Esta evaporación, supondría una pérdida neta en la eficiencia del sistema [24].

El consumo de licuar el hidrógeno es muy superior a cualquier otro sistema de almacenamiento, suponiendo este consumo en energía eléctrica el 33% del PCI (Poder Calorífico Inferior) del hidrógeno producido.

Debido a los elevados costes que supone esta tecnología, las aplicaciones se reducen a aquellas que el factor económico no es limitante y no existe otra solución; por ejemplo, en propulsión espacial y criogenia [25].

3.6.2.3 *Hidruros metálicos*

Ciertos metales, particularmente aleaciones de titanio, hierro, manganeso, níquel, cromo, y otros, pueden reaccionar con el hidrógeno bajo ciertas condiciones moderadas de presión y temperatura, dando lugar a un hidruro de metal a través de una reacción reversible fácilmente controlable.

Una vez formado y almacenado el hidruro, cuando se requiera del hidrógeno, el contenedor se conectará a una pila de combustible y la reacción tendrá lugar de forma inversa, liberando el hidrógeno requerido para el funcionamiento. Una vez completada la reacción y liberado todo el hidrógeno, se podrá volver a repetir todo el proceso, hasta completar varios cientos de ciclos de carga y descarga.

Este proceso logra un buen almacenamiento del hidrógeno y al no ser almacenado a una presión significativa, proporciona seguridad. En cambio, las desventajas radican particularmente en el elevado peso de los depósitos y la sensibilidad a impurezas reactivas (O_2 y CO) que inhiben la absorción.

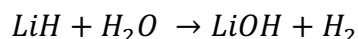
Este tipo de almacenamiento es interesante en aplicaciones donde el peso y el volumen de almacenamiento no sean factores limitantes, es decir, en aplicaciones estacionarias.

3.6.2.4 *Hidruros químicos*

Los hidruros químicos son compuestos que, al mezclarse con el agua, reaccionan y liberan hidrógeno. En esta reacción, el hidruro se convierte en hidróxido y libera el hidrógeno almacenado en el agua [23] [25].

En la actualidad, el hidruro más usado es el LiH , por ser un hidruro monometálico con mayor densidad gravimétrica (25,2%). A temperatura ambiente se encuentra en forma sólida y si es expuesto al aire libre, tiende a absorber vapor de agua y liberar calor e hidrógeno. Para evitar que se produzca este efecto y se libere el hidrógeno y pueda provocar una deflagración, se emplea una mezcla llamada “*Slurry*”. Esta consiste en una parte sólida, polvo de hidruro de litio; con una parte líquida, aceites minerales, la cual crea una capa protectora alrededor de la partícula de hidruro de litio, evitando que absorba la humedad ambiente y permitiendo el manejo del hidruro de litio con toda seguridad.

La reacción del hidruro de litio por la que se obtiene el H_2 es:



La técnica de *Slurry* de litio se presenta como una alternativa de almacenamiento a la altura del hidrógeno comprimido o líquido. Todo el proceso se realiza a presión y temperatura ambiente, lo cual abarata y simplifica los sistemas de manipulación necesarios para su uso.

3.6.2.5 *Nanoestructuras de carbono*

Esta técnica consiste en la absorción física en sólidos. Supone grandes ventajas como el uso de materiales de bajo coste, bajas presiones de operación, así como gran capacidad de absorción; dada su gran área superficial, volumen de poros y baja densidad.

Dentro de las diferentes configuraciones de nanoestructuras de carbono para almacenamiento de hidrógeno se encuentran principalmente en desarrollo las nanofibras de grafito, los nanotubos de carbono de pared simple y los nanotubos de carbono de pared compuesta.

Se trata de un sistema todavía en desarrollo y que podría convertirse en el sistema de almacenamiento futuro del hidrógeno. Se basa en el hecho de que se puede almacenar hidrógeno en tubos microscópicos de carbono de poco más de un nanómetro de diámetro.

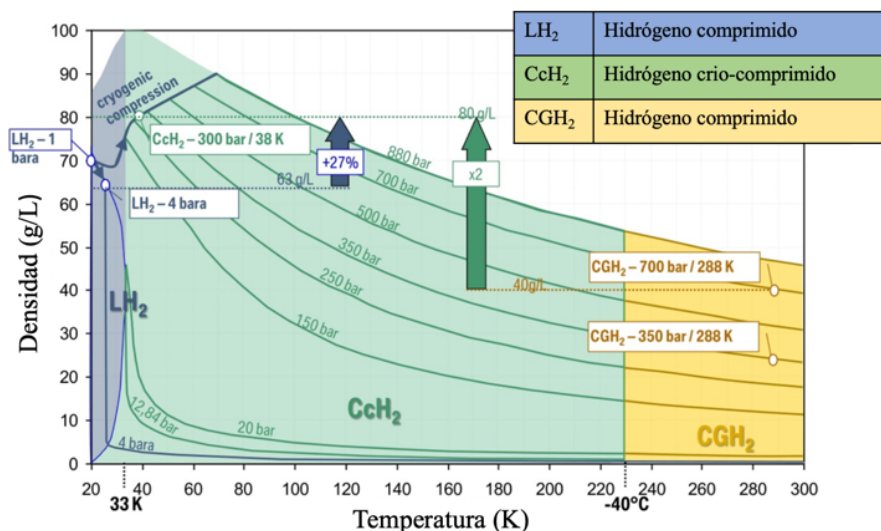


Figura 3-36: Relación densidad-temperatura-presión para los distintos métodos de almacenamiento del hidrógeno [26]

Con la Figura 3-36 se observa la relación de la densidad, temperatura y presión del hidrógeno según las distintas técnicas de almacenamiento. Se puede ver como la densidad del hidrógeno crio-comprimido es mucho mayor a bajas presiones de trabajo (4 bar) en comparación con la del hidrógeno comprimido con unas presiones mucho más elevadas (hasta 880 bar).

Cada una de las técnicas citadas anteriormente sobre el almacenamiento del hidrógeno, suponen distintas alternativas ante este obstáculo; aportando distintas ventajas y desventajas y eficiencias a valorar en función de los requerimientos necesarios para cada aplicación, siendo el factor económico uno de los más determinantes.

3.6.3 Modelado del tanque de hidrógeno

El almacenamiento de hidrógeno como gas comprimido es la solución de almacenamiento más simple y más rápida a la hora de recargar el hidrógeno una vez que el tanque se ha vaciado. El principal inconveniente del gas comprimido es el elevado coste de la compresión a altas presiones de trabajo.

Los vehículos de celdas de combustible generalmente usan tanques de tipo IV para el almacenamiento de hidrógeno. Los tanques tipo IV son depósitos compuestos de fibra de carbono con un revestimiento de polímero que soportan un rango de presión de entre 300 a 700 bares, rango ajustado a la presión necesaria para almacenar una cantidad de hidrógeno suficiente que de autonomía en el vuelo de estos sistemas.

Para la implementación en Simulink®, tomará como valor de entrada los gramos de hidrógeno demandados por la celda de combustible y la salida será la cantidad restante disponible en el tanque. La Figura 3-37 muestra como para el modelado del tanque de hidrógeno, se compara el valor constante en gramos de la capacidad del tanque con los gramos de entrada requeridos. La diferencia obtenida nos dará a conocer la cantidad de gramos de hidrógeno restantes en el tanque, así como su equivalencia como porcentaje respecto a la máxima capacidad.

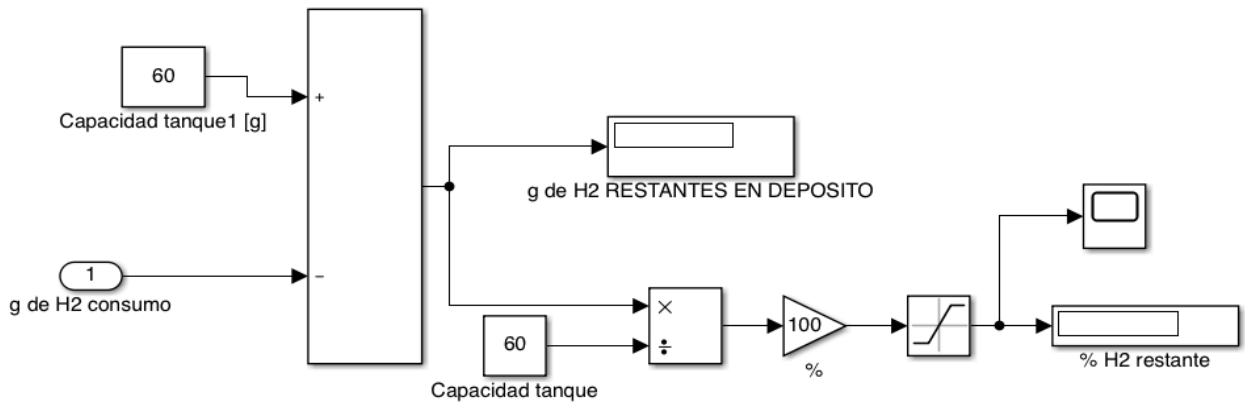


Figura 3-37: Modelado del tanque de hidrógeno

3.7 Controlador

Una vez realizado el desarrollo teórico de cada uno de los componentes del sistema híbrido de propulsión por pila de combustible y baterías, así como su implementación en Simulink® de forma individual, se procederá al ensamblaje conjunto del sistema. El objetivo es crear un modelo con el que se pueda simular el consumo total del sistema de propulsión dado un valor de potencia mecánica de entrada, necesaria para permitir el vuelo del vehículo, la cual será proporcionada por el motor a partir de la demanda de potencia eléctrica a la batería y a la pila de combustible.

El ensamblaje del sistema conjunto requiere determinar una estrategia de control óptima para la gestión energética en las diferentes condiciones de trabajo a las que se puede ver sometido. Los sistemas híbridos de pilas de combustible adquieren generalmente la configuración de trabajo más común, en paralelo con la batería.

El primer paso es la elaboración de un diagrama de flujo donde la estrategia de control pueda ser evaluada. Este sistema de control será implementado en Matlab con el bloque “Matlab Function” programado en código para las diferentes condiciones establecidas en el diagrama (Anexo I: Código del control lógico del controlador). El módulo del controlador estará formado por tres *inputs* y dos *outputs*. Las entradas se corresponderán con la potencia eléctrica demandada por el motor, y las variables del estado de carga de la batería y la cantidad de hidrógeno disponible en el tanque. Estas dos últimas serán llamadas de las salidas obtenidas de los bloques de la batería y de la pila de combustible respectivamente. Estas variables serán claves en las condiciones de funcionamiento del sistema de control. Las salidas obtenidas, serán los valores de potencia demandada a la pila de combustible y la batería, obtenidos como solución al proceso lógico del controlador.

En la Figura 3-38 se observa el bloque del controlador con los *inputs* y *outputs* mencionados previamente.

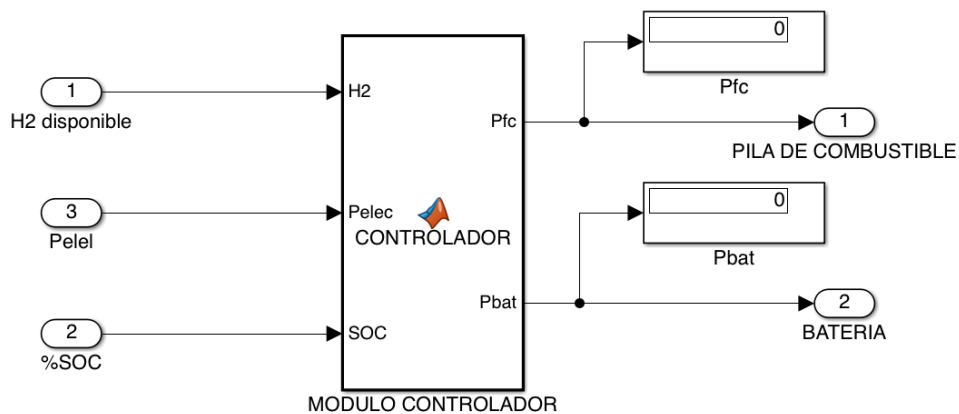


Figura 3-38: Modelado del sistema conjunto

Una vez conocidas las variables de entrada, se puede describir el proceso lógico que tiene lugar en el controlador. El control comienza con un balance energético en el que se compara la potencia eléctrica requerida por el motor con el valor de potencia nominal capaz de suministrar la pila de combustible en su régimen normal de funcionamiento. Se pueden dar dos casos, si la potencia de trabajo nominal de la pila es mayor que la requerida en el vuelo, implicará un exceso de energía por parte de la pila de combustible, que será empleada en la recarga de la batería en caso de que su estado de carga sea inferior a 100%. Será necesario comprobar el estado del tanque de hidrógeno previamente al funcionamiento de la pila. En caso de encontrarse bajo mínimos de capacidad, la energía sería proporcionada por la batería hasta consumir su carga hasta el nivel mínimo de funcionamiento.

Por el contrario, si la potencia demandada por el motor es mayor que el valor nominal establecido como condición inicial, es cuando entra en funcionamiento el sistema híbrido en paralelo de pila y batería. Comprobando previamente las condiciones de carga de la pila y la cantidad de hidrógeno disponible por encima de los mínimos establecidos, la pila proporcionará su potencia de trabajo nominal y la batería suplirá la potencia restante, dentro de sus límites, hasta alcanzar lo requerido por el motor eléctrico. En el caso de que durante el vuelo se de la situación de que se haya consumido por completo el hidrógeno del tanque y el porcentaje de carga de la batería esté cerca del mínimo, la batería proporcionará la potencia mínima (“Hover”) de trabajo del motor, para tratar de prolongar su funcionamiento hasta alcanzar tierra de forma segura. El valor de la potencia mínima será calculado para la intensidad mínima de vuelo por el valor del voltaje nominal, el cual le permita prolongar al máximo su vuelo en estacionario.

Cualquier otra situación alternativa, queda reflejada en el diagrama de flujo de la Figura 3-39.

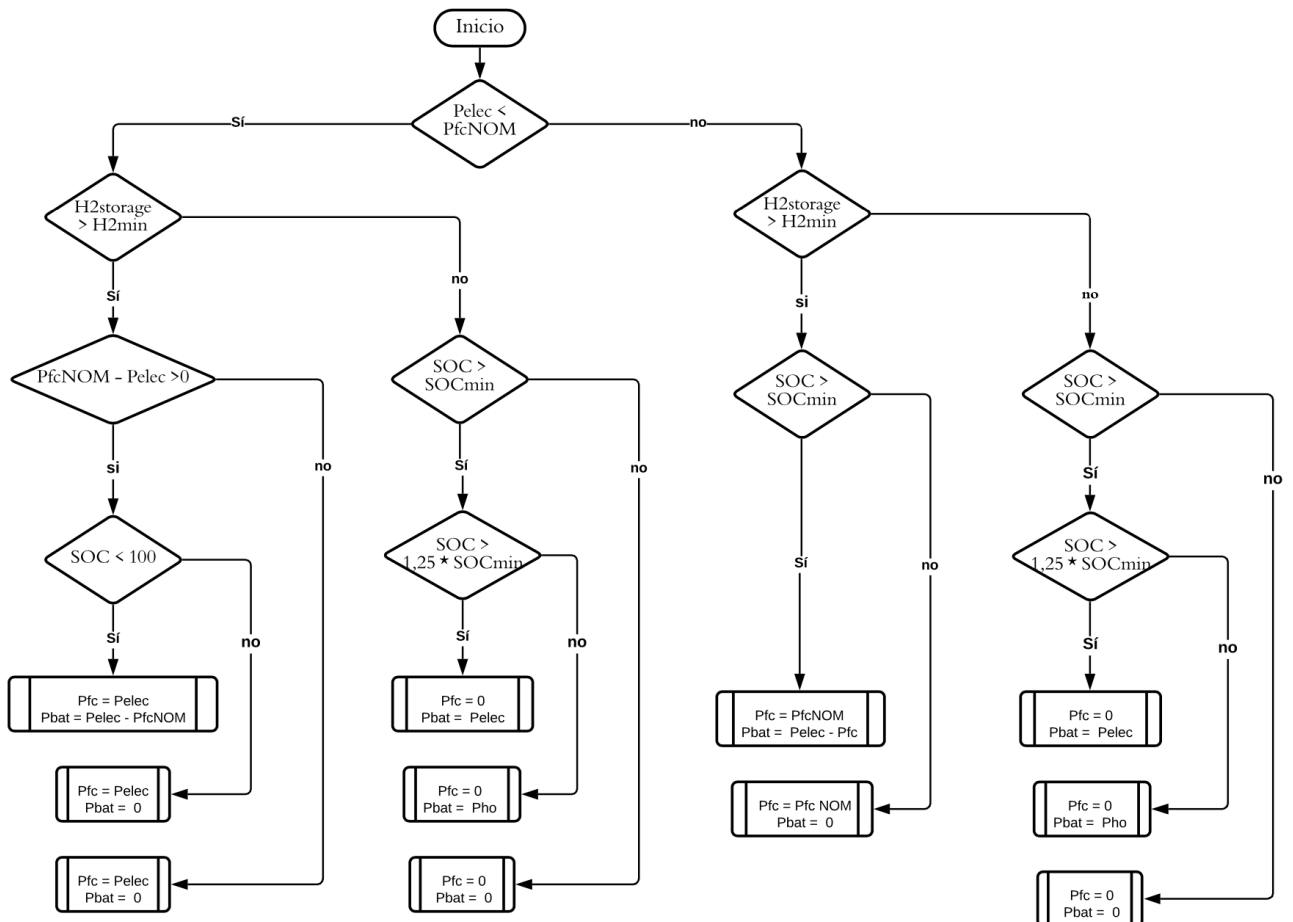


Figura 3-39: Diagrama de flujo del controlador del sistema

4 SIMULACIÓN

4.1 Introducción

Una vez realizada la descripción completa de todos los sistemas modelados en Simulink®, se lleva a cabo una simulación conjunta con el objetivo de comprobar el correcto funcionamiento del simulador y obtener la eficiencia del sistema implementado.

En primer lugar, es necesario diferenciar los modelos que serán comparados. Por un lado, se estudiará el bloque motor eléctrico y batería y, de la misma forma, el bloque híbrido formado por la pila de combustible y la batería. Ambos se simularán bajo unas condiciones de vuelo estándar en los escenarios de motores de 12 V y 24 V. De esta forma, se obtendrán resultados de autonomía y conclusiones para cada uno de los casos. Además, se buscará la mejor combinación de los elementos integrantes de los sistemas tratando de obtener la máxima eficiencia y autonomía de funcionamiento.

- **Conjunto de motor eléctrico y batería de litio:** es el sistema habitualmente integrado en los vehículos aéreos no tripulados, tal y como se ve en la Figura 4-7. La potencia mecánica será la entrada del bloque motor eléctrico y, para unas características determinadas de cada uno de los componentes, se podrá conocer el estado de carga de la batería en cada momento y así, la autonomía máxima del sistema hasta agotar la carga de la batería.
- **Sistema de propulsión híbrido:** como alternativa al tradicional de motor eléctrico, este sistema de propulsión híbrido integra una pila de combustible y una batería en paralelo, además de un controlador que permitirá el funcionamiento lógico del sistema. En la Figura 4-10 se observa el sistema de bloques final con el que se realizará la simulación.

4.2 Selección de plataforma

El modelo de multicoptero seleccionado para el trabajo es de la serie *Flame Wheel* DJI, una de las marcas más reconocidas en el campo de los drones [27]. Esta empresa abarca toda clase de apartados, desde los más completos ya listos para el vuelo, plataformas pre configuradas y listas para lanzar desde el primer instante; hasta plataformas más abiertas para desarrolladores. Esta serie consta de tres modelos de diferentes tamaños, por un lado, los cuadricópteros DJI F330 y DJI F450 y, por otro lado, el hexacóptero DJI F550. Los tres últimos dígitos del nombre hacen referencia a los milímetros de diámetro del vehículo. Estas plataformas proporcionan una estructura básica sobre la cual empezar un proyecto individual, tienen una amplia superficie dividida en dos plataformas sobre la que poder colocar los diferentes elementos y permitir integrar el cableado. A continuación, se detallan las especificaciones del producto proporcionadas por el fabricante:

Especificaciones	DJI F330	DJI F450	DJI F550
Cuerpo	156 g	282 g	478 g
Diámetro	330 mm	450 mm	550 mm
Hélices	8 x 4,5 in	8 x 4,5 in	9 x 4,5 in

Tabla 4-1: Especificaciones DJI [27]

La opción que mejor se adapta dentro de la serie a las necesidades de trabajo, por su capacidad de carga y espacio para el montaje, es el hexacóptero DJI F550. Esta plataforma permite la integración del sistema de propulsión de forma sencilla y organizada. Al mismo tiempo, al tratarse de un hexacóptero, aporta mayor estabilidad y seguridad de forma añadida, teniendo en cuenta que, ante posible fallo de uno de los motores, se podría llegar a mantener el control sobre el vehículo hasta poder llegar a aterrizarlo de vuelta sin riesgo [27].

El módulo está formado por dos paneles con cableado integrado, que conforman el cuerpo del dron propiamente dicho y que soportaran los diferentes componentes añadidos. Los seis brazos de polímero componen la estructura de bajo peso y aportan flexibilidad y gran resistencia para absorber posibles impactos; y las seis hélices bipala 9,4 x 5, tres de ellas de rosca horaria y otras tres antihoraria. En la Figura 4-1 se puede observar la plataforma en cuestión sobre la que será integrada el sistema de propulsión.



Figura 4-1: DJI F550 [27]

4.3 Software Ecalc

Como base de datos se ha empleado el software de cálculo “Ecalc” [28]. Se trata de una herramienta online de dimensionamiento de UAVs. Esta herramienta permite realizar el cálculo de las características finales de una plataforma basándose en los elementos que lo componen y determinando unas condiciones de vuelo previstas.

Consta de un apartado de introducción de datos donde permite, con una amplia variedad, la selección de las piezas del sistema, con la cual es sencillo configurar diferentes simulaciones para el vehículo. Entre los parámetros de entrada a configurar se encuentran los citados a continuación:

- Peso total del modelo, con o sin motorización.
- Condiciones ambientales.
- Batería, número de celdas en serie y paralelo.
- Variador de velocidad.
- Fabricante y tipo de motor.
- Hélice. Paso y diámetro.

Para el caso, el software ha sido empleado para comprobar el correcto dimensionamiento del sistema y estudiar la viabilidad del empuje-peso, así como para conocer la potencia mecánica mínima en estacionario y el tiempo de vuelo estimado para esta. También proporciona valores de potencia máxima, velocidades, curvas de eficiencia de funcionamiento, etc. La Figura 4-2 es la interfaz principal del programa empleada en la simulación. Se puede distinguir la parte superior de configuración de los datos de entrada del sistema y la parte inferior donde una vez ejecutada la simulación se podrán obtener los resultados y donde el programa informará de la viabilidad o no bajo las condiciones seleccionadas.



Figura 4-2: Entorno del software Ecalc [28]

4.4 Simulaciones

En este apartado, se describen las especificaciones de cada uno de los elementos seleccionados para los sistemas empleados en la simulación (12 V y 24 V). Una vez detallado esto, se configuró el software de cálculo Ecalc y se obtuvieron unos valores de potencia que pudieron ser empleados en el modelo generado de Simulink® para obtener la autonomía en cada uno de los casos.

4.4.1 Primer escenario de simulación

En primer caso, se describirá la simulación a 12 V. El motor empleado deberá ser el mismo en ambos sistemas, en vista a comparar la autonomía con cada uno de ellos. El conjunto estará formado por seis motores brushless, de los cuales tres girarán en sentido horario y tres en sentido antihorario. El motor seleccionado es el DJI 2312 (960) cuyas características técnicas proporcionadas por el fabricante se detallan a continuación:



Figura 4-3: DJI 2312 (960)

DJI 2312 (960)

KV (torque)	960 rpm/V
Potencia máxima	280 W
Resistencia	0,117 Ohm
Longitud de caja	26 mm
Número de polos magnéticos	14
Corriente máxima	30 A
Peso	60 g

Tabla 4-2: DJI 2312 (960)

Así mismo, se dispone de la curva de eficiencia del motor proporcionada por el fabricante (Figura 4-4). Esta curva relaciona la eficiencia y la intensidad del motor, siendo empleada en el modelo de Simulink® como había sido descrito previamente en el apartado del modelado del motor eléctrico (apartado 3.2.4).

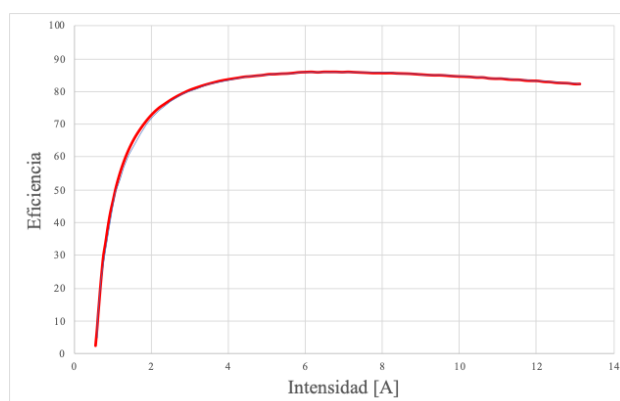


Figura 4-4: Gráfica intensidad-eficiencia motor eléctrico DJI2312

Para su mejor aproximación a una forma polinómica, como objeto de estudio, y al no poderse ajustar con un solo polinomio, se ha dividido en dos partes. La primera, hasta el punto de mayor pendiente y desde ahí hasta el final, la segunda. De esta forma, las rectas de regresión se ajustan mejor a las curvas obtenidas, proporcionando resultados de mayor precisión.

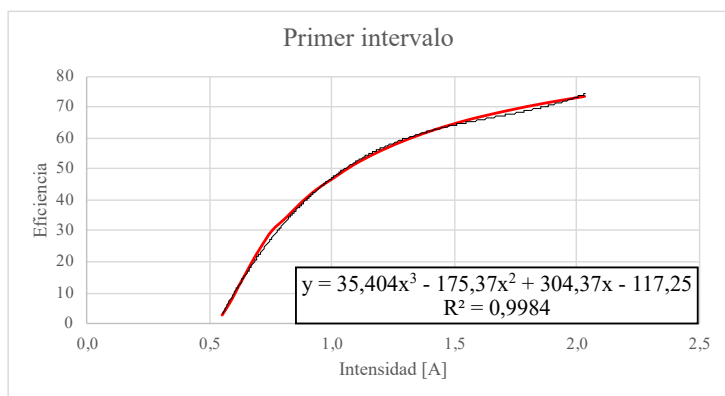


Figura 4-5: Recta de regresión (1)

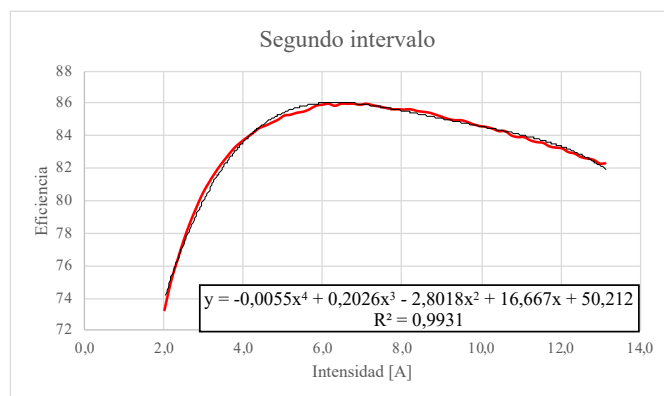


Figura 4-6: Recta de regresión (2)

Como se puede ver, se han obtenido dos polinomios de diferente grado y con ajustes altos. Para el primer intervalo (Figura 4-5), un polinomio de tercer grado con un R^2 de 0,9984 y en el segundo caso (Figura 4-6), un polinomio de cuarto grado con un ajuste de 0,9931.

4.4.1.1 Simulación del motor eléctrico y baterías a 12 V

En las siguientes líneas se detallarán las características de los elementos seleccionados para formar el conjunto de motor y batería, así como los resultados obtenidos para esos parámetros en la simulación.

La batería más adecuada empleada en este caso para trabajar a 12 V y proporcionar la potencia demanda al motor es una batería LiPo con configuración 3S de las siguientes particularidades:

Batería LiPo 8000 mAh 80/120	
Configuración	3S
Capacidad por celda	8000 mAh
Resistencia	0,0014 Ohm
Voltaje	3,7 V
Capacidad de descarga continua	85
Capacidad de descarga máxima	120
Peso	223 g

Tabla 4-3: Batería LiPo 8000 mAh

Los variadores de velocidad (ESC), supuestos entre la fuente de alimentación y los motores, son los responsables de que los motores giren a la velocidad ordenada. Cada motor dispondrá de uno de forma independiente. Los seleccionados para ser empleados en este caso son los ESC X-Controller XC3012BA V2, limitando la corriente de entrada continua a 30 A y 40 A de máximo.

Una vez definidos los elementos que irán a bordo del UAV y la plataforma que lo compondrá, se realizará un cálculo detallado de los pesos totales. El factor del peso es uno de los más importantes a tener en cuenta en cuanto a la limitación de la autonomía. El dimensionamiento incorrecto de los elementos que debe incorporar, podría reducir drásticamente su tiempo de vuelo.

Conjunto motor eléctrico y batería (12 V)	
Cuerpo	556 g
Motor DJI 2312 (x6)	360 g
ESC XC3012BA (x6)	132 g
Batería LiPo 8000 mAh	669 g
Total	1717 g

Tabla 4-4: Evaluación de pesos

En la Tabla 4-4 adjunta, se detalla la relación de pesos del sistema. El valor total será empleado en el software Ecalc, junto con el resto de parámetros detallados previamente, para estimar la potencia en estacionario, llamada " P_{hover} ". Conocidos estos datos, se realiza la simulación en el bloque implementado en Simulink® (Figura 4-7).



Figura 4-7: Modelo motor eléctrico y batería

A continuación, se detallan los resultados obtenidos:

	Potencia	Tiempo de vuelo	
P_{hover}	210,6 W	1160 s	19,3 min
P_{max}	576 W	395 s	6,5 min

Tabla 4-5: Simulación motor eléctrico y batería a 12 V

Estos resultados de tiempo de vuelo son obtenidos por la herramienta de bloques elaborada en Simulink®, tras configurar todas las características de los diferentes sistemas seleccionados y a partir de los valores de potencia proporcionados por el software de cálculo Ecalc, una especificados todos los parámetros del sistema.

Los valores de autonomía obtenidos reflejados en la Tabla 4-5 son muy próximos a los estimados por Ecalc; siendo estos de 18,6 minutos de vuelo en estacionario frente a los 19,3 minutos obtenidos por el modelo en Simulink®. Si se calcula de forma teórica el tiempo de consumo de la batería para esa potencia Hover, se obtiene que las baterías 8000 mAh 3S pueden proporcionar 88,8 Wh que, para la potencia demandada en estacionario resultaría un tiempo de 20,8 minutos de descarga total. Este valor teórico, ligeramente mayor a los obtenidos, no tendría en cuenta las pérdidas durante el funcionamiento.

Estos resultados dan peso a la validez del sistema generado, corroborando su correcto funcionamiento y eficacia para siguientes configuraciones.

4.4.1.2 Simulación del sistema híbrido a 12 V

Una vez obtenidos los resultados del primer conjunto, el siguiente paso es realizar, siguiendo la misma línea, el sistema híbrido con pila de combustible.

Para realizar la comparación, el motor eléctrico será el mismo que el empleado anteriormente. En este caso, además, es necesario detallar las características de la pila de combustible empleada, el tanque de hidrógeno asociado y la batería, siendo esta de menor capacidad como compensación al aumento de pesos del sistema.

La pila de combustible seleccionada para 12 V es la “Protium-150”, capaz de proporcionar 150 W como potencia nominal de trabajo. Se detallan sus especificaciones en la siguiente tabla:



Figura 4-8: FC Protium-150

Pila FC Protium-150

Número de celdas	20
Potencia nominal	150 W
Corriente	12,5 A
Voltaje de salida	12-18 V
Peso	470 g
Dimensiones	109x101x84 mm
Presión de trabajo	0,4 – 0,7 bar

Tabla 4-6: FC Protium-150 [28]

Esta pila de combustible no proporciona la mejor relación potencia a peso en comparación con otras disponibles en el mercado debido a que esta tecnología no está aún completamente desarrollada en estos rangos de potencia menores. Actualmente hay otras empresas en el mercado, mucho más desarrolladas y avanzadas en esta tecnología, pero para pilas más grandes y de mayor potencia, con mejores relaciones potencia-peso. Esto se podrá apreciar en los resultados obtenidos más adelante.

El tanque de hidrógeno asociado a esta pila de combustible es un depósito de aire comprimido a 400 bares. Se trata de un tanque tipo IV de “FCair” de la empresa Ballard con las siguientes características de almacenaje para 60 y 90 gramos de hidrógeno:

Tanque de hidrógeno



Figura 4-9: Tanque de hidrógeno FCair

Tipo	Tipo IV COPV
Presión	400 bar
Masa de hidrógeno	60 g
Peso del tanque (60g)	400 g
Masa de hidrógeno	90 g
Peso del tanque (90g)	800 g

Tabla 4-7: Tanque de hidrógeno

Para proporcionar este hidrógeno almacenado a 400 bares con la presión de funcionamiento requerida por la pila, se requiere de un regulador de hidrógeno. Se incorporará en el sistema un novedoso regulador de 140 gramos, capaz de reducir la presión del sistema de 400 bares a 0,5 bares; adecuando la presión de salida a la necesaria para el funcionamiento de la pila de combustible.

La batería empleada para suplir los picos de potencia requeridos por el sistema, será seleccionada en función del peso restante tras añadir el resto de elementos del sistema, el cual posibilite el vuelo del vehículo dentro de los límites de seguridad establecidos. Así, la batería más idónea bajo esta situación tan acotada es la LiPo 1800 mAh 80/120 en configuración 3S.

Batería LiPo 1800 mAh 80/120

Configuración	3S
Capacidad por celda	1800 mAh
Resistencia	0,0061 Ohm
Voltaje	3,7 V
Capacidad de descarga continua	85
Capacidad de descarga máxima	120
Peso	51 g

Tabla 4-8: Batería LiPo 1800 mAh

De nuevo, una vez detallados cada uno de los elementos que conforman el sistema, se detalla la relación de pesos a continuación:

Conjunto híbrido (12 V)

Cuerpo	556 g
Motor DJI 2312 (x6)	360 g
ESC XC3012BA (x6)	132 g
Batería LiPo 1800 mAh	153 g
Pila FC Protium-150	470 g
Regulador de hidrógeno	140 g
Tanque de hidrógeno	400 g
Total	2211 g

Tabla 4-9: Evaluación de pesos

La relación empuje-peso queda reducida hasta 1,5:1, un 25% por debajo del límite establecido para el vuelo seguro. El conjunto híbrido seleccionado con una pila de combustible de poca potencia, aumenta mucho el peso del sistema en relación con la potencia que puede llegar a ser proporcionada por un motor de ese dimensionamiento. Como consecuencia, el régimen de trabajo estacionario del motor estará de forma continua por encima de la potencia nominal de la pila y por ello, hará ineficiente el funcionamiento del sistema de pila de combustible.

Con esto en consideración, con los datos de entrada obtenidos y los parámetros conocidos, se ha realizado la simulación en el bloque elaborado en Simulink® para el sistema híbrido (Figura 4-10).

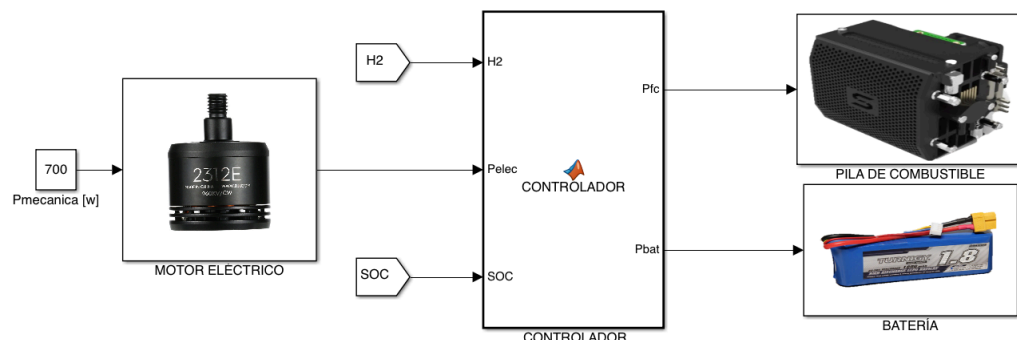


Figura 4-10: Modelo híbrido

Los resultados obtenidos son detallados a continuación con el fin de comparar y obtener una conclusión:

	Potencia	Tiempo de vuelo	
P_{hover}	294,6 W	260 s (batería agotada)	4,3 min

Tabla 4-10: Simulación sistema híbrido (12 V)

La potencia mínima estacionaria demandada por el motor dado el elevado peso del conjunto, resulta casi el doble de la potencia nominal capaz de proporcionar la pila, por lo que la batería desde el primer momento tendría que tratar de suplir el déficit de energía. Al ser la batería seleccionada de poca capacidad, es cuestión de 4,3 minutos el tiempo necesario para consumo total de su carga, sin dar pie en ningún momento a poder ser recargada por la pila de combustible. En ese momento, el sistema pasa a depender únicamente de la potencia de la pila, siendo esta de 150 W y sin llegar en ningún caso al mínimo necesario para el vuelo en estacionario. En este caso, no se ha considerado calcular los valores de autonomía para la potencia máxima puesto que la presente configuración del sistema no resulta eficiente en ningún caso.

Con estos resultados, se puede concluir que para sistemas pequeños como el simulado en el presente apartado, de 12 V, dado el desarrollo actual de la tecnología de las pilas de combustibles no resulta rentable para su funcionamiento. Estas celdas de combustible, para potencias inferiores, no están lo suficiente desarrolladas para una buena relación potencia-peso, haciendo los sistemas muy pesados e ineficientes para la potencia que pueden dar esos motores, sin lograr el aumento de autonomía tan demandado en estos vehículos aéreos.

Siguiendo el objetivo final del trabajo de demostrar la fiabilidad y eficiencia de la implantación de estos sistemas de pilas de combustible, se ha buscado otra alternativa. Se va a desarrollar el mismo proceso descrito anteriormente, pero para el doble de voltaje de funcionamiento, en este caso 24 V. Con esto, se tratará de demostrar finalmente la eficiencia del sistema para drones más grandes y potentes.

4.4.2 Segundo escenario de simulación

Antes de comenzar con el segundo escenario de simulación, es necesario describir el motor seleccionado para dar los 24 V de funcionamiento, el cual será empleado en ambos conjuntos. La empresa T-motor, establecida desde 2009, se dedica a proporcionar sistemas seguros de propulsión para UAVs y robots con tecnología avanzada, especializada en motores, ESC y hélices. Esta marca ocupa un importante lugar en este mundo tras 10 años de calidad y experiencia, ampliando su rango de aplicaciones a la fotografía aérea, industrial, agrícola y otras aplicaciones comerciales [30]. Así, el motor seleccionado será el T-Motor MN3510 (630), ajustándose a las necesidades de funcionamiento esperadas; a continuación, se detallan sus parámetros de funcionamiento:



Figura 4-11: T-MOTOR MN3510 (630)

T-MOTOR MN3510 (630)

KV (torque)	360 rpm/V
Potencia máxima	495 W
Resistencia	0,118 Ohm
Dimensiones	41,8x28,5 mm
Peso	97 g

Tabla 4-11: T-MOTOR MN3510 (630) [30]

4.4.2.1 Simulación del motor eléctrico y baterías a 24 V

De forma análoga al anterior apartado, se detallarán cada uno de los elementos seleccionados.

En este caso, se trabajará con baterías litio polímero con configuración 6S. De esta forma, la potencia de trabajo de todo el sistema estará en valores en torno a los 24 V, sin necesidad de tener que incluir un convertidor de corriente y ahorrando ese peso extra.

La batería empleada ha sido seleccionada en función del peso, de tal forma que la relación empuje-peso obtenida para el motor no quedara fuera de los límites de seguridad establecidos. La batería seleccionada que más se ajustaba era la LiPo 14000 mAh 80/120, cuyas características quedan detallados en la siguiente tabla:

Batería LiPo 14000mAh 80/120	
Configuración	6S
Capacidad por celda	14000 mAh
Resistencia	0,0008 Ohm
Voltaje	3,7 V
Capacidad de descarga C continua	85
Capacidad de descarga máxima	120
Peso	390 g

Tabla 4-12: Batería LiPo 14000 mAh

El controlador de velocidad seleccionado es el X-Controller XC4018BA V2, el cual permite la entrada al motor de forma continua de 40 A y máximo picos de 60 A; este ha sido seleccionado en vistas a dar más margen en caso de que se puedan dar lugar determinadas situaciones de mayor demanda por el motor.

Una vez detallados de forma individual los componentes del sistema seleccionados, así como sus características, se va a listar la suma de pesos totales del conjunto:

Conjunto motor eléctrico - batería (24 V)	
Cuerpo	556 g
Motor MN3510 (630) (x6)	582 g
ESC XC4018BA (x6)	192 g
Batería LiPo 14000mAh	2340 g
Total	3670 g

Tabla 4-13: Evaluación de pesos

Los datos obtenidos, en este caso, se asemejan a las cifras habituales comerciales de autonomía para los drones de baterías de estas características. Una vez configurado el software con los parámetros descritos anteriormente, el programa Ecalc proporciona los siguientes resultados de potencias mecánicas, en estacionario y máxima, demandadas para el funcionamiento:

	Potencia	Tiempo de vuelo	
P_{hover}	465 W	1420 s	23,6 min
P_{max}	1980 W	410 s	6,8 min

Tabla 4-14: Simulación motor eléctrico y batería (24 V)

Con la batería seleccionada se obtiene una relación empuje-peso de 2,2:1, haciendo el sistema seguro en el vuelo y un 20% más resistente ante posibles maniobras o condiciones atmosféricas adversas.

En este caso, el tiempo estimado por la herramienta Ecalc, coincide exactamente con los resultados obtenidos en Simulink® expuestos en la Tabla 4-14. La duración de la batería teórica calculada bajo esas condiciones de potencia estacionaria es de 26,5 minutos; siendo, de nuevo, ligeramente superior a la obtenida y siendo esta diferencia motivada por las pérdidas del proceso. El tiempo a máxima potencia sigue siendo muy reducido, pero no se trata de un dato relevante teniendo en cuenta que esa situación se produce al llevar el vuelo del vehículo hasta la situación más crítica, lo cual no es lo esperado en ningún caso, únicamente se podría llegar a dar de forma puntual y el sistema sería capaz de suplirlo sin inconveniente.

4.4.2.2 Simulación sistema híbrido a 24 V

Una vez configurado el sistema tradicional de motor eléctrico y batería; y obtenidos los resultados de autonomía, se procede a hacer lo mismo para el conjunto con la celda de combustible.

Las pilas de combustible seleccionadas en este caso, son de la empresa ya citada anteriormente, *Intelligent Energy*. Además de ser una de las empresas más importantes y desarrolladas en el mercado de esta tecnología, proporciona una fórmula específica para el consumo de sus pilas de combustible, dando gran fiabilidad en los datos obtenidos. Esta empresa ofrece pilas de combustible de 650 W, 800 W, y 1200 W; proporcionando información muy detallada de cada una de ellas, siendo de gran utilidad en la precisión de la simulación.

Para determinar la que sería la combinación óptima de pila de combustible y tanque, se realizaron simulaciones para cada una de las posibles combinaciones. Los resultados obtenidos se reflejan en la siguiente tabla:

Pila FC	Tanque de hidrógeno	Peso total del sistema	P_{hover} mecánica	Tiempo
FC 650W	60 g	3524 g	592,2 W	2500 s
FC 650W	90 g	3939 g	702 W	1650 s
FC 800W	60 g	3896 g	684 W	5350 s
FC 800W	90 g	4059 g	732 W	4895 s

Tabla 4-15: Simulación para diferentes combinaciones de pila de combustible y tanque de hidrógeno

El tiempo obtenido en las simulaciones, hace referencia al tiempo que el sistema puede funcionar de forma híbrida dando la potencia demanda por el motor. En el caso de las pilas de más potencia, su potencia nominal de trabajo será suficiente como para satisfacer por sí solas la potencia Hover del motor, prolongando su tiempo de vuelo en estacionario. Entre estas, podría ser lógico que aumentar el tamaño del tanque aumentara el tiempo de autonomía; pero, sin embargo, al incrementar tanto el peso del sistema, la potencia demandada es mayor y en consecuencia se reduce el tiempo de vuelo.

Con los resultados obtenidos tras la comparación realizada, el conjunto seleccionado como la configuración más óptima para realizar la simulación y la comparación con el sistema de motor y batería, es la pila de 800 W junto con el tanque de 60 gramos. Se detallan las características en la siguiente tabla [31]:



Figura 4-12: FC Intelligent Energy 800 W

Pila FC Intelligent Energy 800 W

Potencia nominal	800 W
Potencia máxima	1400 W
Voltaje de salida	19,6-25,2 V
Peso	930 g
Dimensiones	196x100x140 mm
Presión de trabajo	0,25 – 0,6 bar

Tabla 4-16: FC Intelligent Energy 800 W

El tanque de hidrógeno empleado será el mismo que los especificados anteriormente por lo que no serán detallados de nuevo (Tabla 4-7).

Para la elección del variador de velocidad, en este caso, se ha buscado un modelo más ajustado a las necesidades del motor con el objetivo, aún dentro de los requisitos necesarios y sin limitar su funcionamiento, de reducir todo lo posible el peso total del sistema. El controlador de velocidad seleccionado es el X-Controller XC3510BA, el cual permite la entrada al motor de forma continua de 30 A y máximos picos de 40 A.

A la hora de seleccionar la batería que apoye al funcionamiento del sistema, nos encontraremos frente a la misma situación de compromiso entre el peso y la capacidad. Habrá que comprobar hasta que punto compensa el aumento de capacidad en relación al consiguiente incremento del peso del sistema y con ello, de la potencia necesaria para el vuelo.

Así, tras el análisis de diferentes alternativas se ha optado como mejor opción de acuerdo a lo requerido, por la batería LiPo 4500 mAh 80/120, su relación peso-energía la sitúa como la más propensa al sistema. Optar por una batería de mayor capacidad aumentaría mucho el peso en relación con la energía que aporta además, la cual al mismo tiempo se vería perjudicada al aumentar la potencia mecánica de funcionamiento del sistema.

Batería LiPo 4500 mAh 80/120

Configuración	6S
Capacidad por celda	4500 mAh
Resistencia	0,0024 Ohm
Voltaje	3,7 V
Capacidad de descarga C continua	85
Capacidad de descarga máxima	120
Peso	126 g

Tabla 4-17: Batería LiPo 4500 mAh

Tras especificar los elementos del conjunto con sus particularidades, se detalla la relación de pesos a continuación:

Conjunto motor eléctrico, pila FC y batería (24 V)	
Cuerpo	556 g
Motor MN3510 (x6)	582 g
ESC XC3012BA (x6)	132 g
Batería LiPo 4500mAh	756 g
Pila FC Intelligent Energy	930 g
Regulador de hidrógeno	140 g
Tanque de hidrógeno (90 g)	800 g
Total	3896 g

Tabla 4-18: Evaluación de pesos

El peso total calculado, junto con el resto de parámetros, sirven de entrada en la herramienta Ecalc, obteniendo los siguientes resultados para los valores potencia mecánica del sistema:

	Potencia	Tiempo de vuelo	
P_{hover}	685 W	5350 s	89,1 min
P_{max}	1806 W	240 s	4 min

Tabla 4-19: Simulación motor eléctrico, pila de combustible y batería (24 V)

La relación de empuje-peso para la configuración adoptada es de 1,9:1, suficiente para proporcionar un vuelo seguro al vehículo. Para estas condiciones, el programa Ecalc estimaba un tiempo de autonomía en estacionario para la batería de 6,8 minutos. Al aplicar la simulación en Simulink® con el conjunto en paralelo con la pila de combustible, el tiempo total de vuelo se incrementa considerablemente, según lo esperado. La pila de combustible a régimen nominal proporciona una autonomía de 82 minutos y, una vez agotada, se prolonga el tiempo de vuelo hasta los 89 minutos, sumándole los minutos de descarga de la batería a 4,5 Ah; según lo estimado por Ecalc y corroborado con los resultados obtenidos.

En el caso de la potencia máxima, el máximo tiempo de descarga de la batería en esas condiciones será de 4 minutos. Una vez agotada, pasará a disponer únicamente de la potencia proporcionada por la pila en su régimen nominal, sin llegar a alcanzar tales valores máximos demandados. Análogamente al caso anterior, este dato es meramente orientativo y de poca aplicación ya que en cualquier caso se tratará de evitar llevar al motor hasta esos límites tan elevados de potencia.

5 RESULTADOS

5.1 Resultados

Con los datos obtenidos con los dos casos estudiados para ambos sistemas, se podría llegar a una clara conclusión; la tecnología de las pilas de combustible está en vía de desarrollo y en el punto de mira de muchas empresas en busca de la optimización de sus sistemas.

Las pilas de combustibles son sistemas pesados y esto resulta un importante inconveniente en su integración en sistemas de menor potencia, sin llegar a obtener los mejores resultados esperados. A día de hoy queda mucho por hacer, pero, en vista está que su implementación en sistemas de mayor tamaño, de mayor peso y potencia, resulta de gran eficacia en relación con el aumento de su autonomía de vuelo. En todo caso, se trata de encontrar el equilibrio entre la situación comprometida del peso y la potencia para así poder adquirir mejores resultados y aumentar la autonomía. Claro está, que la mejora de estos sistemas será exponencial en el momento en que las empresas sean capaces de fabricar pilas de combustible más livianas y potentes.

En la Figura 5-1, se han plasmado los resultados de autonomía para valores de potencia en estacionario en las diferentes simulaciones bajo condiciones de 12 V y 24 V. Se observa la notable diferencia entre ambos regímenes de trabajo, a favor del sistema de 24 V, y cabe destacar, el incremento de tiempo de vuelo con la integración del sistema híbrido en el conjunto de 24 V, alcanzando valores mucho mayores que ante cualquier otro caso.

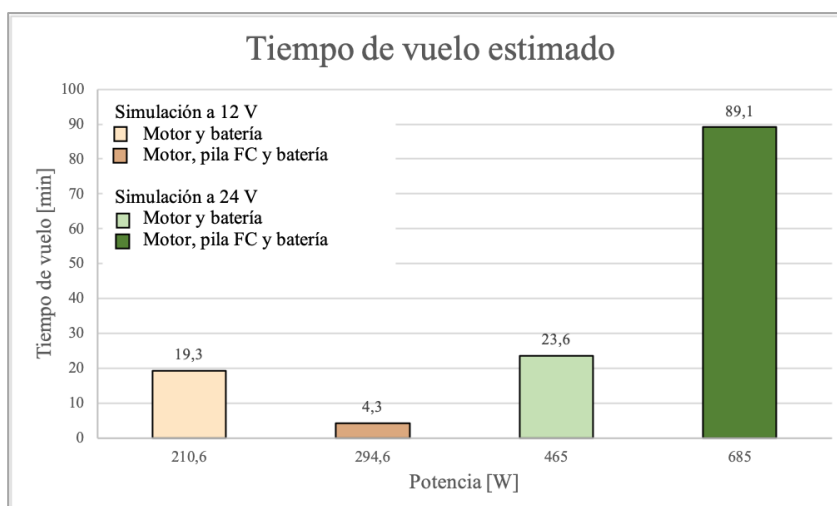


Figura 5-1: Resultados autonomía

En vista a los resultados, centrándonos en el sistema de 24 V y comparando ambos conjuntos, se puede decir que, con la implementación del sistema de propulsión por pilas de combustible, la autonomía del vehículo llega a aumentar hasta 3,7 veces a la proporcionada simplemente por la batería. Estos resultados resultan muy positivos y están en la línea de la autonomía prometida por las empresas en cabeza de desarrollo de esta tecnología.

5.2 Ciclo de potencia

Los resultados obtenidos con objetivo de estudiar la viabilidad del sistema, han sido calculados para una potencia estacionaria que permitiera el vuelo de forma segura y estable.

Una vez llegado a las conclusiones, se ha creado un patrón de ciclo de potencia para un vuelo simulado de un dron. El vuelo comienza desde una situación de reposo, incrementando la potencia gradualmente hasta llegar al máximo; una vez alcanzada la altura de vuelo, vuelve a estabilizar su potencia a régimen nominal. Desde este momento, se simulan situaciones de vuelo aleatorias con aumentos y descensos de potencia que serán consecuencias de las maniobras realizadas o de las condiciones meteorológicas a las que se enfrente. El patrón está realizado para un periodo de 500 segundos, de forma que se irá repitiendo secuencialmente en la simulación.

En la Figura 5-2 se representa gráficamente el ciclo de potencia descrito previamente. La parte verde por debajo de la línea del valor de potencia nominal, se corresponde con la zona de trabajo de la pila de combustible. Los picos desiguales de color azul representan aquellos periodos en los que, al disminuir la potencia, el exceso de energía producido por la pila de combustible será empleado para la recarga de la batería. Por el contrario, las zonas coloreadas en gris, representan los picos de potencia que pueden darse durante un vuelo durante situaciones puntuales y los cuales deben ser suplidos por la batería además de las celdas de combustible.

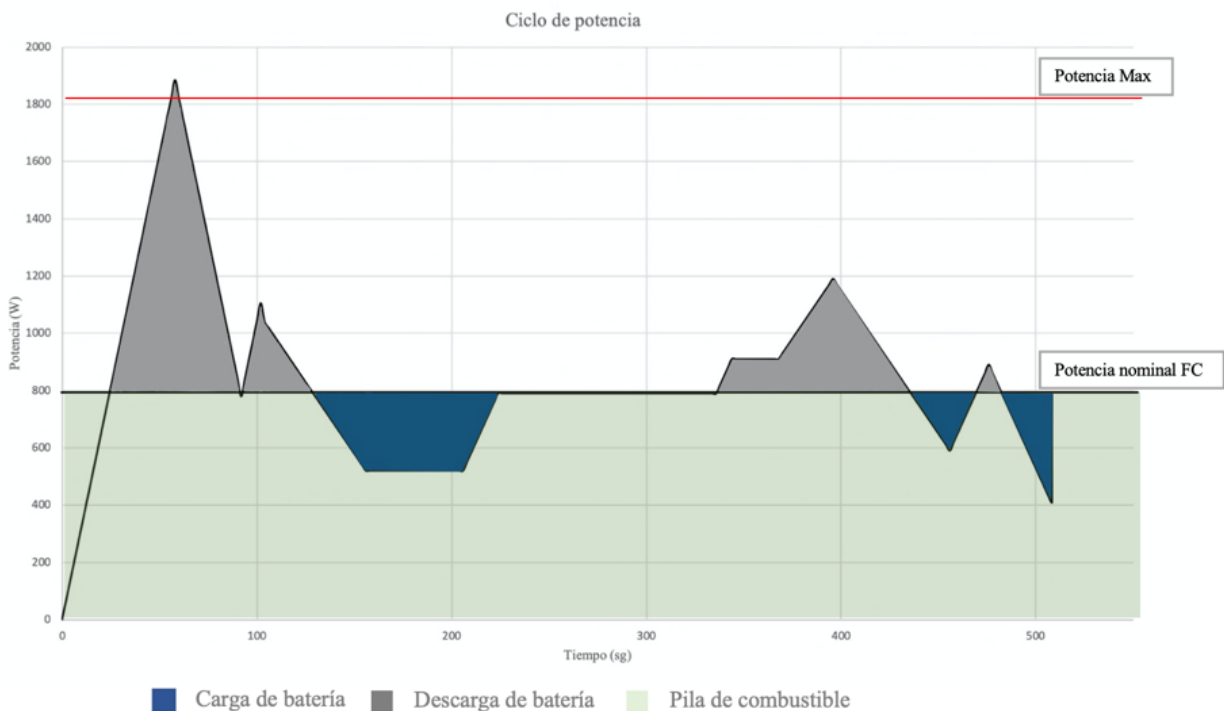


Figura 5-2: Ciclo de potencia

Dicho ciclo será implementado en Simulink® mediante el bloque “*Repeating Sequence*” y se repetirá tantas veces como permita el tiempo de simulación establecido. Estos valores variantes representarán la potencia de entrada en el modelo de pila de combustible y por ello se obtendrán salidas asociadas a esos cambios durante el tiempo de simulación del proceso.

Se realizó una simulación de 5000 segundos y a continuación se describirán los resultados obtenidos.

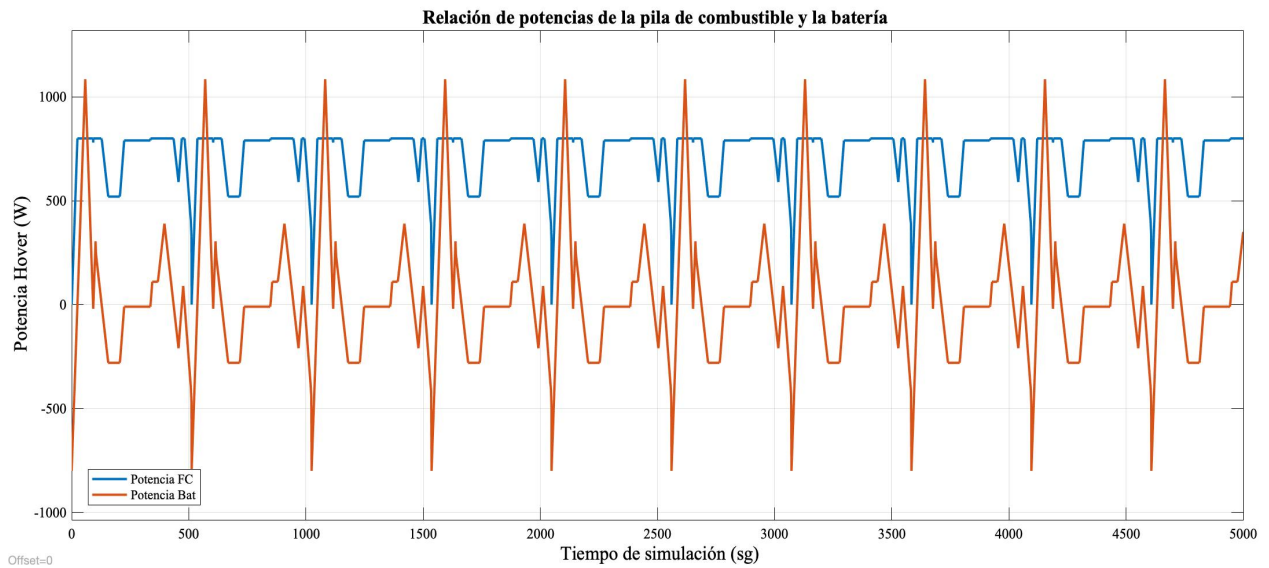


Figura 5-3: Potencia eléctrica de la pila de combustible y de la batería

Esta gráfica (Figura 5-3) representa de forma simultánea la potencia eléctrica demandada por el motor a la pila de combustible y a la batería a lo largo de cada segundo de simulación. Se observa como la pila de combustible (línea de color azul en la gráfica) nunca supera su nivel de potencia de régimen nominal, pero, cuando la potencia del motor disminuye, esta cede el exceso de potencia a la recarga de la batería, lo que queda reflejado en la gráfica como un descenso de potencia. La potencia de la batería, representada con la línea de color naranja, tomará valores positivos cuando se suma con la pila de combustible para alcanzar la potencia requerida por el motor. Sin embargo, los valores negativos representan los periodos de recarga por la pila de combustible, cuando no es necesaria la potencia de la batería para el funcionamiento del sistema.

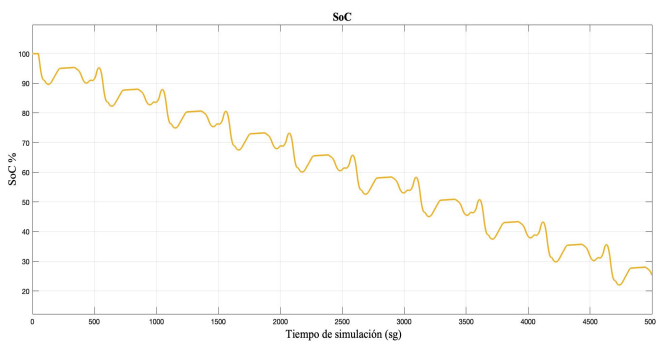


Figura 5-4: SoC de la batería

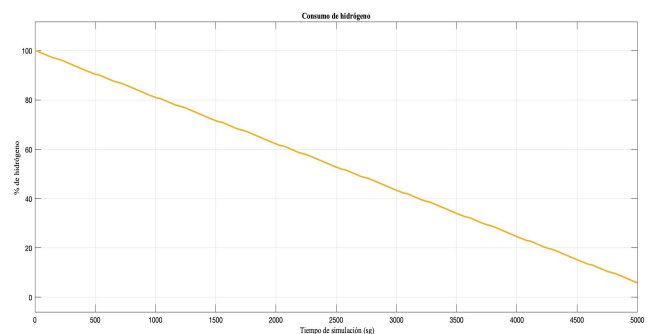


Figura 5-5: Consumo de hidrógeno del tanque

Estas graficas (Figura 5-4 y Figura 5-5) representan las condiciones de entrada en el controlador, simbolizan el estado de carga de la batería y la cantidad de hidrógeno en el tanque respectivamente. Estas entradas resultan claves para el control lógico que se produce en el controlador durante la secuencia. A la izquierda, en la Figura 5-4, representando el estado de carga de la batería; comienza la simulación al 100% y se va descargando o cargando en función de la potencia necesaria en cada momento de la simulación. La posible carga durante determinados instantes, prolonga la duración de la batería en comparación con una descarga bajo un régimen de potencia estándar. A la derecha, en la Figura 5-5, se representa de forma lineal el consumo de hidrógeno; la pila siempre funciona a régimen

nominal, independientemente de la situación, hasta consumir por completo los gramos de hidrógeno del tanque.

Con esta simulación no se obtienen resultados plenamente reales puesto que no se trata de un ciclo de vuelo real y además, se repite de forma periódica, lo cual no se corresponde con una situación realista; sin embargo, cumple el objetivo principal de simular incrementos y descensos de potencia demandada en el vuelo, permitiendo actuar plenamente con la máxima eficiencia al sistema de pilas de combustible, posibilitando la carga y descarga de las baterías y, de esa forma, prolongar aún más la autonomía en comparación con un vuelo a potencia estándar.

Así mismo, se ha aplicado el mismo ciclo de potencia al conjunto de motor y batería, para estudiar el comportamiento del sistema bajo un vuelo simulado con esas condiciones. En este caso, la simulación se ha realizado para un tiempo de 1150 segundos, tiempo en el que el estado de carga de la batería pasa a ser cero. La autonomía es menor en comparación al tiempo estimado en estacionario debido a los picos de potencia de mayor consumo a los que tiene que hacer frente la batería durante el ciclo. Se observan a continuación los resultados obtenidos:

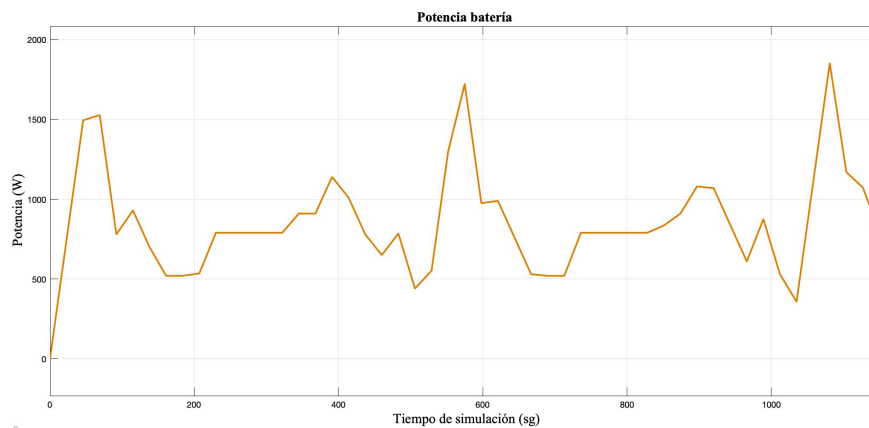


Figura 5-6: Potencia eléctrica de la batería

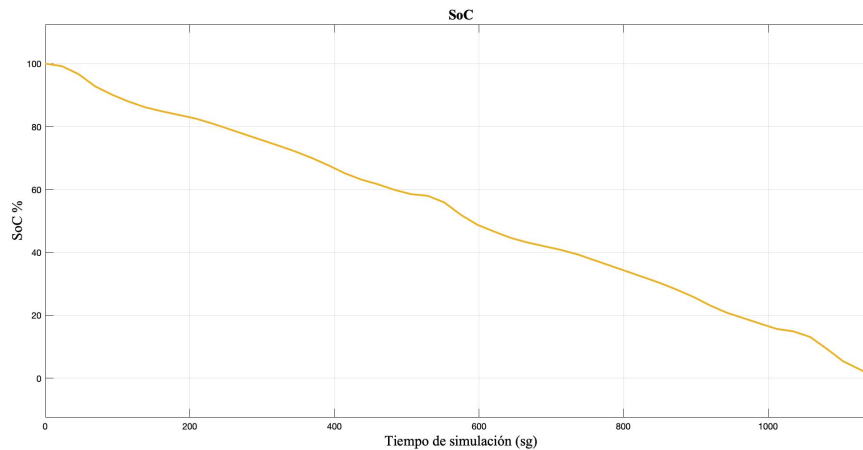


Figura 5-7: SoC de la batería

En la Figura 5-6 se observa el comportamiento de la batería, en este caso el ciclo de potencia de entrada se repite secuencialmente hasta agotar totalmente la carga de la batería.

5.3 Comparación de densidad energética

Las pilas de combustible se caracterizan por su elevada densidad energética en comparación con otras fuentes de energía. En caso de querer aumentar la autonomía del sistema de propulsión únicamente por baterías adicionales, implicaría tal aumento de peso en el sistema que no sería eficaz; en cambio, para conseguir el mismo resultado con el sistema de pilas de combustible, la relación

potencia-peso sería mucho más rentable, añadiendo un peso menor al sistema en comparación con las baterías. Esta imagen (Figura 5-8) es una comparación ilustrativa de ambos sistemas en función de la autonomía.





Autonomía	Baterías	Pilas de combustible
x horas		
x8 horas		

Figura 5-8: Comparación de las baterías y de las pilas de combustible en función de la autonomía [Fuente propia]

Con objetivo de verificar las conclusiones obtenidas de las simulaciones, se ha querido contrastar en un gráfico la densidad energética de las pilas de combustible de 150 W, 650 W y 800 W; en comparación con las baterías LiPo.

Se ha calculado el peso, a partir de los datos detallados con anterioridad, del conjunto para la pila de combustible junto con un tanque de 30 g de hidrógeno para cada uno de los casos. Cada sistema será capaz de generar un nivel de energía específico y este se compara con el que las baterías LiPo podrían llegar a alcanzar bajo las mismas condiciones de peso. Los resultados obtenidos quedan reflejados en la Tabla 5-1 inferior:

Pilas de combustible	Masa (g)	Energía FC (Wh)	Energía Batería LiPo 8 Ah
FC 150 W y tanque de 30 g H ₂	870 g	540 Wh	115,47 Wh
FC 650 W y tanque de 30 g H ₂	1210 g	2340 Wh	160,6 Wh
FC 800 W y tanque de 30 g H ₂	1330 g	2880 Wh	176,54 Wh

Tabla 5-1: Relación peso-energía de las baterías y pilas de combustible

Para una mejor apreciación del contraste de la densidad energética entre ambos sistemas se ha procedido a su representación gráfica:

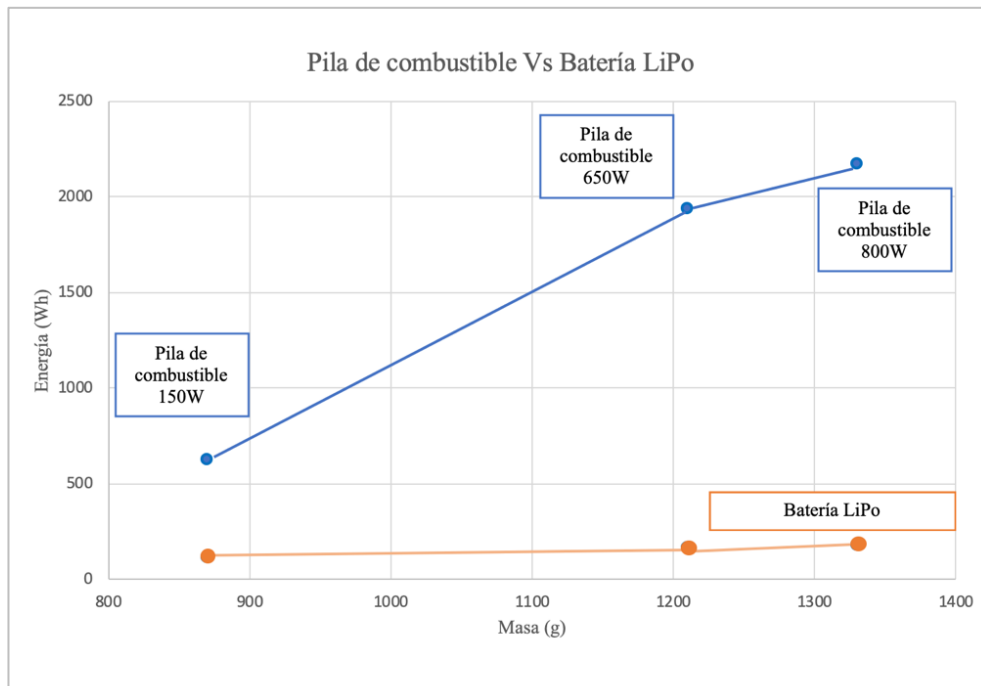


Figura 5-9: Comparativa de densidades energéticas

En línea con los resultados obtenidos y desarrollados previamente, en el gráfico de la Figura 5-9, se puede diferenciar la mayor densidad energética, con gran diferencia, de las celdas de combustible de mayor potencia en comparación con las baterías. Su tecnología está mucho avanzada y desarrollada en comparación con las de menor potencia como la de 150 W, cuya densidad energética sigue superando a las baterías, pero en mucha menor proporción.

Esto asegura nuevamente la mayor efectividad del sistema híbrido de propulsión para la integración en montajes más potentes.

5.4 Limitaciones

Una vez demostrada la viabilidad de la integración del sistema híbrido, así como las ventajas de autonomía que supone, es necesario tener en cuenta las limitaciones de funcionamiento bajo las que su operación queda condicionada.

El fabricante de estas pilas de combustible, además de detallar datos específicos sobre la pila empleada, proporciona unos rangos de valores de temperatura y altura de vuelo que certifican el correcto funcionamiento y con ello, el vuelo seguro de los vehículos aéreos. Habrá que tener en cuenta estos valores durante el vuelo para conseguir la máxima eficiencia. Conocer las condiciones de operación óptimas de funcionamiento del sistema, permitirá obtener los mejores resultados durante el vuelo, favoreciendo la permanencia en el aire y el aumento de autonomía.

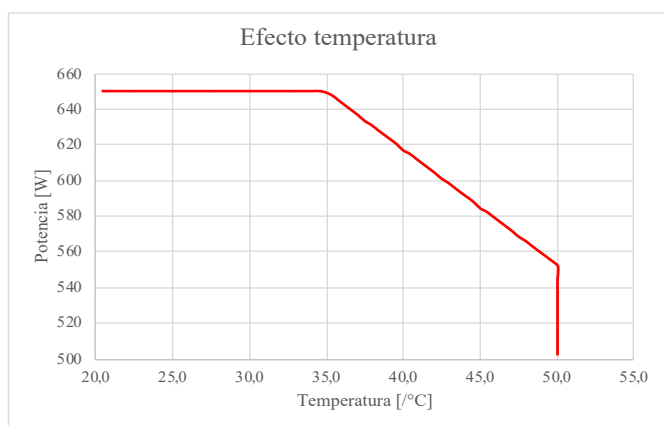


Figura 5-10: Efecto de la temperatura en las pilas de combustible

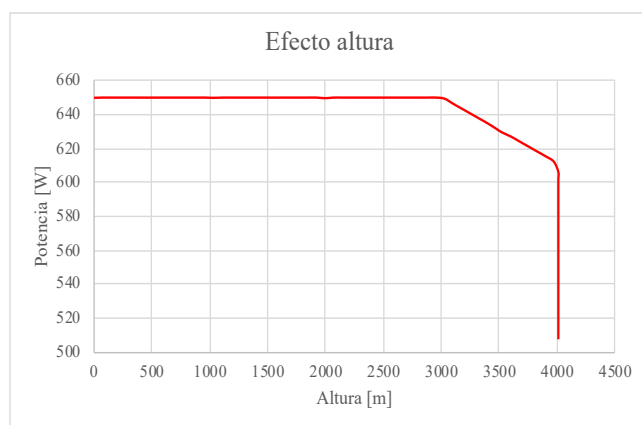


Figura 5-11: Efecto de la altura en las pilas de combustible

Como se puede observar en la gráfica de la Figura 5-10, el funcionamiento de estas pilas de combustible no se verá afectado por la temperatura en un rango de valores hasta los 35°C, siendo este el límite de temperatura de trabajo óptimo; a partir de este valor, el incremento de temperatura provocará un descenso gradual del 15% de la potencia del sistema, hasta alcanzar el máximo permitido para funcionamiento a los 50°C. Esta temperatura refleja el límite máximo de funcionamiento recomendado por el fabricante, el cual no debe ser alcanzado durante la operación del sistema.

En la gráfica de la Figura 5-11, se observa el efecto de la altura de vuelo en relación con la potencia de la pila. La altura no será un factor de influencia hasta los 3000 metros; sin embargo, el incremento de altura de vuelo por encima de este valor, se verá reflejado como una disminución gradual del 6% en la potencia, hasta el máximo techo de 4000 metros. No está contemplado el funcionamiento de estas pilas de combustible por encima del techo máximo.

Dados los datos descritos, la temperatura tendrá mayor influencia en el rendimiento del sistema y será un valor a tener en cuenta en busca del óptimo funcionamiento del conjunto; sin embargo, la altura será considerado un factor de relevancia en aquellas aplicaciones que demanden un techo de vuelo mayor.

6 CONCLUSIONES Y LÍNEAS FUTURAS

6.1 Conclusiones

El presente Trabajo de Fin de Grado propuso como principal objetivo el estudio de la viabilidad de la integración de un sistema de propulsión híbrido, formado por pilas de combustible a bordo de los vehículos aéreos no tripulados. La plataforma seleccionada para el estudio se trata de un multirrotor de tipo hexacóptero y las simulaciones de funcionamiento han sido llevadas a cabo bajo el entorno del software Matlab/Simulink®. Se han obtenido las siguientes conclusiones:

- Se ha desarrollado de forma satisfactoria un modelo teórico para la planta eléctrica de propulsión de un UAV de tipo multirrotor alimentado por baterías, y de forma alternativa, para un sistema híbrido de batería y pila de combustible. Todo ello se ha realizado basándose en ecuaciones de diferentes autores y en datos experimentales proporcionados por fabricantes, los cuales han sido tratados, con el objeto de obtener ecuaciones que los parametricen.
- Todas las ecuaciones, fueron implementadas bajo el entorno de Simulink®, con el objeto de conseguir modelos funcionales de cada uno de los elementos del sistema. Finalmente se elaboró un modelo global del sistema que permitiera realizar la simulación de funcionamiento del conjunto. La implementación ha sido satisfactoria, obteniendo un modelo de Simulink® totalmente funcional y configurable. La generación de este modelo genérico, asimismo, permitió el estudio de funcionamiento bajo cualquier situación de demanda de potencia.
- Se llevó a cabo unas primeras simulaciones para un multirrotor de tipo hexacóptero para un ciclo teórico de 12 V. Se obtuvieron los primeros resultados de autonomía bajo esas condiciones. Fueron realizadas para un sistema convencional únicamente con baterías LiPo de 8 Ah y para un sistema híbrido formado por; baterías LiPo de 1,8 Ah, pila de combustible de 150 W y tanque de hidrógeno con 60 gramos de capacidad. Dadas las características del conjunto, los resultados obtenidos no resultaron favorables. Los valores de autonomía finales para el sistema híbrido eran menores que para el sistema por baterías, por lo que, en ningún caso, resultaría viable su implementación dada su baja eficiencia de funcionamiento y el tiempo reducido de autonomía.
- Con estos resultados, se procedió a la optimización y mejora del sistema anterior empleando un sistema de 24 V. Se realizaron las mismas simulaciones que las estudiadas en el caso anterior, obteniendo nuevos resultados. En este caso, el primer conjunto estaba formado por un sistema de baterías LiPo de 14 Ah y el sistema híbrido, por baterías LiPo de 4,5 Ah, pila de combustible de 800 W y tanque de hidrógeno de 60 gramos. Esta vez, los datos de autonomía obtenidos triplicaban los alcanzados en comparación con los sistemas convencionales de baterías litio-polímero. Estos resultados resultan muy positivos, permitiendo una permanencia

de vuelo mayor y con ello, el aumento del área de cobertura, mejorando las capacidades de operación del sistema. De forma adicional, estos resultados, no solo corroboraban la viabilidad de la integración del sistema híbrido a bordo de los UAVs, además, demostraban la mayor eficiencia a bordo de sistemas más potentes y de mayor peso.

- Las cifras obtenidas de autonomía tras la integración del sistema híbrido, se sitúan a la altura de los niveles de autonomía promocionados por las empresas pioneras a día de hoy en el mercado. Si bien, estos resultados podrían verse afectados por efectos de temperatura y altura de vuelo. Bajo efectos de temperatura, los sistemas híbridos en condiciones de trabajo por encima de 35°C, pueden llegar a reducir hasta un 15% la potencia de trabajo y, del mismo modo, hasta un 6% con vuelos por encima de un techo 3000 metros. Serán factores a considerar con objeto de obtener la mayor eficacia en el funcionamiento. La demostración de la viabilidad de funcionamiento y los resultados obtenidos, resultan de gran interés para el progreso de esta tecnología, posibilitando el aumento de la capacidad operacional y la versatilidad en las aplicaciones de uso.

6.2 Líneas futuras

El empleo de aviación no tripulada de forma remota, como dijo el actual Comandante de la 11ª Escuadrilla de la Armada Española, *“ya esta aquí y ha venido para quedarse”*. El avance de esta tecnología está en pleno desarrollo y con mucho que hacer por delante. A lo largo del desarrollo del trabajo se han identificado puntos de estudio como posibles líneas futuras que resultarían de gran importancia en el avance y desarrollo de esta tecnología.

- Mejora de la relación potencia-peso de las pilas de combustible. Las pilas de combustible son sistemas pesados y, aunque empresas pioneras han mejorado considerablemente la relación potencia-peso, todavía está por mejorar especialmente en las celdas menos potentes. La integración de sistemas más livianos a bordo de UAVs, aumentaría aún más la eficiencia y rentabilidad de funcionamiento.
- Mejoras en el almacenaje del hidrógeno. En esta misma línea se encuentran los tanques de combustible, el almacenamiento del hidrógeno, resulta uno de los temas más preocupantes y supone uno de los mayores desafíos al hablar de la economía del hidrógeno. La técnica elegida para el presente proyecto es el hidrógeno comprimido en tanques a alta presión pese al alto coste y exigencia del proceso; sin embargo, el estudio de técnicas alternativas podría suponer grandes ventajas en el avance de estos sistemas. La nanotecnología es una técnica de almacenamiento en creciente desarrollo, actualmente puede realizar importantes contribuciones para atender al desafío de una energía limpia a gran escala. Investigadores del *Helmholtz Center Geesthacht*, centro de investigación científica basada en Alemania, están desarrollando sistemas de almacenamiento de hidrógeno basados en hidruros de metales ligeros. Para comprender el alcance de esta tecnología, los expertos ilustraron comparando con el siguiente ejemplo: *“Para cinco kilogramos de hidrógeno almacenados en un comprimido a alta presión, se requiere un tanque de 122 litros; mientras que un tanque basado en hidruro de magnesio requiere un volumen de 46 litros”* [32]. Este ejemplo refleja el alcance esta tecnología, su aplicación a menor escala supondría un gran progreso hacia el objetivo de hacer estos sistemas más livianos en la constante búsqueda del aumento de autonomía.
- Desarrollo de un sistema de propulsión híbrido real a partir del modelo elaborado para la simulación. Una vez demostrada la validez del sistema bajo la simulación y detallados los elementos integrantes del conjunto, sería posible el diseño del sistema de propulsión de celdas de combustible y su integración a bordo de un UAV real. De esta forma, se podría llevar a

cabo un vuelo bajo determinadas condiciones, así como la consiguiente obtención de datos de potencia reales. La plataforma desarrollada resultaría objeto de estudio para la integración a bordo de la Armada Española. El empleo de estos sistemas híbridos en vehículos aéreos no tripulados en la Armada, supondría el aumento de sus capacidades de operación; facilitando las acciones de patrulla, vigilancia o rescate en mayores áreas de cobertura durante un tiempo prolongado, sin necesidad de poner en riesgo vidas humanas ante situaciones comprometidas y con mayor efectividad en los resultados. Resultaría el paso a tomar para seguir en línea con el crecimiento global de esta tecnología y el desarrollo de las potencias militares.

7 BIBLIOGRAFÍA

- [1] HispaDrones, «¿Qué es un dron?,» Enero 2019. [En línea]. Available: hispadrones.com. [Último acceso: Febrero 2021].
- [2] Mathworks, [En línea]. Available: es.mathworks.com. [Último acceso: Febrero 2021].
- [3] E. Grueso, «Empleo de UAV en la Armada Española. ¿Concepto o capacidad militar?,» *Revista general de marina*, 2011.
- [4] B.O.E, «REGLAMENTO DE EJECUCIÓN (UE) 2019/947 DE LA COMISIÓN de 24 de mayo de 2019 relativo a las normas y los procedimientos aplicables a la utilización de aeronaves no tripuladas,» 2019. [En línea]. Available: www.boe.es. [Último acceso: Febrero 2021].
- [5] AESA, «Agencia Estatal de Seguridad Aérea,» [En línea]. Available: oneair.es.
- [6] Ministerio de Fomento, «Plan estratégico para el desarrollo del sector civil de drones en España 2018-2021,» [En línea]. Available: www.fomento.gob.es. [Último acceso: Febrero 2021].
- [7] A. García Santamaría, «La undécima escuadrilla. Una gran apuesta para el futuro de misiones ISR,» *Revista general de marina*, 2021.
- [8] E. Villarejo, «Scan Eagle: modernización de los diez drones de la Armada a partir de 2021,» 05 octubre 2020. [En línea]. Available: abcblogs.abc.es. [Último acceso: febrero 2021].
- [9] Ember climate, «EU Power Sector in 2020,» [En línea]. Available: ember-climate.org. [Último acceso: Febrero 2021].
- [10] Ballard, «Advanced Propulsion for Small Unmanned Aerial Vehicles,» 2017. [En línea]. Available: ballard.com. [Último acceso: Febrero 2021].
- [11] Chinese Journal of Aeronautics, «Review of hybrid electric powered aircraft, its conceptual design and energy management methodologies,» 2020. [En línea]. Available: www.sciencedirect.com. [Último acceso: Enero 2021].
- [12] F. Javier, «Drones en la industria,» 23 septiembre 2019. [En línea]. Available: controldron.com. [Último acceso: 2021].

- [13] Doosan, «RPASDRONES,» 2020. [En línea]. Available: rpas.drones.com. [Último acceso: Febrero 2021].
- [14] U. de Santander, «Diseño y construcción de un banco de prácticas en motores eléctricos,» 2010. [En línea]. Available: <http://tangara.uis.edu.co/biblioweb/tesis/2010/133923.pdf>. [Último acceso: Enero 2021].
- [15] J. Fraile Mora, Máquinas eléctricas, Madrid: McGrawHill, 2008.
- [16] E. de Ingeniería Industrial de Barcelona, «Métodos de estimación del estado de carga de baterías electroquímicas,» 2017. [En línea]. Available: www.etseib.upc.edu. [Último acceso: Enero 2021].
- [17] J. Larminie, Electric Vehicle Technology Explained, UK: Wiley, 2012.
- [18] U. Carlos III de Madrid, «Pilas de combustible, diapositivas,» [En línea]. Available: ocw.uc3m.es. [Último acceso: Diciembre 2020].
- [19] U. de Sevilla, «Modelado y simulación de una pila de combustible de tipo carbonato fundido con un reformador de gas natural,» 2006. [En línea]. Available: bibing.us.es. [Último acceso: 2020 Diciembre].
- [20] J. Larminie, Fuel Cell Systems Explained, 2003.
- [21] V. Alfonsín Pérez, *Tecnología de hidrógeno y pilas de combustible*.
- [22] U. Autónoma de Madrid, «El Hidrógeno como vector energético: mucho hecho pero casi todo por hacer,» 2019. [En línea]. Available: www.encuentros-multidisciplinares.org. [Último acceso: Enero 2021].
- [23] F. Náutica de Barcelona, «Hidrógeno. Estudio de sus propiedades y diseño de una planta de licuado.,» 2011. [En línea]. Available: <https://core.ac.uk>. [Último acceso: Enero 2021].
- [24] E. Universidad de Sevilla, «Energética del hidrógeno. Contexto, estado actual y perspectivas del futuro.,» 2005. [En línea]. Available: <http://bibing.us.es>. [Último acceso: Enero 2021].
- [25] E. Universidad de Sevilla, «Estado del arte de sistemas de compresión de Hidrógeno a alta presión,» 2015. [En línea]. Available: bibing.us.es. [Último acceso: Enero 2021].
- [26] Ó. Santiago, «Almacenamiento de hidrógeno comprimido: tipos de tanques.,» 22 octubre 2017. [En línea]. Available: apilados.com. [Último acceso: Diciembre 2020].
- [27] DJI, «Flame Wheel Arf Kit,» [En línea]. Available: dji.com. [Último acceso: Febrero 2021].
- [28] Ecalc, «Reliable electric drive simulations,» [En línea]. Available: ecalc.ch. [Último acceso: Febrero 2021].
- [29] Fuel Cell Store, «FuelCellStore,» [En línea]. Available: fuelcellstore.com. [Último acceso: Febrero 2021].
- [30] T-Motor, «T-motor. The safer propulsion system,» [En línea]. Available: store-en.tmotor.com.
- [31] Intelligent Energy, «IE-Soar 800W,» 2020. [En línea]. Available: intelligent-energy.com. [Último acceso: Febrero 2021].
- [32] Electrive, «World Energy Trade,» 10 Enero 2020. [En línea]. Available: worldenergytrade.com. [Último acceso: Febrero 2021].

- [33] J. Romero González, *Diseño de un generador eléctrico mediante hidrógeno eólico y pila de combustible en la ENM*, Pontevedra, 2014.
- [34] V. Alfonsín Pérez, *Modelización de Sistemas Energéticos Híbridos con Hidrógeno como Vector Energético*, Vigo, 2015.
- [35] E. de Organización Industrial, «Pilas de combustible: concepto y estado tecnológico,» 2014. [En línea]. Available: static.eoi.es. [Último acceso: Diciembre 2020].
- [36] U. de Cantabria, «Máquinas asíncronas,» 2008. [En línea]. Available: web.unican.es. [Último acceso: Enero 2021].
- [37] A. Moreno Cózar, *Simulación y validación de un modelo de vehículo eléctrico para futuras aplicaciones en el ámbito militar*, Pontevedra, 2015.
- [38] E. T. S. de Ingeniería Industrial, «Cálculo del estado de carga en baterías de plomo-ácido: diseño y validación experimental,» 2016. [En línea]. Available: www.unavarra.es. [Último acceso: Enero 2021].
- [39] U. de Sevilla, «Análisis económico de un sistema de almacenamiento para la disminución de desvíos de producción en un parque eólico,» [En línea]. Available: www.etsi.us.es. [Último acceso: Enero 2021].
- [40] M. Asíncronos Trifásicos, «My Electronic,» 2001. [En línea]. Available: <http://myelectronic.tonohost.com>. [Último acceso: enero 2021].
- [41] J. M. Liaño, *Desarrollo de un sistema de control para UAV con capacidad ATOL entre lanchas de instrucción de la Escuela Naval Militar*, Pontevedra, 2015.
- [42] S. Mohamed Gadalla, «Analysis of a hydrogen fuel cell-PV power system for small UAV,» *ScienceDirect*, 2016.
- [43] O. Emre, Y. Gorkem, E. Selcuk y K. T. Hikmet, «Evaluation of design methodology, limitations, and iterations of a hydrogen fuelled hybrid fuel cell mini UAV,» *ScienceDirect*, 2020.
- [44] D. V. Andrew Gong, «Fuel cell propulsion in small fixed-wing unmanned aerial vehicles: Current status and research needs,» *ScienceDirect*, 2017.

ANEXO I: CÓDIGO DEL CONTROL LÓGICO DEL CONTROLADOR

Con el siguiente Anexo se expone el código lógico elaborado en Simulink® para el control del funcionamiento del sistema de propulsión híbrido por pilas de combustible y baterías. Este ha sido implementado en un bloque “Matlab Function” con una secuencia lógica de “if-else” en base al diagrama descrito anteriormente (Figura 3-39).

```
function [Pfc, Pbat] = CONTROLADOR (H2, Pelec, SOC)

PfcNOM = 800;
H2min = 0;
SOCmin = 0;
Pho = 768;

%Lo primero es comparar si la potencia requerida es menor de la que puede
proporcionar la pila con su potencia de trabajo.

if Pelec < PfcNOM
    if H2 > H2min %Comprobación el estado de la cantidad del hidrógeno
        if PfcNOM - Pelec > 0
            if SOC < 100 %Comprobar el estado de carga para no sobrecargar la
batería
                Pfc = Pelec
                Pbat = Pelec - PfcNOM
            else
                Pfc = Pelec
                Pbat = 0
            end
        else
            Pfc = Pelec
            Pbat = 0
        end
    else
        if SOC > SOCmin %Comprobación del estado de carga de la batería
            if SOC > 1.25 * SOCmin
                Pfc = 0
                Pbat = Pelec
            else
                Pfc = 0
                Pbat = Pho
            end
        else
            Pfc = 0
            Pbat = 0
        end
    end
else %En caso de que la potencia requerida sea mayor que la nominal de la pila,
la batería complementará el déficit hasta alcanzar la potencia deseada.
    if H2 > H2min
        if SOC > SOCmin
            Pfc = PfcNOM
            Pbat = Pelec - Pfc
        else
            Pfc = PfcNOM
            Pbat = 0
        end
    end
end
```

```
    end
else
    if SOC > SOCmin
        if SOC > 1.25 * SOCmin
            Pfc = 0
            Pbat = Pelec
        else
            Pfc = 0
            Pbat = Pho
        end
    else
        Pfc = 0
        Pbat = 0
    end
end
end
end
```

ANEXO II: RESULTADOS OBTENIDOS EN ECALC

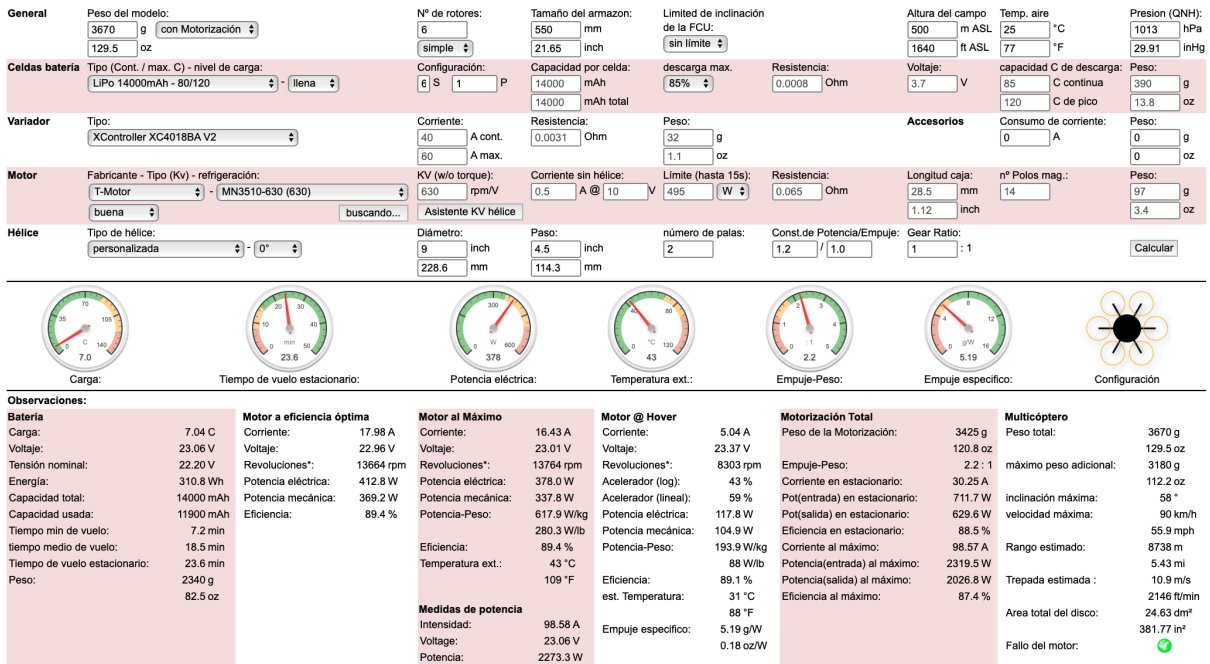


Figura A2 - 1 : Resultados Ecalc para la simulación de motor eléctrico y batería a 24 V



Figura A2 - 2: Resultados Ecalc para la simulación de motor eléctrico, pila de combustible y batería a 24 V