

Trabajo Fin de Grado

Grado en Ingeniería Aeroespacial

Diseño y modelado de la arquitectura eléctrica de un eVTOL utilizando baterías y pila de combustible

Autor: Juan Pedro Pérez Marinetto

Tutor: María Angeles Martín Prats

Dpto. Ingeniería Electrónica
Escuela Técnica Superior de Ingeniería
Universidad de Sevilla

Sevilla, 2024



Trabajo Fin de Grado
Grado en Ingeniería Aeroespacial

Diseño y modelado de la arquitectura eléctrica de un eVTOL utilizando baterías y pila de combustible

Autor:

Juan Pedro Pérez Marinetto

Tutor:

María Angeles Martín Prats

Profesor Titular

Dpto. Ingeniería Electrónica
Escuela Técnica Superior de Ingeniería
Universidad de Sevilla

Sevilla, 2024

Trabajo Fin de Grado: Diseño y modelado de la arquitectura eléctrica de un eVTOL
 utilizando baterías y pila de combustible

Autor: Juan Pedro Pérez Marinetto

Tutor: María Angeles Martín Prats

El tribunal nombrado para juzgar el trabajo arriba indicado, compuesto por los siguientes profesores:

Presidente:

Vocal/es:

Secretario:

acuerdan otorgarle la calificación de:

El Secretario del Tribunal

Fecha:

Agradecimientos

A mis padres, por apoyarme durante todo este proceso que tantos lamentos y alegrías me ha dado. A mis amigos de siempre, por ser mi apoyo desde el principio y haber celebrado todos mis logros como si fuesen los suyos, y a la gente que he conocido desde que entré en la universidad, que han hecho de estos cinco años, una etapa que recordaré con cariño toda la vida.

Juan Pedro Pérez Marinetto
Sevilla, 2024

Resumen

El objetivo de este estudio es el diseño y simulación de un modelo de arquitectura eléctrica para un eVTOL. Para conseguir ese objetivo, se ha analizado el estado del arte de los eVTOL, describiendo los diferentes tipos que existen y el modelo de misión típica de estas aeronaves. Seguidamente, se han estudiado las características de las diferentes tipologías de arquitecturas eléctricas y en base a este análisis, se ha definido la tipología de alimentación, siendo esta por generación híbrida con pila de combustible y batería. A continuación, se ha procedido a dimensionar las fuentes de energía de forma que sean capaces de soportar una misión interurbana de un eVTOL multirotor. Se han diseñado los convertidores asociados a las fuentes definidas, junto a las tensiones que forman los buses del circuito, y una vez modelado el circuito, se ha simulado un perfil de vuelo en el que la carga sometida a cada fuente se ha cuantificado en base al grado de hibridación de cada fase.

Abstract

The objective of this study is the design and simulation of an electrical architecture model for an eVTOL. To achieve this objective, the state of the art of eVTOLs has been analysed, describing the different types that exist and the typical mission model of these aircrafts. Next, the characteristics of the different types of electrical architectures have been studied, and, on the basis of this analysis, the power supply typology has been defined, this being by hybrid generation with fuel cell and battery. The energy sources were then sized so that, they are capable of supporting a multi-rotor eVTOL intercity mission. We have designed the converters associated with the defined sources, together with the voltages that form the circuit buses, and once the circuit has been modelled, a flight profile has been simulated in which, the load subjected to each source has been quantified on the basis of the degree of hybridisation of each phase.

Índice

<i>Resumen</i>	III
<i>Abstract</i>	V
1 Introducción	1
1.1 Características generales y estado del arte de los eVTOL	1
1.2 Clasificación de los eVTOL	2
1.2.1 Clasificación por rango	2
1.2.2 Clasificación por arquitectura	2
VTOL sin ala o multihélices	2
"Lift + cruise"	3
VTOL de empuje dirigido	3
1.3 Perfil general de misión	4
2 Análisis comparativo de arquitecturas eléctricas y convertidores en aeronaves VTOL	7
2.1 Tipología de las arquitecturas eléctricas usadas en aeronaves VTOL	7
2.1.1 Arquitecturas puramente eléctricas	7
Modelo DC	7
Modelo AC	8
2.1.2 Arquitectura turbo-eléctrica	8
2.1.3 Arquitectura híbrida	8
2.1.4 Comparación de arquitecturas	9
Comparación potencia-energía	9
Comparativa en términos de rango	10
2.1.5 Conclusiones	11
Arquitecturas con generación puramente eléctrica	12
Arquitecturas con generación híbrida motor-batería	12
Arquitecturas con generación turbo-eléctrica	12
Arquitecturas con generación híbrida pila de combustible-batería	12
3 Diseño de distribución eléctrica de eVTOL	15
3.1 Arquitectura eléctrica del circuito	15
3.2 Pila de combustible	16

3.2.1	Principios de funcionamiento de una pila de combustible	16
3.2.2	Tensión generada por una pila de combustible	16
3.3	Dual Active Bridge	18
3.4	Batería	19
3.4.1	Características de las baterías y aplicaciones en los eVTOL	19
3.5	Convertidor Buck	20
3.6	Diseño del circuito	21
3.6.1	Potencias del circuito	21
	Ehang 184	21
3.6.2	Perfil de Misión	22
3.7	Implementación en <i>Simulink</i>	23
3.7.1	Definición de la batería y de la pila de combustible	23
3.7.2	Convertidores	24
	Convertidor Buck	25
	Cálculo de la bobina (L)	26
	Cálculo del condensador (C)	26
	Convertidor DAB	27
3.7.3	Perfil de cargas	31
4	Resultados de la simulación	33
5	Conclusiones	37
6	Líneas futuras del estudio	39
	<i>Índice de Figuras</i>	41
	<i>Índice de Tablas</i>	43
	<i>Bibliografía</i>	45

1 Introducción

1.1 Características generales y estado del arte de los eVTOL

Se le define eVTOL a los vehículos capaces de despegar y aterrizar de forma vertical, siendo sus siglas en inglés (*Electric Vertical Take-Off and Landing*). Estos vehículos están llamados a ser la solución a problemas actuales como la congestión del tráfico terrestre, al ser capaces de cumplir la función de taxi aéreo, portador de mercancías o vehículo de transporte personal [18]. Se estima que mediante un sistema de "vertipuertos" distribuidos en una ciudad, estas aeronaves "nos permitirían desplazarnos de una forma entre 2 y 6 veces más rápida en entornos urbanos que de manera convencional" [21]. Además, dado que son más silenciosos que los helicópteros convencionales, se convierten en una opción más adecuada para las zonas más masificadas.

Otro factor clave en el impulso en el desarrollo de los eVTOL son sus bajas emisiones. Al ser vehículos que en un futuro adquirirán relevancia, las empresas están invirtiendo en el desarrollo de modelos puramente eléctricos [3].

En general, todas las aeronaves de esta tipología tienen un sistema de propulsión eléctrica distribuida, lo que les permite cumplir con restricciones de seguridad al conseguir un sistema más tolerante a fallos en las fases de vuelo más comprometidas [3]. Este reparto de la propulsión reduce la resistencia aerodinámica de la aeronave. Además, al usar motores eléctricos, más eficientes que los motores de combustión voluminosos, se consigue que la aeronave en conjunto sea más eficiente [21]. La posición o modelo de motor es lo que nos permite diferenciar a un tipo de eVTOL de otro. Esto se verá en el capítulo siguiente (Sección 1.2)

Debido al auge de estas aeronaves, la EASA ha publicado unas regulaciones de certificación para todo eVTOL que opere en espacio aéreo europeo con el nombre de: *Special Condition for Vertical Take-off and Landing Aircraft* (SC-VTOL). En esta normativa se definen las especificaciones técnicas para VTOL tripulados no presurizados con una velocidad de Mach máxima de 0.6. Entre la normativa destacan las siguientes especificaciones:

- Estos vehículos tienen que tener una capacidad máxima de 9 pasajeros.
- Su máximo MTOM (*Maximum Take-Off Mass*) es de 3175kg

- Durante las fases más comprometidas de vuelo debe haber al menos 2 dispositivos propulsores en funcionamiento. [4]

1.2 Clasificación de los eVTOL

A la hora de clasificar, podemos hacerlo de dos formas distintas, ya sea teniendo en cuenta su rango o el tipo de aeronave del que se trate.

1.2.1 Clasificación por rango

Distinguimos dos tipos:

- **UAM** (Urban Air Mobility): Aeronaves con un rango de 5-40 km, usados para misiones intraurbanas, que operan a una velocidad de vuelo entre 70-120 km/h.
- **RAM** (Regional Air Mobility): Aeronaves con un rango de 100-300 km, con la capacidad de conectar zonas interurbanas, y una velocidad de vuelo de mas de 200km/h. [11]

1.2.2 Clasificación por arquitectura

Aplicando este criterio, vamos a clasificar los vehículos dependiendo de la distribución y tipología de sus motores.

VTOL sin ala o multicopteros

En este grupo se incluyen las aeronaves sin ala equipadas con múltiples rotores. Tienen una configuración simple y una alta eficiencia en las fases de despegue, aterrizaje y planeo [8]. Estos VTOL tienen un bajo peso, dado que carecen de contribución a la masa total del ala. Cuentan con una gran superficie de barrido de disco, traduciéndose en una baja carga de disco (estos términos se describirán en el siguiente punto Sección 1.3). No obstante, su eficiencia en vuelo crucero es limitada, por lo que se emplean principalmente en trayectos de UAM o misiones de corta distancia.



Figura 1.1 Ehang 216: VTOL multicoptero.

"Lift + cruise"

Estas aeronaves tienen propulsores independientes para el ascenso y para el crucero. Puesto que, a diferencia de los multirrotores, estas aeronaves tienen equipada un ala, consiguen así una mayor eficiencia en la fase de crucero. Además, poseen unos motores con menor cantidad de hélices y menor cuerda en ellas, con el fin de reducir su resistencia aerodinámica. No obstante, esto repercute en su acústica, ocasionando altas emisiones de ruido.



Figura 1.2 CityAirbus NextGen-eVTOL: VTOL L+C.

VTOL de empuje dirigido

Este grupo está conformado por 3 tipos de aeronaves:

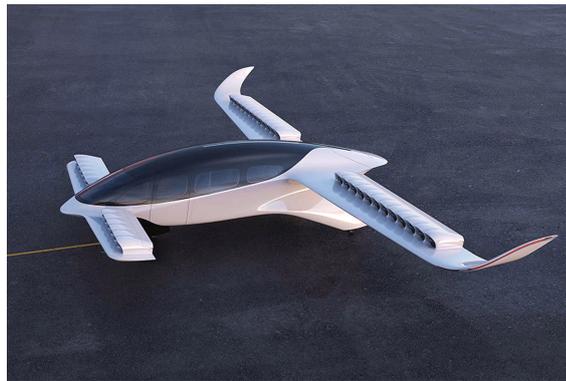
- **VTOL de rotor inclinable:** En este tipo de aeronaves, se montan los rotores en un eje giratorio para dirigir el empuje. Durante las fases verticales, el motor apunta hacia arriba y va rotando su eje de giro progresivamente mientras la aeronave va ganando velocidad hasta llegar a una posición paralela al suelo, una vez alcanzada la velocidad de crucero.
- **VTOL de ala inclinable:** En este caso es el ala entera con los motores la que gira. Con esto se consigue una mayor eficiencia en el planeo al evitar la reducción de empuje que genera un ala fija.
- **Empuje canalizado:** En estos VTOL, el fan se ubica dentro de una góndola. Mediante esto conseguimos una reducción de las pérdidas de punta de ala y por tanto un aumento en la eficiencia en crucero [16].



(a) Joby S4: Aeronave de rotor giratorio.



(b) NASA Greased Lightning: Aeronave de ala inclinable.



(c) Lilium 7: aeronave de empuje canalizado.

Figura 1.3 Aeronaves de empuje dirigido.

1.3 Perfil general de misión

El vuelo de un VTOL sigue, en general, las siguientes fases según [11]:

1. **Hover:** Esta fase inicial es donde la aeronave despegue o aterrizaje verticalmente. No se produce desplazamiento horizontal.
2. **Fase de transición:** La aeronave cambia su configuración para comenzar el desplazamiento horizontal. En el transcurso de la fase hay un decremento cuadrático de la potencia requerida, ya que a medida que aumenta la velocidad, empieza a actuar la sustentación generada por las alas, en caso de haberlas.
3. **Escalada:** Durante esta fase el VTOL va ganando velocidad y altura hasta llegar a la altitud y velocidad de crucero.
4. **Crucero:** El vuelo prosigue a velocidad y altitud constante.
5. **Descenso:** Análogo a la escalada, la aeronave va disminuyendo su altitud y velocidad conforme se aproxima a su destino.
6. **Transición:** Al igual que tras el planeo oficial se cambia la configuración para realizar el hover de aterrizaje sin desplazamiento horizontal.
7. **Hover:** El vehículo disminuye su altitud hasta tocar tierra.



Figura 1.4 Perfil típico de una misión de un VTOL [11].

De todas las fases de vuelo, al igual que en el caso de las aeronaves convencionales independientemente del consumo o geometría, las etapas que más energía requieren son las que realizan trayectos verticales. Esta potencia requerida está fuertemente influenciada por un parámetro de diseño denominado *carga de disco*.

La *carga de disco* (T/A) se define como el cociente entre el empuje de un motor y el área total de disco del rotor, es decir, es la presión a la que está sometido el rotor, (algunos autores lo definen también como el cociente entre el MTOM y el área del rotor [21]). En el caso de los multirrotores tenemos un $T/A \approx 20 - 50 \text{ kg/m}^2$ y en los VTOL de rotor inclinable $T/A \approx 80 - 120 \text{ kg/m}^2$. Estos valores dependen de si la aeronave se destina principalmente para trayectos de crucero con poca dependencia del hover.

En el resto de las fases de vuelo, la potencia requerida la va a determinar parámetros aerodinámicos como el cociente L/D . Dicho esto se puede ver como en aeronaves como los multirrotores, debido a su bajo peso, o aeronaves con mayor área de disco de rotor, requieren poca potencia en las fases de despegue y aterrizaje. Se llega también a que los VTOL con rotores grandes van a generar una mayor resistencia y por tanto, requerirán una mayor potencia que un VTOL de ala fija durante el crucero, debido a su eficiencia ligada a la sustentación generada durante el crucero.

2 Análisis comparativo de arquitecturas eléctricas y convertidores en aeronaves VTOL

El primer paso para realizar todo diseño es saber los requerimientos que va a tener que cumplir. En el caso del diseño de las arquitecturas para un tren de potencia de un VTOL, necesitamos saber:

- **Tipo de aeronave:** Ya que cada una de las variedades de VTOL descritas en Sección 1.2, tiene unos requerimientos predeterminados.
- **Rango de vuelo:** Para poder definir la capacidad de nuestros elementos de generación de energía.
- **Carga de pago:** Punto determinante para la potencia requerida.
- **Perfil de vuelo**

Una vez definido esto, vamos a ser capaces de decantar el diseño, bien por una configuración ligera y energéticamente eficiente o pesada de bajo consumo [17]. Para ello, se describen a continuación las arquitecturas que cumplen dichas descripciones.

2.1 Tipología de las arquitecturas eléctricas usadas en aeronaves VTOL

2.1.1 Arquitecturas puramente eléctricas

En este grupo se encuentran las arquitecturas cuya alimentación se basa en baterías eléctricas lo que permite conectar los elementos del circuito en serie.

Modelo DC

En esta opción tenemos una batería conectada a un disyuntor en serie que alimenta un bus de distribución. Este bus alimenta a las cargas, que a través de otro disyuntor y un inversor alimentan al motor.



Figura 2.1 Arquitectura DC.

Modelo AC

Este caso es bastante parecido al anterior. La diferencia principal es que la potencia requerida se obtiene directamente convirtiendo la extraída del bus de distribución. Seguidamente, se reparte a las cargas y al motor en su forma alterna mediante cableado.



Figura 2.2 Arquitectura con distribución secundaria en AC.

2.1.2 Arquitectura turbo-eléctrica

En este caso, la batería se sustituye por un motor cuya turbina mueve un generador. La parte de las cargas se alimenta por cableado usando un combo rectificador-inversor para realizar conversiones en alta frecuencia para el motor.



Figura 2.3 Arquitectura turbo-eléctrica.

2.1.3 Arquitectura híbrida

Esta arquitectura combina elementos de la turboeléctrica y la puramente eléctrica en continua. La parte de las cargas es idéntica a la puramente eléctrica, con el inversor justo antes de los motores. La diferencia reside en la parte generativa, donde tenemos un sistema híbrido de dos fuentes de energía, en la que una de ellas es una batería que nos va a dar soporte en las fases de vuelo en las que se necesitan picos de potencia (despegue y aterrizaje) y una segunda fuente de energía, generalmente un motor con un generador como en la turboeléctrica (sección 2.1.2) o una pila de combustible, la cual nos da soporte en el crucero.

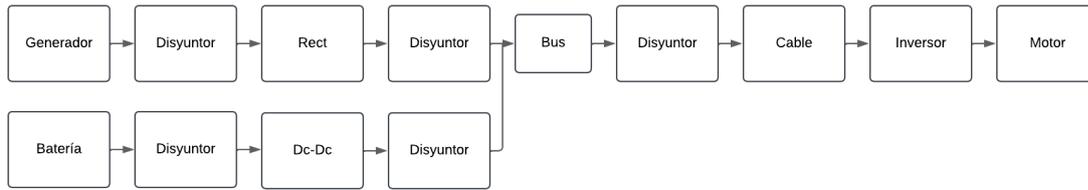


Figura 2.4 Arquitectura híbrida.

2.1.4 Comparación de arquitecturas

En este apartado se procede a comparar las características de las arquitecturas anteriormente mencionadas. Como muestra, se usan arquitecturas híbridas con diferentes grados de hibridación (relación entre la potencia suministrada por la batería y la potencia total requerida 2.1), arquitecturas puramente eléctricas y arquitecturas híbridas con pilas de combustible.

$$H = \frac{P_{Bat}}{P_{Bat} + P_{gen}} \tag{2.1}$$

Comparación potencia-energía

Para este apartado se hace uso de las siguientes gráficas:

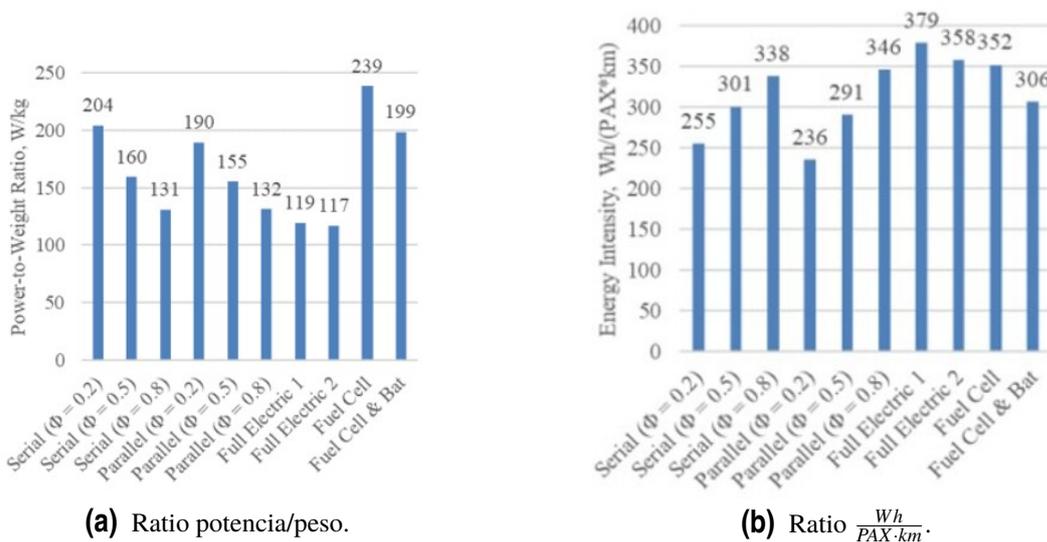


Figura 2.5 Comparativa de energía y potencia [4].

En las gráficas anteriores se representa la relación potencia-peso (2.5a) y la relación de energía para una misión de 50 km y pasajeros, por persona y kilómetro (2.5b).

En el primer caso se observa que las arquitecturas cuya generación es solamente por baterías son las que menos ratio tienen, siendo por tanto las más eficientes a términos de

potencia. En cambio, las arquitecturas con pilas de combustible son las de mayor ratio.

En la segunda gráfica vemos cómo las configuraciones híbridas son las que menos energía necesitan a bajos valores de hibridación y conforme aumenta el ratio de energía dada por las baterías, esta demanda aumenta debido al aumento del peso de estas.

Por tanto, de las gráficas se derivan las siguientes afirmaciones:

- Las arquitecturas con altos valores de hibridación y las que tienen una generación únicamente con baterías, son las más eficientes en términos de potencia específica, es decir, son las arquitecturas que permiten maximizar la potencia generada mientras se minimiza el peso total de la aeronave. Sin embargo, en términos de energía son las más ineficientes.
- Las arquitecturas híbridas a bajo grado de hibridación son las más eficientes en términos de energía debido a su generación alternativa a la batería.

Comparativa en términos de rango

En este apartado se va a comparar la evolución en masa y en energía de las diferentes arquitecturas conforme aumenta el rango de diseño de la aeronave. Para ello se parte de las siguientes gráficas:

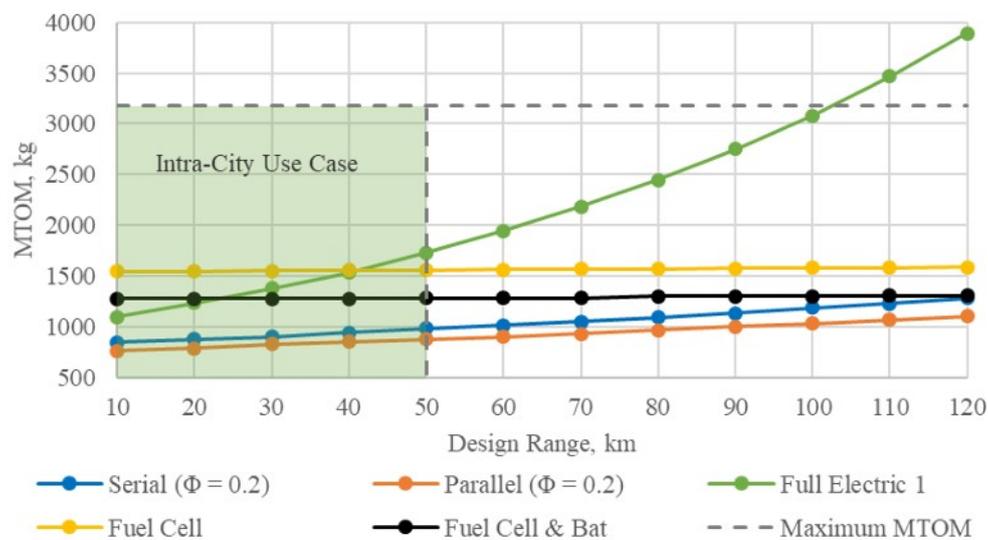


Figura 2.6 Evolución del peso con el rango [4].

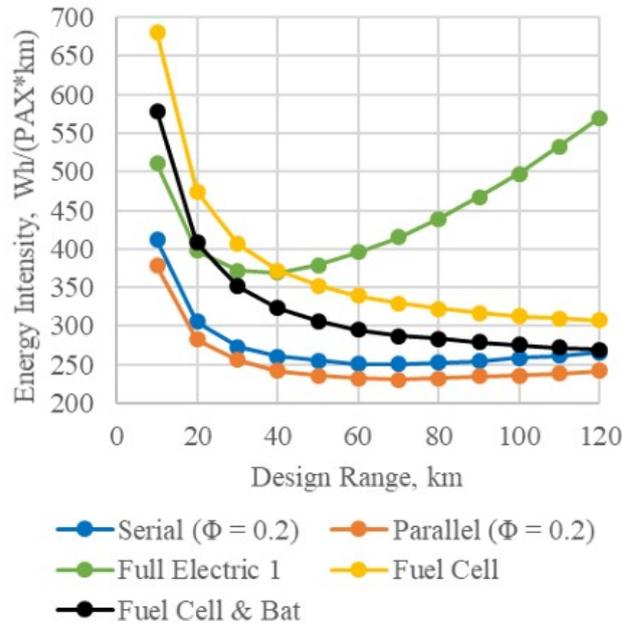


Figura 2.7 Evolución de la energía con el rango [4].

En relación con las gráficas, inicialmente se observa en la Figura 2.6 como evoluciona el MTOM de los eVTOL conforme aumenta el rango de diseño con la restricción de masa estipulada por la EASA comentada en el apartado 1.1. Como primera observación, se ve el crecimiento exponencial del peso en el caso de las arquitecturas puramente eléctricas dadas las limitaciones en la tecnología actual (la energía gravimétrica actual de las baterías está en torno a 200-300 Wh/kg [10]). A mayor rango, el MTOM sufre este crecimiento, dado que incrementa el peso en baterías que debe tener la aeronave.

Separando la gráfica en arquitecturas para rangos cortos y arquitecturas para rangos largos, podemos afirmar que en el caso de diseñar una aeronave, a la hora de tener en cuenta la masa de nuestra arquitectura eléctrica, para rangos cortos, nos debemos decantar por una arquitectura híbrida y para rangos altos por una híbrida con pila de combustible, pues su peso apenas crece con el rango.

Respecto a la Figura 2.7, aquí se representa la energía demandada por el sistema frente a un aumento en el rango de diseño. Se percibe claramente cómo la mayoría de las arquitecturas siguen una tendencia a reducir su demanda de energía conforme aumenta el rango, a excepción de las arquitecturas puramente eléctricas.

2.1.5 Conclusiones

A modo de resumen, se expone en forma de tabla las ventajas y desventajas de las distintas arquitecturas expuestas anteriormente:

Arquitecturas con generación puramente eléctrica

Arquitectura puramente eléctrica	
Ventajas	Desventajas
Simple a nivel componentes	Baja energía gravimétrica actual limita su rango
Sistema con menos pérdidas de potencia [17]	Más energéticamente ineficientes por su alto peso
Eficiente a rangos bajos de vuelo	Ineficiente a altos rangos de vuelo

Arquitecturas con generación híbrida motor-batería

Arquitectura híbrida	
Ventajas	Desventajas
Ligero comparado con un sistema turbo-eléctrico	Baja energía gravimétrica actual limita su rango
Rangos altos de vuelo con tecnología actual	Con tecnología actual existen arquitecturas con mejor rendimiento
Eficiente energéticamente con poca hibridación	Arquitectura con las mayores pérdidas de potencia respecto a las demás
Eficiente a rangos bajos	

Arquitecturas con generación turbo-eléctrica

Arquitectura turbo-eléctrica	
Ventajas	Desventajas
Buen rendimiento con tecnología actual	Componentes con peso alto
Rangos altos de vuelo con tecnología actual	Pérdidas elevadas de potencia

Arquitecturas con generación híbrida pila de combustible-batería

Arquitectura con pila de combustible	
Ventajas	Desventajas
Sistema más eficiente en términos de energía	Bajo rendimiento cuando se requieren potencias elevadas
Arquitectura con mejor rendimiento a rangos de vuelo altos	Mayor complejidad y costes de mantenimiento

Para finalizar el apartado, se va a tratar el impacto medioambiental de cada arquitectura. Como la tendencia actual en el sector aeronáutico se basa en la búsqueda de la electrificación de las aeronaves, se prevé que las arquitecturas que usan baterías ganen importancia en el futuro con el aumento de la energía gravimétrica de estas, mejorando así su eficiencia

energética (Figura 2.8). Por tanto, las arquitecturas como la turboeléctrica, que son más contaminantes, perderán importancia en el sector.

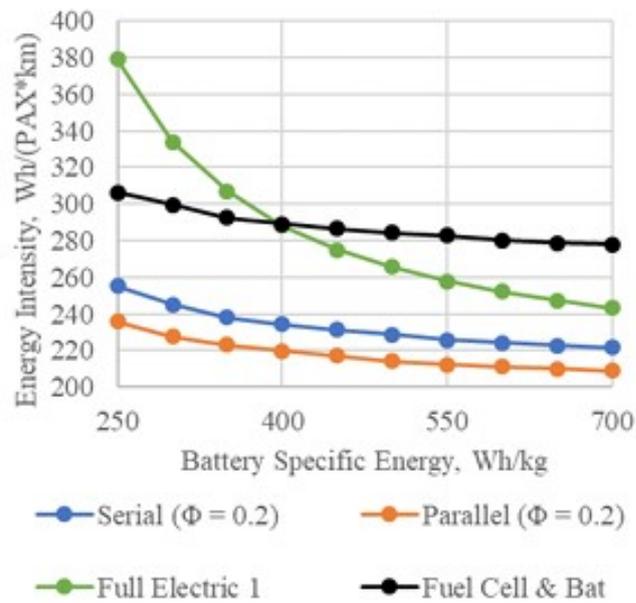


Figura 2.8 Evolución eficiencia energética con mejora de la energía en las baterías.

3 Diseño de distribución eléctrica de eVTOL

En este capítulo se detallará de manera precisa y estructurada el procedimiento seguido para el diseño y simulación del circuito objetivo del proyecto. En primer lugar, se procederá con la descripción justificada del tipo de arquitectura seleccionada y, una vez descrita, se desarrollará el estudio de cada uno de los elementos que componen el esquema.

3.1 Arquitectura eléctrica del circuito

Una vez realizado en el Capítulo 2 un estudio de las ventajas e inconvenientes de cada tipo de arquitectura, se define cuál será la escogida para el diseño.

En este caso, se ha optado por un circuito basado en la combinación de una **pila de combustible** y una **batería** debido a las ventajas que nos ofrece cada elemento. Las baterías están destinadas a desempeñar un papel cada vez más relevante en el futuro dada su alta eficiencia en el almacenamiento y suministro de energía, siendo estas, tal y como se vio en el capítulo anterior, una opción óptima para aeronaves destinadas a realizar vuelos de poco alcance. Por su parte, las pilas de combustible destacan por su desempeño óptimo en misiones de larga distancia y su excelente eficiencia energética. La integración de ambas tecnologías permite aprovechar la eficiencia de potencia de las baterías junto con la eficiencia energética y la estabilidad de las pilas de combustible, logrando así un sistema equilibrado y adaptable a los requerimientos actuales y futuros.

Una vez definida la arquitectura general del circuito, se procederá a abordar de manera detallada las características, funciones y requerimientos de cada elemento generativo por separado, dividiendo así el circuito en 2 ramas independientes para su futura implementación en *Simulink*.

3.2 Pila de combustible

Una pila de combustible es un sistema electroquímico de generación de energía eléctrica. Su funcionamiento se asemeja al de una batería, con la diferencia de que una pila de combustible necesita una fuente externa de combustible que haga la función de oxidante.

3.2.1 Principios de funcionamiento de una pila de combustible

Una pila de combustible se divide en un ánodo y un cátodo separados por un electrolito polimérico que bloquea el paso de los electrones de un lado a otro, ejerciendo la función de aislante eléctrico.

El combustible (generalmente hidrógeno) entra por el ánodo y se divide en protones y electrones gracias a un catalizador. Los electrones pasan de un lado a otro del electrolito a través de un circuito externo (véase parte superior de la Figura 3.1), generando un flujo de electricidad, mientras que los protones pasan a través del electrolito hasta el cátodo. En esta zona de la pila existe una entrada de aire donde el oxígeno reacciona con los protones del combustible, generando agua y calor [15]. La reacción es exotérmica y al ser muy lenta, se necesita la actuación de catalizadores, siendo los recubrimientos de los electrodos los que hacen la función catalítica [19].

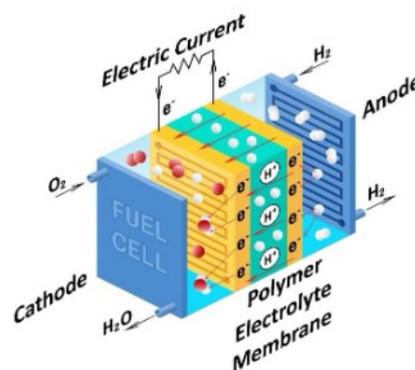


Figura 3.1 Pila de combustible PEM [1].

Por último, cabe destacar que una célula de una pila de combustible tiene una generación de diferencia de potencial reducida ($\approx 0.7V$). Es por ello que cuando hacemos referencia a una pila de combustible, en realidad hablamos de una pila de células de combustible (Fuel Cell Stack). En su interior, las diferentes células se encuentran conectadas en serie y en paralelo dentro de la pila.

3.2.2 Tensión generada por una pila de combustible

Una vez descrito el funcionamiento de las pilas de combustible, se procede a analizar el voltaje que éstas generan.

La característica principal de una pila de combustible es que su voltaje no es fijo, sino que depende de la corriente de carga de la pila, siguiendo una gráfica como la mostrada en la Figura 3.2

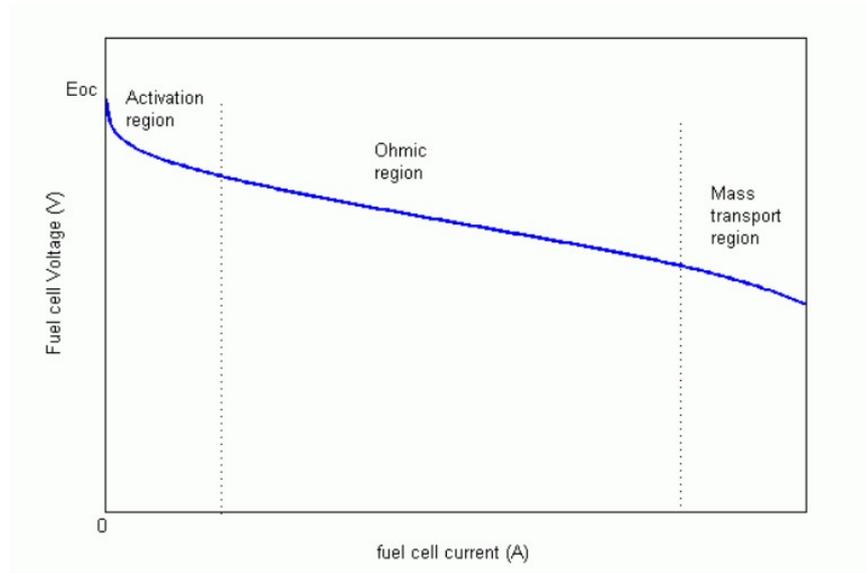


Figura 3.2 Relación i-v de una pila de combustible [9].

En ella se diferencian 3 partes:

- **Zona de activación:** En esta región la pila de combustible opera cerca de su voltaje máximo, la corriente es pequeña pues la pila estará sometida a un bajo valor de carga. En esta zona la pila está funcionando eficientemente.
- **Zona óhmica:** En este rango de trabajo el voltaje suministrado por la pila va decreciendo a medida que aumenta la corriente. Esto se debe a la resistencia interna que tiene la pila y a la polarización de los electrodos.
- **Zona de alta corriente:** En este rango la pila se encuentra trabajando a su máxima capacidad. Se ve como la tensión cae de forma más abrupta debido a los efectos resistivos y las variaciones en la concentración másica de los reactivos.

Con el fin de modelar la implementación de una pila de combustible en el circuito, será necesario replicar el comportamiento anteriormente descrito en los valores requeridos por *Simulink* para definir una pila de combustible:

Voltage at 0A and 1A [V_0(V), V_1(V)]	[500,488.2]	:
Nominal operating point [Inom(A), Vnom(V)]	[270,320]	:
Maximum operating point [Iend(A), Vend(V)]	[300,280]	:

Figura 3.3 Datos requeridos en *Simulink* para la pila de combustible.

En la Figura 3.3 se comprueba cómo a 0A se da la tensión máxima de la pila; en el punto nominal de trabajo se da una tensión más baja que la anterior y en el punto máximo se da la menor posible. Análogamente, se ve cómo la corriente, a diferencia de la tensión, va

aumentando.

Debido a este valor variable de la tensión dada por una pila de combustible, para poder implementarla en nuestro circuito será necesario algún transformador que nos mantenga la tensión de la pila en una tensión fija. Esto lo conseguimos mediante *convertidores con aislamiento galvánico*.

Para poder escoger un convertidor adecuado para el circuito a diseñar se ha realizado una lectura de diversos artículos basados en la comparación de convertidores para aplicaciones *MEA (More Electric Aircrafts)* y aeronaves eVTOL.

En [10] se comparan varios convertidores de este tipo y llegan a la conclusión de que hoy en día, dadas las limitaciones de potencia gravimétrica de los convertidores (20 kW/kg), con un convertidor de ocho transistores se alcanza un diseño eficiente, compacto y liviano sin comprometer la eficiencia. Destaca que, en el caso de aumentar el número de transistores, se está incorporando una mayor complejidad y un peso adicional al circuito, factores críticos en aplicaciones como los eVTOL, sin que esto se traduzca en una mejora significativa en el rendimiento.

De entre los diferentes convertidores de ocho transistores, se ha escogido un convertidor *Dual Active Bridge (DAB)*, con *modulación por desplazamiento de fase (Phase-shift modulation)*, debido a su simplicidad.

3.3 Dual Active Bridge

El convertidor DAB, se basa en la unión de dos convertidores de puente completo por un transformador. Esta disposición de los elementos nos proporciona un aislamiento ante cortocircuitos y picos de tensión a nuestro circuito.

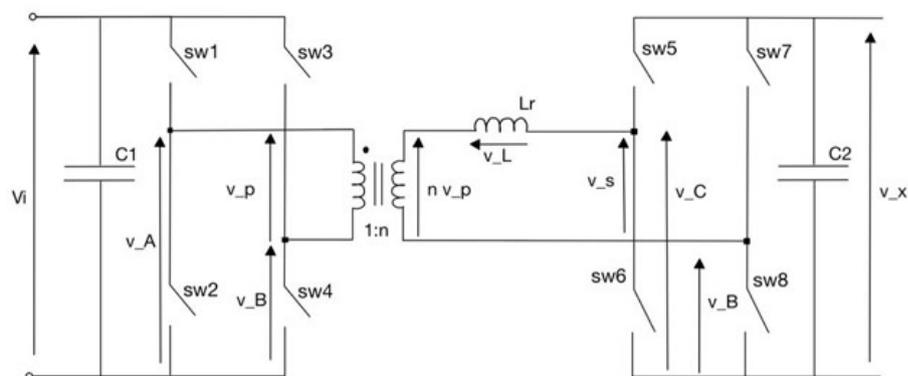


Figura 3.4 Esquemático del convertidor DAB.

Como podemos ver en la Figura 3.4, este convertidor cuenta con ocho interruptores en antiparalelo formando dos puentes en H. En la entrada y la salida se instala un filtro para conseguir una salida con menos factor de rizado y desacoplando ambos circuitos; tenemos

un transformador de alta frecuencia con una bobina de acoplamiento a su salida.

En esta tipología de convertidor, la primera rama ejerce como inversor, por lo que normalmente se le denomina puente activo. Una vez pasa por el inversor, la corriente avanza por el transformador donde se realiza la subida o bajada de tensión. Finalmente, se rectifica mediante el puente activo secundario, es decir, la segunda rama, a la misma frecuencia que la parte inversora, consiguiendo así un valor estable de tensión.

3.4 Batería

Las baterías son dispositivos electroquímicos, al igual que las pilas de combustible, con la diferencia principal de que éstas almacenan energía en forma química y la convierten en energía eléctrica; no la generan a través de reacciones químicas.

Las baterías se componen de celdas, las cuales contienen un ánodo y un cátodo con un electrolito entre ambos que facilita el movimiento de iones entre ellos a través de un circuito externo (Figura 3.10).

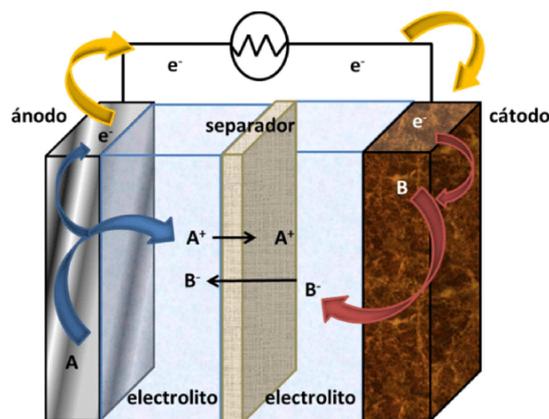


Figura 3.5 Esquema de una batería [5].

3.4.1 Características de las baterías y aplicaciones en los eVTOL

La intensidad dada por la batería se mide mediante la *capacidad de carga* (Ah), característica determinada por la naturaleza de su composición, que nos define los amperios a lo largo de una hora continua que proporciona la batería [13].

En el contexto de los eVTOL, la batería es un sistema diseñado específicamente para alimentar los motores eléctricos de la aeronave. Es por ello que se necesita que tengan una *alta densidad energética* (para maximizar la autonomía de vuelo), *alta densidad de potencia* (necesaria por los tramos donde más potencia se demanda), un *peso optimizado* y elementos de *seguridad* para evitar riesgos como sobrecalentamientos o cortocircuitos.

Sin embargo, el problema reside en que la tecnología de las baterías en eVTOL enfrenta limitaciones como un alto peso y menos autonomía frente a sistemas convencionales (den-

sidad de energía gravimétrica en torno a 200-300 Wh/kg [10]), Afortunadamente, factores como la reducción de costos, gracias al auge de la automoción eléctrica, o el aumento de la densidad energética o potencia específica, prometen mejoras en rendimiento y alcance de los eVTOL como se vio en la Figura 2.8.

Para implementar la batería en nuestro circuito, al igual que en el caso de la pila de combustible, necesitamos un regulador de tensión que nos alargue la vida útil de la batería, haciendo así nuestro prototipo más sostenible. En el caso de la batería, al darnos una tensión constante, no necesitamos que nuestro transformador tenga aislamiento galvánico; es por ello que se opta por un convertidor Buck.

3.5 Convertidor Buck

El convertidor Buck es un tipo de convertidor DC/DC que reduce el voltaje de salida en comparación con el voltaje de entrada. La Figura 3.6 muestra el esquema básico de este convertidor, donde V_d representa el voltaje de entrada y V_o el de salida. Su diseño incluye una bobina L , un condensador C , un diodo y un transistor, tal y como se ve en la Figura 3.6

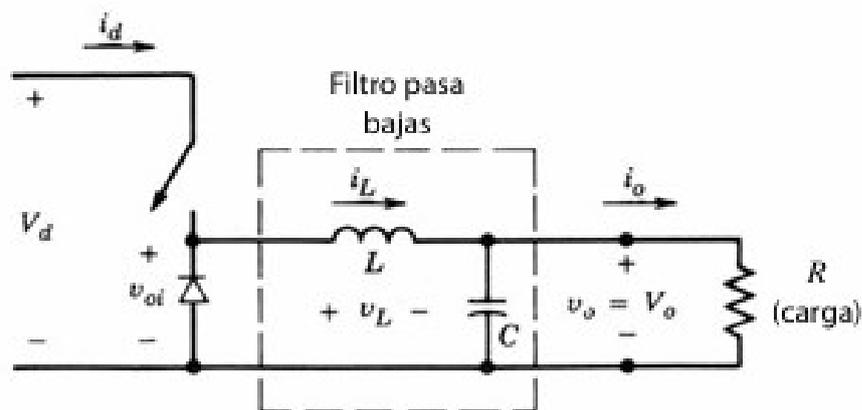


Figura 3.6 Convertidor Buck [12].

Su funcionamiento se basa en dos modos principales, dependiendo del estado del interruptor:

- **Modo de conducción:** Se da cuando el interruptor está cerrado, de forma que la corriente fluye desde la fuente de entrada hacia la carga a través de la bobina. La bobina almacena energía en forma de campo magnético debido al aumento de la corriente. En este estado, el diodo se encuentra en polarización inversa y no conduce.
- **Modo de bloqueo:** Se da cuando el interruptor se abre. Esto provoca que la bobina libere la energía almacenada, manteniendo el flujo de corriente hacia la carga. En este modo el diodo se polariza en directo, permitiendo que la corriente fluya hacia la carga y el condensador.

En la parte central de Figura 3.6, se encuentra el "filtro pasa bajas", formado por el condensador y la bobina. La función del condensador es la de suavizar las variaciones de voltaje de salida, actuando como filtro junto a la bobina para minimizar el rizado.

Una vez definidos los elementos principales de nuestro circuito, se define a continuación el procedimiento seguido para su implementación y escalado.

3.6 Diseño del circuito

En este capítulo se van a definir primero la aplicación y con ello los requerimientos de potencia que va a tener nuestro circuito.

3.6.1 Potencias del circuito

A la hora de escalar el circuito, el primer paso es definir para qué tipo de eVTOL, de los definidos en la sección 1.2.2, va a ser diseñado el circuito. La elección ha sido un multicóptero, aeronave ideal para misiones interurbanas debido a su buena actuación en la fase de planeo. Para la recogida de datos, el modelo escogido ha sido un *Ehang 184*.

Ehang 184

El Ehang 184 es un eVTOL sin ala multirotor con las siguientes características:

Tabla 3.1 Características del Ehang 184 [3].

Especificaciones del eVTOL	
Potencia máxima	152 kW
Tiempo máximo de vuelo	25min
Potencia de planeo	79.1 kW
Potencia de crucero	54.6 kW



Figura 3.7 Especificaciones del Ehang 184 [6].

Viendo la tabla 3.1, obtenemos las potencias requeridas para cada fase de vuelo, siendo éstas las que van a soportar nuestro diseño. Por otra parte, dado que nuestro circuito se forma por dos fuentes de energía, esta potencia requerida va a ser proporcionada por ambas fuentes con un determinado grado de hibridación entre la batería y la pila de combustible. Este punto se explicará a continuación.

3.6.2 Perfil de Misión

Una vez definida la carga necesaria para cada tramo, se procede a estimar la duración de cada etapa de vuelo junto al grado de hibridación asociado a cada una.

Una de las características relevantes asociadas a las fuentes establecidas es la sensibilidad de ciertos componentes de las pilas de combustible poliméricas, como la membrana y los catalizadores, representando un inconveniente significativo, especialmente considerando el alto coste de estas tecnologías. Por ello, resulta conveniente mitigar los picos de potencia mediante la implementación de fuentes con bajo nivel de hibridación entre sí en los tramos con mayores picos de tensión. Esto, añadido al uso de reguladores de tensión, contribuye a preservar la integridad y eficiencia del sistema. Es por ello por lo que, en los instantes iniciales y finales del vuelo del eVTOL, la potencia consumida por los motores eléctricos de la aeronave va a ser proporcionada por las baterías con un elevado grado de hibridación. (Ecuación 2.1).

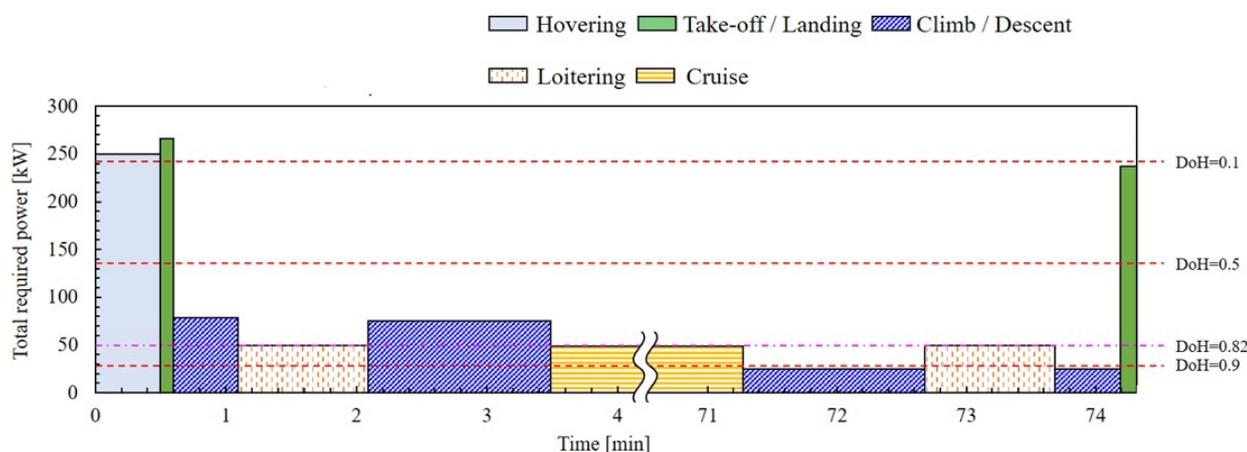


Figura 3.8 Perfil de misión con grado de hibridación [14].

En la figura 3.8 perteneciente a [14], se representa un perfil de una misión a lo largo del tiempo. En la parte derecha están representados los grados de hibridación del circuito (en el documento se define $H = P_{fc}/P_{total}$, notación que se seguirá a partir de este punto). Como podemos ver en las fases de despegue y aterrizaje, es donde más potencia se requiere con bajo nivel de hibridación, y en el crucero, en cambio, tenemos una potencia más baja con alto nivel de hibridación.

$$DoH = \frac{P_{fc}}{P_{fc} + P_{bat}} \quad (3.1)$$

Figura 3.9 Expresión del grado de hibridación.

Por tanto, teniendo en cuenta la Figura 3.8 y la tabla 3.1 se definen las potencias requeridas a cada elemento de generación de energía durante la misión:

Tabla 3.2 Potencias de la misión.

	Fases de vuelo		
	<i>Despegue</i>	<i>Crucero</i>	<i>Aterrizaje</i>
Potencia total	79.1 kW	54.6 kW	70 kW
Doh	0.08	0.82	0.15
Potencia batería	72.772 kW	9.928 kW	59.5 kW
Potencia pila	6.328 kW	44.772 kW	10.5 kW

Como se ha descrito anteriormente, se observa cómo la potencia de la pila de combustible es mayor que la de la batería en el crucero y en las otras fases es al contrario.

3.7 Implementación en *Simulink*

En esta fase de nuestro estudio, llega el momento de extrapolar estos resultados a *Simulink* e implementarlos. En primer lugar se definen las fuentes de tensión:

3.7.1 Definición de la batería y de la pila de combustible

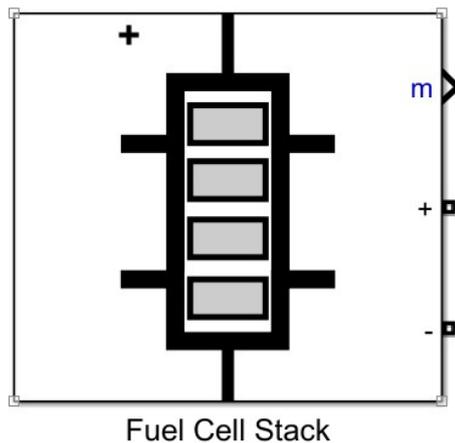
Para el caso de la batería se ha optado por usar el bloque correspondiente a una fuente de corriente continua ideal (Figura 3.10). Dado que las potencias son elevadas, se ha impuesto que el voltaje dado por la batería sea de 500V.



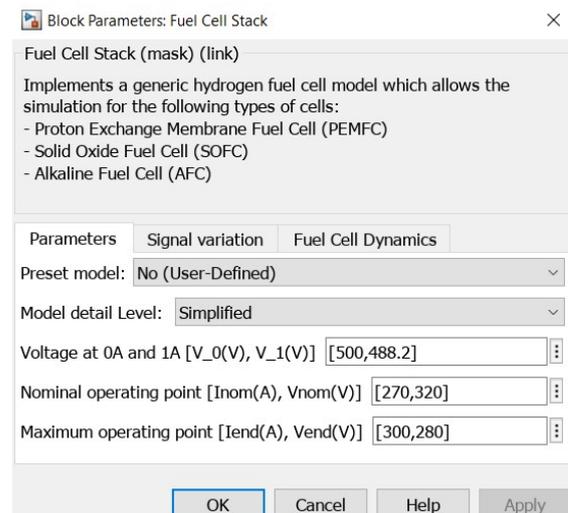
DC Voltage Source

Figura 3.10 Batería en *Simulink*.

En el caso de la pila de combustible se ha optado por implementar el bloque "*Fuel Cell Stack*" con un modelo simplificado. Para conseguir los datos requeridos por Simulink se ha partido de la pila de combustible de 80 kW usada en [14]. Para sacar el valor de las tensiones y corrientes requeridas se ha hecho uso de las propiedades de la pila de combustible HD85 de Ballard TM junto a las curvas de polarización incluidas en [7] para conseguir los valores de tensión a 0A y 1A.



(a) Bloque de pila de combustible.



(b) Datos pila combustible.

3.7.2 Convertidores

Tal y como se ha comentado anteriormente, con el fin de alargar la vida de nuestras fuentes de energía, se les va a instalar un convertidor a la salida de cada fuente. Además, en este proyecto, se ha diseñado un circuito eléctrico que integra un bus primario de 270 VDC y un bus secundario de 28 VDC. Esta configuración sigue los estándares actuales de los sistemas de distribución eléctrica en aeronaves. El bus primario de 270 V DC permite reducir las pérdidas por transmisión en sistemas de alta potencia, como es el caso de los motores, mientras que el bus secundario de 28 VDC proporciona alimentación adecuada para los equipos de menor consumo energético, como puede ser la aviónica. Este diseño asegura un balance óptimo entre eficiencia, normativas aeronáuticas y funcionalidad del sistema eléctrico.

Para mejorar su comprensión, en la Figura 3.11 se representa la idea de diseño. Se ha incluido también la conexión de forma esquematizada de los ocho motores que tiene la aeronave. Aunque no se represente, esta conexión debe ser redundante como de costumbre para no perder los motores en caso de fallo.

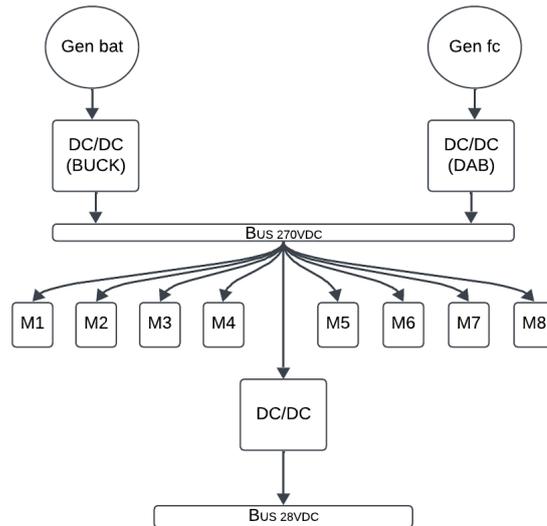


Figura 3.11 Esquema de circuito.

A continuación, se expone el método seguido para la implementación de los convertidores necesarios.

Convertidor Buck

El primer paso seguido para modelar este convertidor en *Simulink* ha sido conectar todos los componentes necesarios para el circuito:

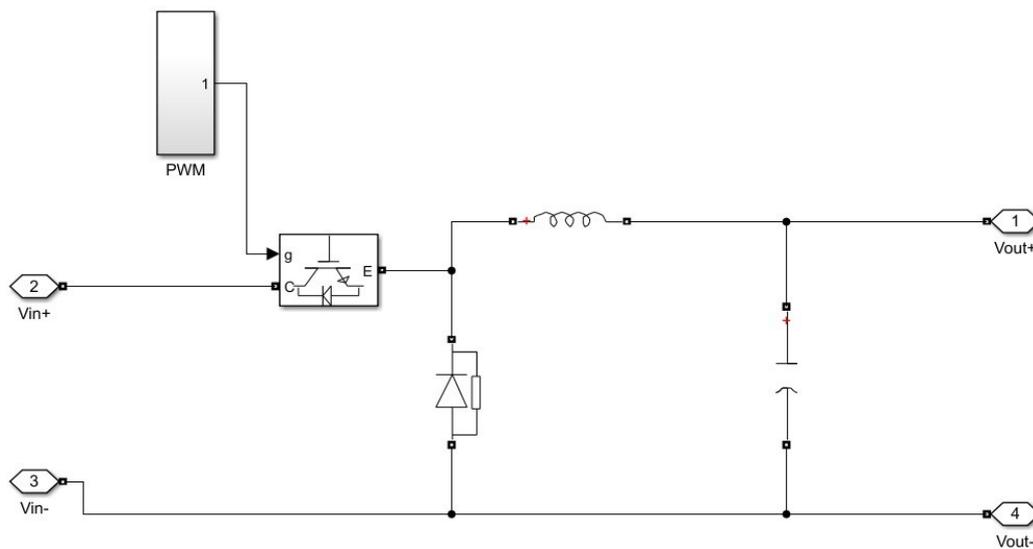


Figura 3.12 Circuito Buck.

De los componentes de la Figura 3.12, se han dejado los valores por defecto de Simulink del diodo y el IGBT. En el caso del condensador y la bobina ha habido que ajustar su valor para conseguir un factor de rizado adecuado.

Definiendo D (ciclo de trabajo como $D = \frac{V_{out}}{V_{in}}$), obtenemos las expresiones de la capacitancia e inductancia del condensador y bobina, respectivamente:

$$L = \frac{v_o}{\Delta I_L} (1 - D) T_s \quad (3.2)$$

$$C = \frac{\Delta I_L \cdot T_s}{8 \Delta v_o} \quad (3.3)$$

El diseño del convertidor se ha realizado considerando un rizado de corriente (ΔI_L) como un factor del 10% (0.1) de la corriente nominal. Además, el período de conmutación (T_s) se ha calculado imponiendo una frecuencia de conmutación de $f_s = 120 \text{ kHz}$, lo que da:

$$T_s = \frac{1}{f_s} = \frac{1}{120 \times 10^3} = 8.33 \mu\text{s}.$$

Con estas condiciones, los valores de los componentes pasivos del convertidor se calcularon de la siguiente forma:

Cálculo de la bobina (L)

El valor de la inductancia se determina con la fórmula estándar:

$$L = \frac{(V_{in} - V_{out}) \cdot D \cdot T_s}{\Delta I_L} = 3.83 \times 10^{-4} \text{ H}$$

donde:

- $V_{in} = 500 \text{ V}$ (voltaje de entrada),
- $V_{out} = 270 \text{ V}$ (voltaje de salida),
- $D = \frac{V_{out}}{V_{in}} = \frac{270}{500} = 0.54$,
- $\Delta I_L = 0.1 \cdot I_{nom}$, con $I_{nom} = \frac{P}{V_{out}} = \frac{60 \text{ kW}}{270 \text{ V}} = 222.22 \text{ A}$,
- Por tanto, $\Delta I_L = 0.1 \cdot 222.22 = 22.22 \text{ A}$.

Cálculo del condensador (C)

El valor de la capacitancia se calcula considerando el rizado de voltaje (ΔV) y usando la siguiente expresión:

$$C = \frac{\Delta I_L}{8 \cdot f_s \cdot \Delta V} = 1 \times 10^{-5} \text{ F}. \quad (3.4)$$

donde:

- $\Delta V = 1\%$ del voltaje de salida: $\Delta V = 0.01 \cdot 270 = 2.7 \text{ V}$,
- $f_s = 120 \text{ kHz} = 120 \times 10^3 \text{ Hz}$.

Con estos valores, aseguramos un rizado de corriente y voltaje adecuado para el sistema propuesto.

Para terminar con el diseño del convertidor, queda definir el control de este. Como técnica de modulación se ha seguido la PWM.

En la Figura 3.13 queda ilustrado el método de modulación usado. En él, se introduce a modo de constante el ciclo de trabajo D , cuyo valor se ha calculado antes en la Subsección 3.7.2 y se compara con una señal portadora de sierra para activar el IGBT del convertidor.

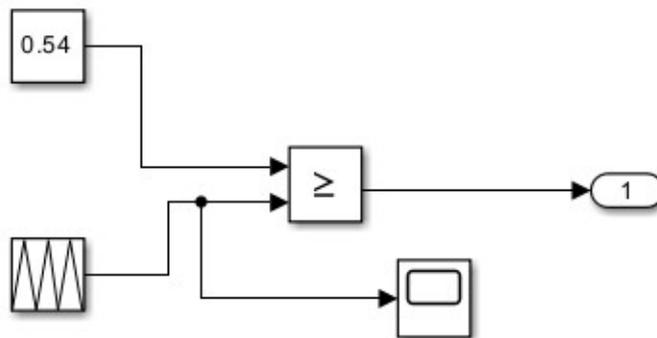


Figura 3.13 PWM del convertidor Buck.

Una vez implementada la modulación PWM, se repite el proceso para conseguir la línea de 28V.

Convertidor DAB

Al igual que en el caso anterior, se parte del circuito montado con todos los componentes conectados para su posterior escalado (Figura 3.14).

En el caso del convertidor DAB se van a realizar dos modulaciones, una para cada rama del circuito. Como se puede observar en la Figura 3.14, se han instalado filtros a la entrada y a la salida del DAB con el fin de atenuar los armónicos generados por las conmutaciones de alta frecuencia. Estos filtros también protegen la fuente de entrada y suavizan la corriente de salida, reduciendo las fluctuaciones de alta frecuencia que puedan dañar dispositivos sensibles.

Para su escalado se han calculado sus valores estableciendo una frecuencia de corte del 10% de la frecuencia de conmutación del circuito y usando la siguiente expresión:

$$f_c = \frac{1}{2\pi\sqrt{LC}} \quad (3.5)$$

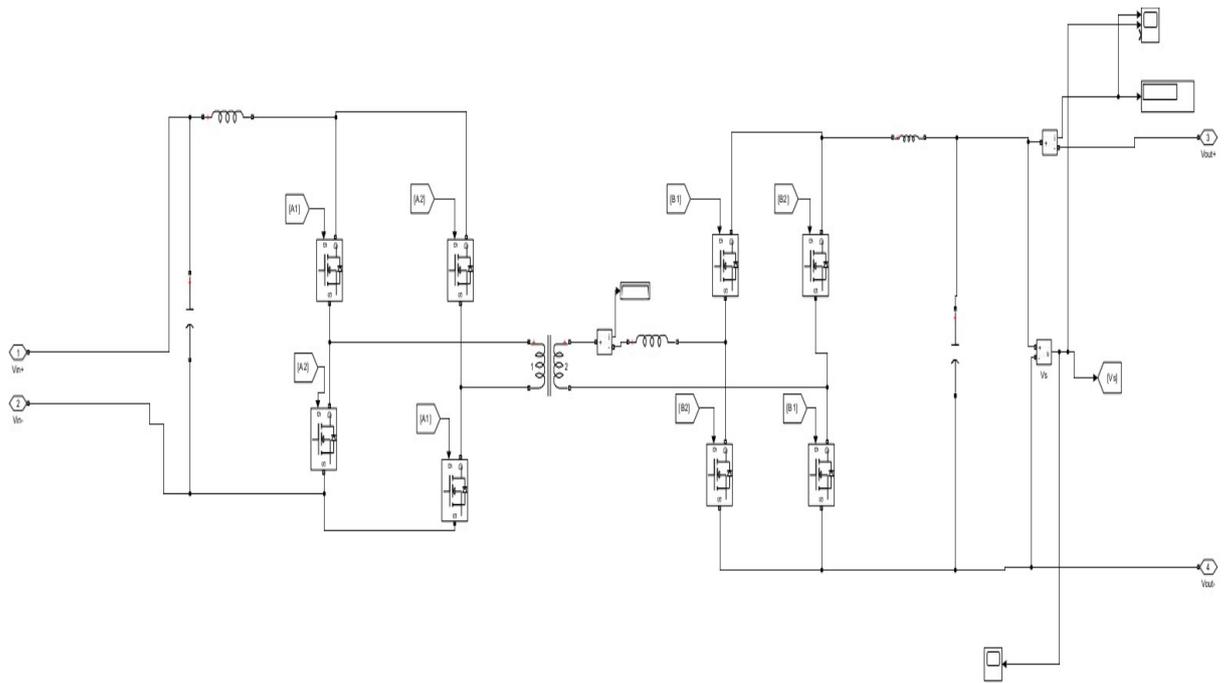
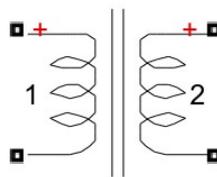


Figura 3.14 Circuito DAB.

En el caso del filtro de salida se ha usado la ecuación 3.4 y la expresión 3.5 para obtener unos valores iniciales de la capacidad e inductancia; estos valores se ajustarán conforme vaya avanzando el ajuste del convertidor.

Una vez definidos los filtros, se describe el transformador lineal. Este se ha modelado en *Simulink* de manera ideal, es decir, se ha despreciado su resistencia e inductancia interna. Para realizar la bajada de tensión requerida, se le ha dado un valor medio de tensión de entrada, calculado en base a la potencia a la que está sometida la pila de combustible durante el vuelo.



Linear Transformer

Figura 3.15 Transformador lineal usado.

Respecto a los demás parámetros, se han dado los siguientes valores:

- $V_{out} = 270V$
- $f_n = 120kHz$
- $P_n = 50kW$

El valor de la potencia del transformador ha sido establecido de forma que fuese mayor que la potencia máxima de la pila de combustible establecida en la tabla 4.1 ($P_{crucero} = 44.772kW$).

A continuación, se describe el método de modulación implementado para controlar cada puente del convertidor. Para el puente activo se ha optado por una modulación PWM unipolar. En este caso se dispone de una señal de disparo independiente para cada rama del puente. Con esto, es posible obtener una tensión nula entre los polos de salida del puente y, por tanto, una señal PWM tendrá menos distorsión para la misma frecuencia de modulación [20].

Como queda representado en la Figura 3.16, al modulador se le ha dado un índice de modulación de 0.8, siendo esta la relación entre los valores pico de la señal portadora y la señal de referencia. A la señal de referencia se le ha dado la misma frecuencia que al circuito $f_z = 120kHz$. Esta señal modulada se compara con la señal portadora, produciendo así una salida de pulsos que controlan los interruptores del puente.

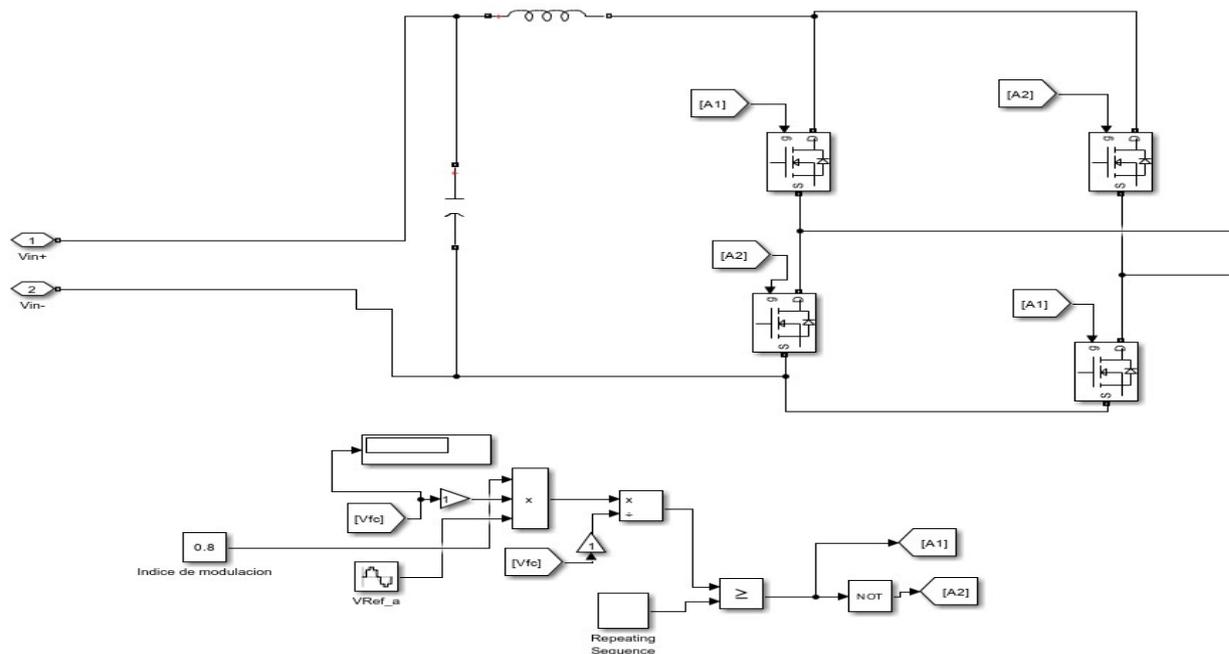


Figura 3.16 PWM unipolar.

Para la modulación del puente secundario se ha optado por la modulación por desplazamiento de fase (Phase-shift modulation), en la que el desfase entre los transistores lo calcula un controlador PI, ajustado mediante el Método de Ziegler-Nichols de la ganancia límite [22]. Para ello se han seguido los siguientes pasos:

1. Se desactiva el término integral y se va aumentando el término proporcional hasta alcanzar el límite de estabilidad.

2. Registramos el valor de ganancia crítica K_u y el periodo de las oscilaciones sostenidas T_u .
3. Se usan las fórmulas de Ziegler-Nichols para obtener los valores de K_p y K_i .

$$K_p = 0.45 \cdot K_u \quad (3.6)$$

$$K_i = \frac{K_p}{T_i} \quad (3.7)$$

con $T_i = T_u/1.2$

Con esto se obtienen los valores de las ganancias a implementar en el controlador en *Simulink*. El circuito implementado se muestra en

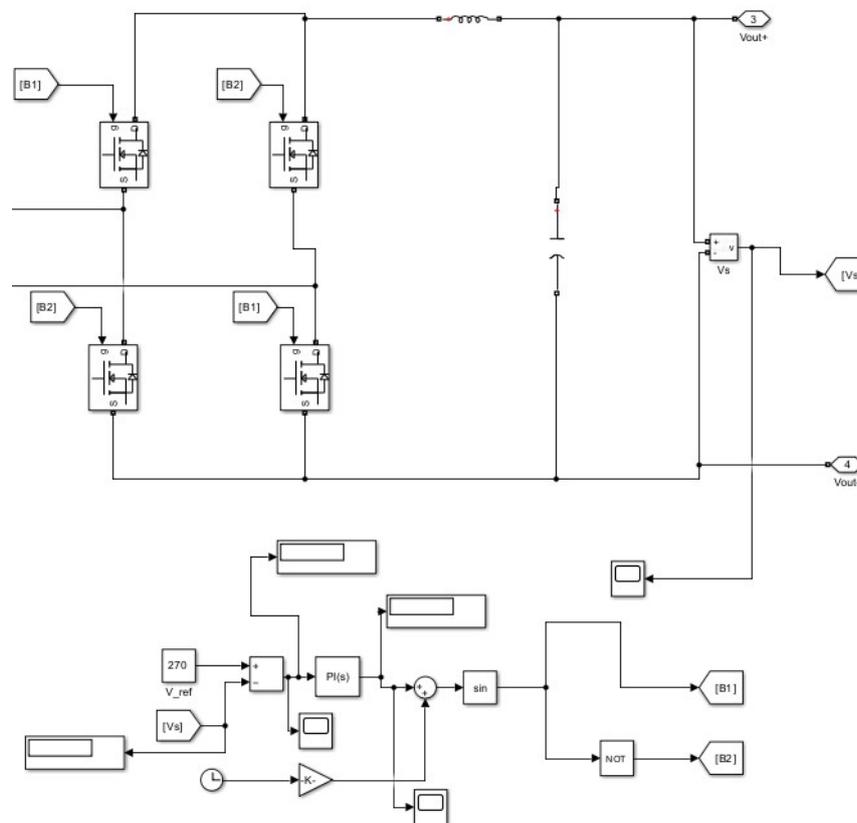


Figura 3.17 Salida del circuito.

Para que la salida del controlador regule los transistores, se suma el desfase hallado por el PI al producto de $2 \cdot f_z \cdot t$ y se introduce en una señal seno, la cual va a controlar los MOSFET implementados.

Una vez implementados los elementos moduladores de cada puente, junto a los filtros y transformador, se repite el proceso para conseguir el bus secundario de 28V, quedando el circuito como se muestra en la Figura 3.18. Los valores requeridos de tensión en este punto del diseño se alcanzan tras pasar un transitorio de $\approx 0.1s$.

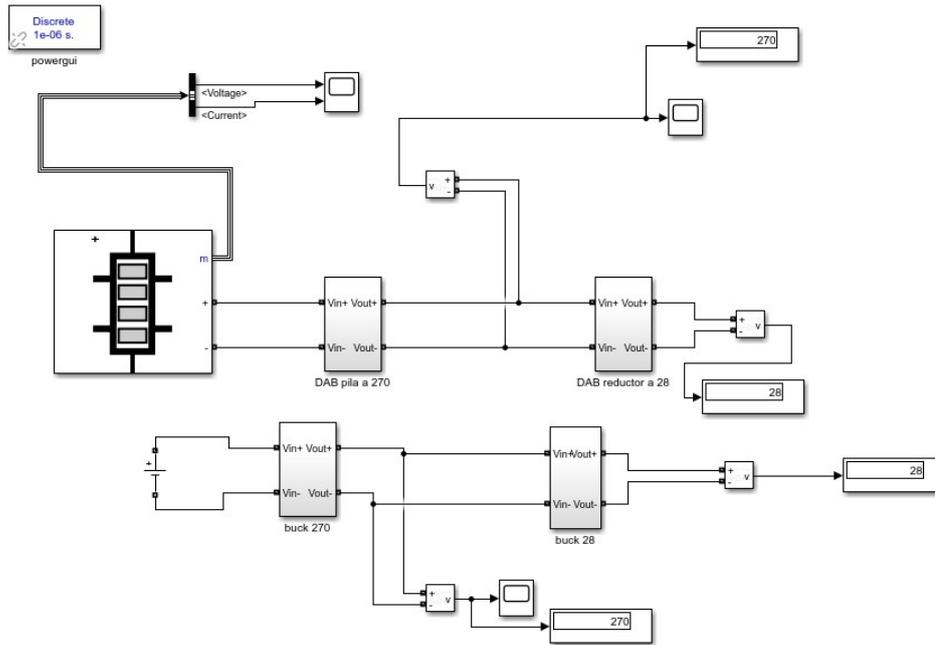


Figura 3.18 Modelo de distribución eléctrica sin cargas.

3.7.3 Perfil de cargas

Como se puede ver en la Figura 3.18, el sistema eléctrico está dividido en dos circuitos principales: uno conectado a la pila de combustible y otro a la batería. Para modelar la potencia que debe suministrar cada fuente, se considera la potencia total requerida durante cada fase de vuelo y se distribuye entre dos resistencias, cada una ubicada en su respectivo circuito. El valor de cada resistencia representa la potencia que debe entregar cada fuente, en función del grado de hibridación definido para cada fase del vuelo, usando los valores de la tabla 4.1.

De esta forma, aunque los circuitos no están conectados entre sí, conseguimos que las fuentes de energía contribuyan de manera proporcional a las necesidades del sistema, consiguiendo así una aproximación realista al comportamiento de un sistema híbrido, tal y como se reflejó en la Figura 3.8.

En la Figura 3.19, se muestra el esquema utilizado para la simulación. En ella se observa cómo para cada elemento generativo se han instalado tres subsistemas, cuyo interior se muestra en la Figura 3.20. Tal y como se ha descrito anteriormente, el valor de cada una de las resistencias se ha calculado de forma que la potencia demandada por cada subsistema corresponda con la potencia demandada en cada fase. Además, debido a los cambios de tensión que se les va a someter a las fuentes, se han instalado unas bobinas para suavizar este efecto.

Para modelar las condiciones de cada etapa durante la simulación, se utilizan los interruptores ubicados en la parte inferior de la Figura 3.19. Estos interruptores se conectan al transistor asociado a la resistencia correspondiente a cada fase de vuelo, de forma que al accionar los interruptores, las resistencias se integran al circuito.

Por último, cabe destacar la presencia de dos interruptores para la fase de despegue; esto se debe a que durante la simulación se va a suponer que durante el crucero, la potencia va a permanecer constante y se van a desprestigiar los picos de voltaje generados durante el vuelo. La finalidad de añadir varios interruptores asociados a la fase de despegue es la de modelar el desfase de la conexión de la pila de combustible durante el encendido de los motores. Esto, como se comentó anteriormente, se hace con el fin de evitar daños en sus componentes más comprometidos ante los cambios de tensión.

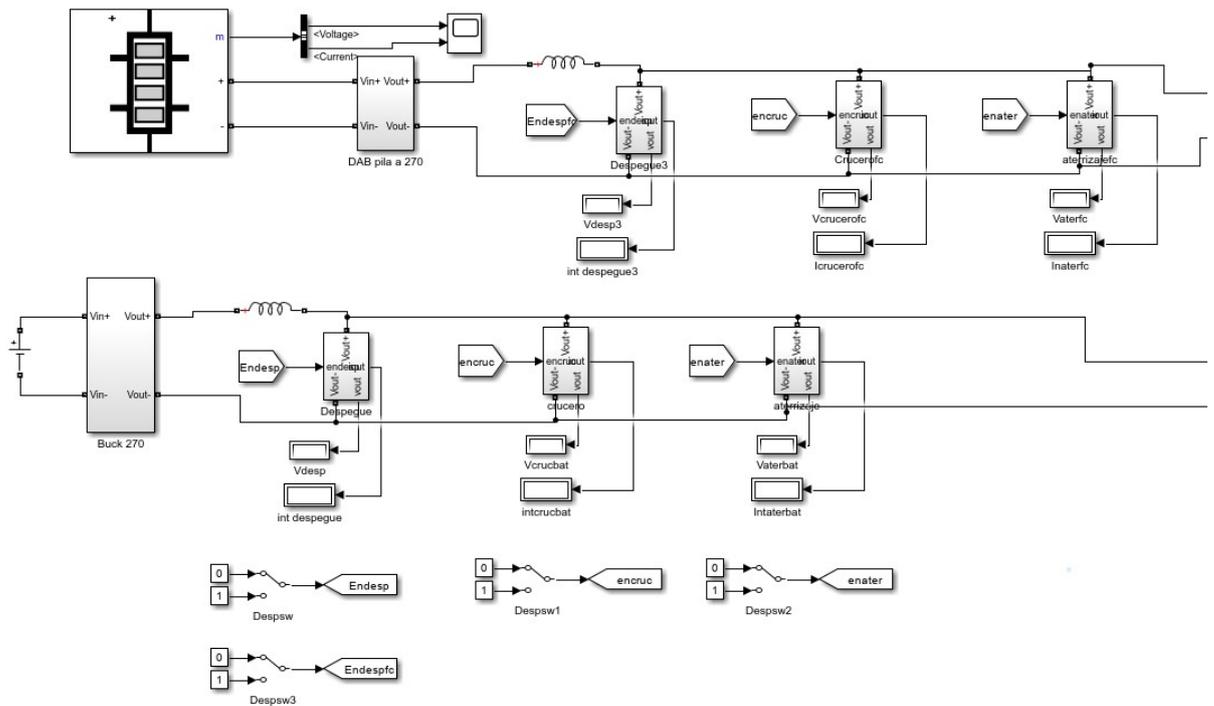


Figura 3.19 Circuito utilizado para simular el vuelo.

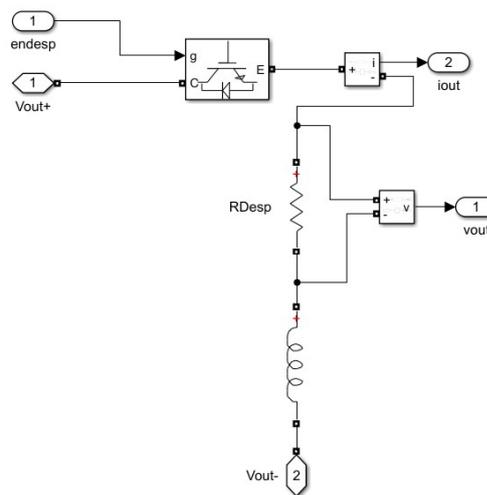


Figura 3.20 Esquema utilizado para modelar cada fase de vuelo.

4 Resultados de la simulación

En este capítulo se mostrarán los resultados de las simulaciones previamente modeladas. Como paso previo a simular una misión se deben definir los tiempos de cada fase de vuelo, con el fin de variar la potencia de forma semejante a la realidad.

Como modelo para definir nuestra misión, se han usado las misiones descritas en [14], [2] y [10]. Usando los perfiles de vuelo mostrados en los artículos, se estima que el crucero ocupa $\approx 90\%$ del tiempo total de vuelo; además, se ha observado cómo la etapa inicial de planeo ocupa $\approx 0.2\%$ del tiempo de vuelo, siendo esta la fase inicial en la que se arrancan los motores y solo se conecta la batería para evitar deterioros en la pila de combustible. Finalmente, a las fases de despegue y aterrizaje se les da una duración similar siendo $\approx 0.04 \cdot t_{total}$.

Una vez definidos los pesos de cada fase se decide un tiempo total de misión. En este caso se ha escogido un $t_{total} = 0.3s$, con el fin de que se aprecien todas las fases de vuelo y destacara la importancia del crucero respecto a las demás etapas. Los resultados obtenidos se exponen a continuación:

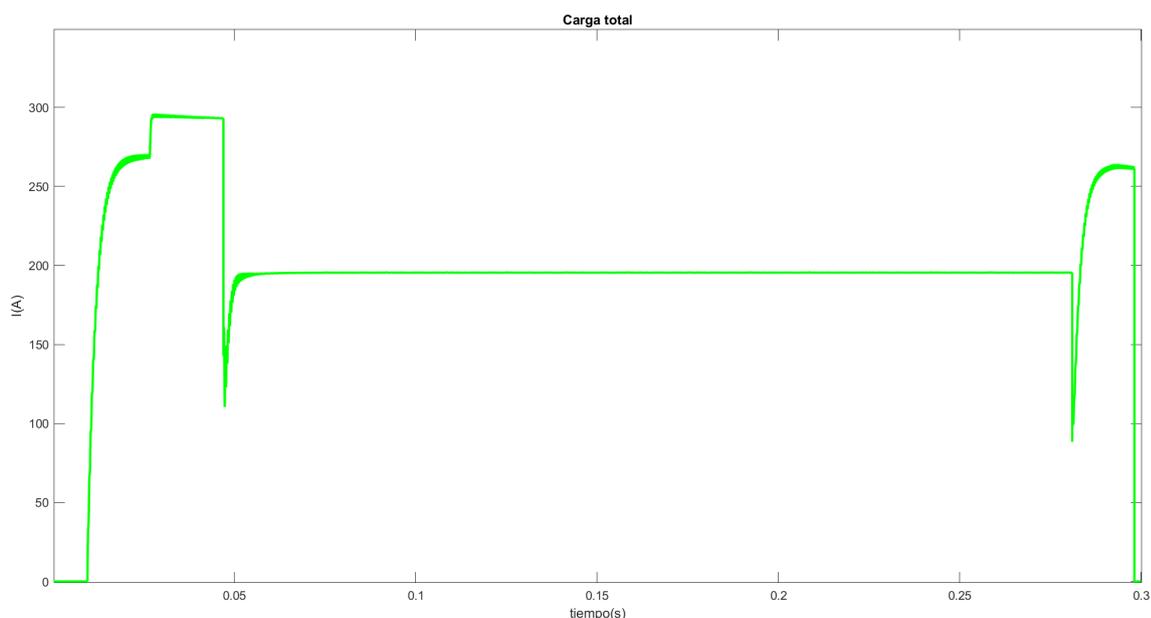


Figura 4.1 Perfil de carga total.

En la Figura 4.1 se representa la evolución de la carga demandada al circuito durante el tiempo de misión. En la gráfica se diferencian las distintas fases de vuelo según el valor de la corriente demandada.

En los primeros instantes, se aprecia cómo se parte de 0A y una vez arrancan los motores, la corriente empieza a aumentar hasta el punto en el que empieza a estabilizarse. En este momento, se conecta la pila de combustible y se alcanza la potencia requerida para realizar el despegue. Esta potencia máxima se mantiene durante la fase de despegue y subida de la misión.

Una vez alcanzada la altura de vuelo, se reduce la potencia hasta la requerida durante el crucero y se mantiene constante durante la duración completa de esta etapa.

En los últimos instantes de la gráfica se observa el crecimiento de la potencia, correspondiente al aterrizaje y planeo final hasta tocar tierra.

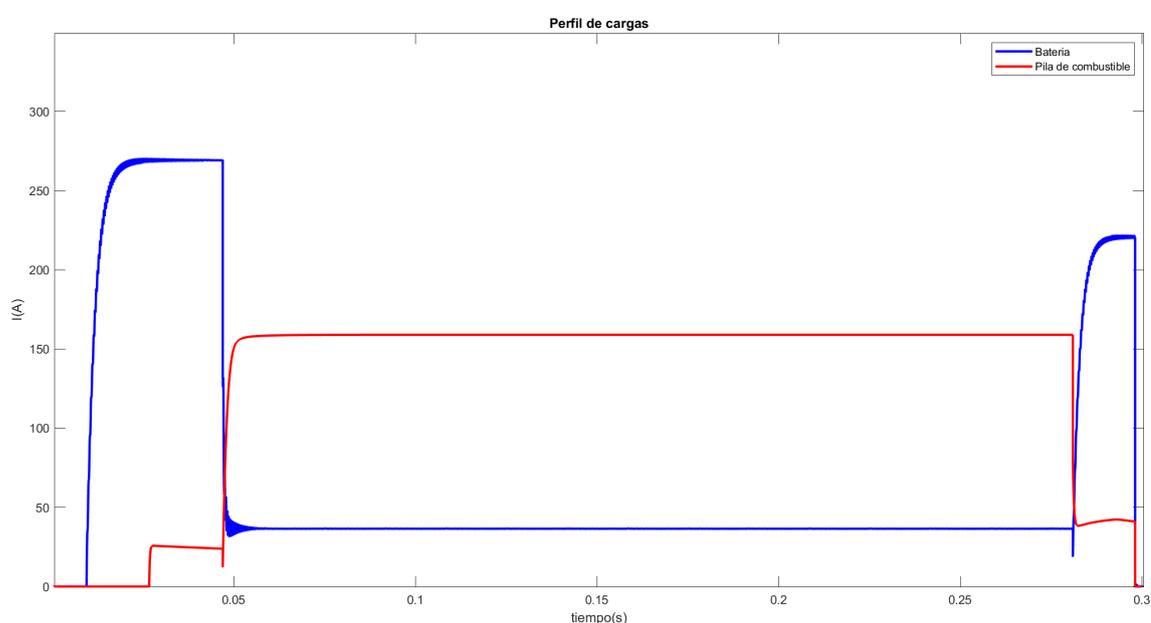


Figura 4.2 Perfil de cargas de la batería y la pila de combustible.

En la Figura 4.2 se muestra la distribución de la carga total durante el vuelo, de la pila de combustible y la batería, siendo la batería la línea azul y la pila de combustible la roja.

En el primer tramo que abarca desde que la aeronave está en tierra hasta que se alcanza el régimen de crucero, la carga aplicada a la batería es superior a la de la pila de combustible. Esto se ha modelado de esta forma, debido a la alta eficiencia de potencia de las baterías, tal y como se comentó en el capítulo 2. Además, si se estudia el comportamiento de la corriente en la pila de combustible, se observa el desfase entre la batería y la pila de combustible, implementado a modo de protección.

Una vez la aeronave alcanza las condiciones de crucero, correspondiendo en la Figura 4.2 al instante $t \approx 0.05s$, se aprecia una disminución de la potencia de la batería y un aumento

en la correspondiente a la pila. Esto se debe a que en el crucero, tal y como se define en la tabla 4.1, el grado de hibridación es de 0.82 y, por tanto, el peso de la potencia demandada en esta fase recae mayoritariamente en la pila de combustible.

Tabla 4.1 Potencias de la misión.

	Fases de vuelo		
	<i>Despegue</i>	<i>Crucero</i>	<i>Aterrizaje</i>
Potencia total	79.1 kW	54.6 kW	70 kW
Doh	0.08	0.82	0.15
Potencia batería	72.772 kW	9.928 kW	59.5 kW
Potencia pila	6.328 kW	44.772 kW	10.5 kW

Finalmente, en la última fase de vuelo, se observa cómo se alcanza un comportamiento similar al del despegue, en el que la potencia requerida a la batería supera a la de la pila de combustible; es decir, comienza el aterrizaje y planeo final de la misión.

En la Figura 4.2, si se observa el comportamiento de la pila de combustible se ve cómo la potencia en las fases de poca corriente tiene un comportamiento oscilatorio, mientras que en el crucero se tiene un carácter fijo. Este comportamiento se justifica haciendo uso de la curva i-v de la pila de combustible (Figura 3.2). Debido a que en estas fases se tiene el menor grado de hibridación y, por tanto, la corriente demandada a la pila de combustible es menor, en las fases inicial y final la pila se encuentra en su zona de activación, donde el voltaje de la pila de combustible varía de forma no lineal, provocando que una variación de poca magnitud en la corriente se traduzca en una variación significativa de la tensión proporcionada. En cambio, puesto que en el crucero la corriente es mayor, la pila se encuentra en su zona óhmica, donde tiene un comportamiento lineal.

5 Conclusiones

En este último capítulo se comentará el contenido de cada uno de los capítulos anteriores del trabajo a modo de resumen del mismo.

En el primer capítulo de este trabajo se introdujeron los eVTOL, aeronaves que, gracias a sus prestaciones, están llamadas a ser la solución de problemas del transporte actual, como la congestión del tráfico terrestre o la contaminación, al ser aeronaves formadas completamente por motores eléctricos. Además, se vio cómo el catálogo de tipos de eVTOL es extenso, teniendo desde multirrotores aptos para misiones dentro de una ciudad con una alta eficiencia en las fases de planeo, al ser aeronaves de bajo peso; hasta eVTOL con alas y rotores inclinables capaces de recorrer grandes distancias.

En la segunda parte, a partir de estudios anteriormente realizados sobre las arquitecturas eléctricas, se hizo una comparación de sus prestaciones y un análisis de los puntos fuertes de cada arquitectura. Se llegó a la conclusión de que tenemos dos grupos de arquitecturas: aquellas que tienen un buen comportamiento a gradientes de potencia al tener una alta eficiencia en este aspecto, en este grupo tenemos las baterías y los sistemas híbridos con altos grados de hibridación, y otras cuyo punto fuerte es la cantidad de energía que nos dan en un vuelo, estando en este grupo las arquitecturas que tienen pilas de combustible y los sistemas híbridos con bajo grado de hibridación.

En ese capítulo se menciona también las limitaciones actuales de las baterías, debido a su peso y su baja energía gravimétrica. Es por ello por lo que se llega a la conclusión de que en la actualidad, para la distribución eléctrica de los eVTOL, las arquitecturas híbridas o turboeléctricas son una buena opción al compensar las limitaciones de las baterías usando otro medio de generación de energía.

En el tercer capítulo ya se comienza con el diseño del circuito objeto del trabajo. Tras ver en el capítulo anterior que en la actualidad las arquitecturas híbridas de batería más otro tipo de fuente son la mejor alternativa a la distribución de los eVTOL, se decide basar el circuito en una arquitectura híbrida de una batería y una pila de combustible polimérica, con toda la distribución en continua para un eVTOL multirotor con bajo rango de vuelo. Se definieron también los convertidores necesarios para implementar la generación propuesta, con el fin de alargar la vida útil de la batería y la pila de combustible. En el caso de la batería, al darnos una tensión constante, se implementan convertidores reductores Buck, mientras que

en el caso de la pila de combustible, debido a su mecanismo de generación de energía, se opta por la implementación de convertidores con aislamiento galvánico, Dual Active Bridge.

En el siguiente capítulo, se realizan los cálculos y consideraciones para el diseño y simulación del sistema de distribución. Mediante los convertidores presentados en el capítulo 3, se consiguen dos líneas de corriente continua, una a 270VDC para la propulsión y otra a 28VDC para la aviónica y el resto de sistemas.

Por último, se simula un perfil de vuelo mediante un ajuste de la carga perteneciente a cada fase de vuelo, a partir del grado de hibridación definido para cada etapa. Con el fin de hacer el modelo más eficiente y duradero, se incluye un desfase entre fuentes en el arranque de la misión, para evitar que la pila sufra picos de potencia que puedan dañar sus componentes. Finalmente, se representa la potencia total de cada fase de vuelo y el reparto de potencia entre la batería y la pila de combustible a lo largo de la misión, obteniendo un perfil de vuelo similar al obtenido en otros estudios realizados.

6 Líneas futuras del estudio

En este apartado, se analizan posibles mejoras y extensiones del trabajo realizado, con el objetivo de avanzar hacia un diseño más realista y funcional del circuito.

Realismo en la modelización de los componentes

En el desarrollo actual, se han idealizado varios componentes del circuito, como las fuentes de alimentación y el transformador lineal del convertidor DAB. Una posible mejora consiste en incorporar modelos más realistas de estos elementos. En el caso de las fuentes de alimentación, se podría incluir un modelo que contemple la descarga progresiva de las mismas a lo largo de una misión típica, permitiendo un estudio más detallado del comportamiento dinámico del sistema. Este análisis podría proporcionar información valiosa sobre la eficiencia del circuito en escenarios reales y su impacto en la gestión energética del eVTOL.

Impacto de las condiciones climáticas y las interferencias

El sistema de distribución eléctrica de un eVTOL debe operar de manera confiable bajo condiciones climáticas adversas, como altas temperaturas, humedad, o cambios bruscos de presión. Además, debe ser inmune a las interferencias generadas por otros sistemas a bordo, como los motores eléctricos, sistemas de comunicación o radar. Un estudio futuro podría centrarse en simular y analizar el rendimiento del circuito en tales condiciones. Esto incluiría la incorporación de ruido eléctrico y la simulación de perturbaciones externas para garantizar la estabilidad y confiabilidad del sistema.

Diseño para aeronaves de mayor tamaño

Otro aspecto relevante es la posibilidad de escalar el diseño del circuito para aeronaves de mayor tamaño. Esto implicaría estudiar si el concepto de un sistema híbrido basado en baterías y pilas de combustible sigue siendo válido para eVTOLs más grandes o con requisitos energéticos diferentes. Sería necesario analizar la capacidad del convertidor DAB para manejar mayores potencias y determinar si la arquitectura del sistema permite una adaptación eficiente sin comprometer el rendimiento o la seguridad. Este análisis podría extenderse también a misiones con mayores duraciones o perfiles de vuelo más exigentes.

Desarrollo de algoritmos de control avanzados

El uso de técnicas avanzadas de control podría mejorar la eficiencia y estabilidad del circuito. Por ejemplo, podría explorarse el empleo de control predictivo o algoritmos de inteligencia artificial para optimizar la operación del convertidor en tiempo real. Estos enfoques podrían adaptarse a las condiciones cambiantes de carga y a las fluctuaciones en las fuentes de energía, maximizando la eficiencia y prolongando la vida útil de los componentes.

Validación experimental

Finalmente, una línea de trabajo crucial sería la validación experimental del diseño. Esto implicaría construir un prototipo funcional del circuito y someterlo a pruebas bajo condiciones controladas. La validación permitiría identificar posibles discrepancias entre el modelo teórico y el comportamiento real del sistema, así como optimizar el diseño antes de su implementación en un eVTOL real.

Índice de Figuras

1.1	<i>Ehang 216</i> : VTOL multihélicóptero	2
1.2	CityAirbus NextGen-eVTOL: VTOL L+C	3
1.3	Aeronaves de empuje dirigido	4
1.4	Perfil típico de una misión de un VTOL [11]	5
2.1	Arquitectura DC	8
2.2	Arquitectura con distribución secundaria en AC	8
2.3	Arquitectura turbo-eléctrica	8
2.4	Arquitectura híbrida	9
2.5	Comparativa de energía y potencia [4]	9
2.6	Evolución del peso con el rango [4]	10
2.7	Evolución de la energía con el rango [4]	11
2.8	Evolución eficiencia energética con mejora de la energía en las baterías	13
3.1	Pila de combustible PEM [1]	16
3.2	Relación i-v de una pila de combustible [9]	17
3.3	Datos requeridos en <i>Simulink</i> para la pila de combustible	17
3.4	Esquemático del convertidor DAB	18
3.5	Esquema de una batería [5]	19
3.6	Convertidor Buck [12]	20
3.7	Especificaciones del Ehang 184 [6]	21
3.8	Perfil de misión con grado de hibridación [14]	22
3.9	Expresión del grado de hibridación	23
3.10	Batería en <i>Simulink</i>	23
3.11	Esquema de circuito	25
3.12	Circuito Buck	25
3.13	PWM del convertidor Buck	27
3.14	Circuito DAB	28
3.15	Transformador lineal usado	28
3.16	PWM unipolar	29
3.17	Salida del circuito	30
3.18	Modelo de distribución eléctrica sin cargas	31
3.19	Circuito utilizado para simular el vuelo	32
3.20	Esquema utilizado para modelar cada fase de vuelo	32

4.1	Perfil de carga total	33
4.2	Perfil de cargas de la batería y la pila de combustible	34

Índice de Tablas

3.1	Características del Ehang 184 [3]	21
3.2	Potencias de la misión	23
4.1	Potencias de la misión	35

Bibliografía

- [1] *Introducción a los modelos de pila de combustible*, url:<https://es.mathworks.com/discovery/fuel-cell-model.html>.
- [2] Alessandro Bacchini and Enrico Cestino, *Electric vtol configurations comparison*, *Aerospace* **6** (2019), no. 3.
- [3] MEHMET EFE BALLI, *Evtol aircraft conceptual design and optimization*, (2019).
- [4] Oliver Bertram, *Uam vehicle design with emphasis on electric powertrain architectures*.
- [5] Patricia Díaz Baizán, *Supercondensadores híbridos asimétricos basados en materiales de carbono y especies redox inorgánicas*, Ph.D. thesis, 11 2016.
- [6] E-Hang184., *Available online:a*, url: <http://www.ehang.com/ehang184/specs>.
- [7] Samuel Raafat Fahim, Hany M. Hasanien, Rania A. Turkey, Abdulaziz Alkuhayli, Abdullrahman A. Al-Shamma'a, Abdullah M. Noman, Marcos Tostado-Véliz, and Francisco Jurado, *Parameter identification of proton exchange membrane fuel cell based on hunger games search algorithm*, *Energies* **14** (2021), no. 16.
- [8] Vittorio Cipolla Vincenzo Binante y Davide Zanetti Giuseppe Palaia, Karim Abu Salem, *A conceptual design methodology for e-vtol aircraft for urban air mobility*, MDPI (2021).
- [9] Mathworks, *Fuel cell stack*, url: <https://es.mathworks.com/help/sps/powersys/ref/fuelcellstack.html>Reference
- [10] David Menzi, Luc Imperiali, Elias Bürgisser, Martin Ulmer, Jonas Huber, and Johann W. Kolar, *Ultra-lightweight high-efficiency buck-boost dc-dc converters for future evtol aircraft with hybrid power supply*, *IEEE Transactions on Transportation Electrification* (2024), 1–1.
- [11] Patrick Nathen, Andreas Strohmayr, R. Miller, Samuel Grimshaw, and J. Taylor, *Architectural performance assessment of an electric vertical take-off and landing (e-vtol) aircraft based on a ducted vectored thrust concept*, (2021).
- [12] Tore M. Undeland Ned Nohan and Williams P. Robbins, *Electrónica de potencia*, Mc Graw Hill, 2009.

- [13] Dianelys Ondarse Álvarez, *Batería. enciclopedia*, url: <https://concepto.de/bateria/>.
- [14] Junhwi Park, Donguk Lee, Daejin Lim, and Kwanjung Yee, *A refined sizing method of fuel cell-battery hybrid system for evtol aircraft*, *Applied Energy* **328** (2022), 120160.
- [15] Manuel Rodríguez, *¿qué son las pilas de combustible?*, url: <https://www.inesem.es/revistadigital/gestion-integrada/pilas-combustible/>.
- [16] Niraja Swaminathan, Siddavatam Ravi Prakash Reddy, Kaushik RajaShekara, and Kiruba S. Haran, *Flying cars and evtols—technology advancements, powertrain architectures, and design*, *IEEE Transactions on Transportation Electrification* **8** (2022), no. 4, 4105–4117.
- [17] George L. Thomas, Jeffryes W. Chapman, Jonathan Fuzaro Alencar, Hashmatullah Hasseeb, David J. Sadey, and Jeffrey T. Csank, *Multidisciplinary systems analysis of a six passenger quadrotor urban air mobility vehicle powertrain*, (2020), 1–22.
- [18] Yet-Ming Chiang Esther Takeuchi Marty Bradley John Langford y Michael Winter Venkatasubramanian Viswanathan, Alan H. Epstein, *The challenges and opportunities of battery-powered flight*, *Nature* (2022).
- [19] Wikipedia, *Pila de combustible — wikipedia, la enciclopedia libre*, 2024, url: https://es.wikipedia.org/w/index.php?title=Pila_de_combustible&oldid=162573939.
- [20] Jose Ignacio León Galván y Sergio Vazquez Pérez, *Técnicas básicas de modulación, asignatura electrónica de potencia de gierm, etsi us*.
- [21] Shashank Sripad y Venkatasubramanian Viswanathan, *The promise of energy-efficient battery-powered urban aircraft*, *PNAS* (2021).
- [22] Francisco Gordillo Álvarez, *Control pid, apuntes de la asignatura de control automático gía us*.