



MÁSTER UNIVERSITARIO EN INGENIERÍA AEROESPACIAL.

TRABAJO DE FIN DE MÁSTER.

**Motor eléctrico en la aviación comercial. Estudio y
análisis del estado tecnológico actual.**

AUTOR:

ÁLVARO SANTOS SÁNCHEZ

TUTOR:

ERNESTO DE LA FUENTE CANTARINO

CURSO

2022/2023

RESUMEN

Este trabajo de fin de Máster está dirigido a analizar el estado actual de la aviación eléctrica y al estudio de las actuaciones de una avioneta propulsada únicamente por potencia eléctrica.

El objetivo es determinar las prestaciones que una avioneta cualquiera del mercado puede proporcionar si se sustituye su planta de potencia por una eléctrica. Una vez determinadas las actuaciones, se adapta la aeronave al tipo de misión que puede cumplir en base a los resultados obtenidos.

El trabajo comienza con una breve introducción y sitúa al lector en el contexto actual de la aviación y las dificultades que atraviesa el sector, presentando los principales motivos que impulsan el desarrollo de la aviación eléctrica.

A continuación se realiza un estudio del funcionamiento de la propulsión eléctrica que incluye: su integración en función de su arquitectura, tipos de baterías y su funcionamiento y tipos de motores y su funcionamiento.

En el tercer capítulo se analiza el estado del arte actual de la aviación eléctrica, investigando diferentes tipos de configuraciones, modelos y fabricantes para conocer las diferentes soluciones tecnológicas que existen actualmente en el mercado.

En el cuarto capítulo se encuentra la parte analítica del trabajo en la que se selecciona la arquitectura de la aeronave de estudio, las baterías y el motor empleado. Además se determinan las expresiones que determinan las actuaciones de la aeronave aplicando una serie de hipótesis y simplificaciones. Con todo esto se obtienen los resultados del estudio.

Para finalizar y, en vista de los resultados obtenidos, se determina el tipo de misión para la que se adecua la aeronave seleccionada.

En el capítulo final se añaden las conclusiones al trabajo realizado y se determinan futuras líneas de investigación que ayuden a completar y a tener una visión más completa del estado de la aviación eléctrica.

AGRADECIMIENTOS

A mi tutor Ernesto de la Fuente, por su disponibilidad y por estar siempre pendiente del trabajo, ayudando, corrigiendo y proporcionando ideas para mejorar el resultado.

A mi familia, por estar siempre presente en mi etapa educativa y laboral, apoyándome incondicionalmente.

INDICE Y TABLA DE CONTENIDOS.

1.INTRODUCCIÓN	10
1.1 Orígenes y desarrollo de la potencia eléctrica en aeronaves.	10
Figura 1.1.1: Consumo eléctrico de diferentes aeronaves.	11
1.2 Estado actual de la aviación.	11
Figura 1.2.1: Emisiones de un avión bimotor estándar.	12
Figura 1.2.2: Tendencia esperada de la evolución del tráfico aéreo.	13
Figura 1.2.3: Evolución del tráfico aéreo esperada.	13
Figura 1.2.4: Emisiones de carbono esperadas para 2050.	14
2. PROPULSIÓN ELÉCTRICA	17
2.1 Clasificación.	17
Figura 2.1: Configuración propulsiva eléctrica.	17
Figura 2.2: Configuración híbrida en paralelo.	18
Figura 2.3: Configuración híbrida en serie.	18
Figura 2.4: Configuración mixta.	19
Figura 2.5: Configuración parcialmente turbo eléctrica.	19
Figura 2.6: Configuración completamente turbo eléctrica.	20
2.2 Baterías.	20
Figura 2.2.1: Detalle de una APU.	21
2.2.1 Tipos de baterías:	21
Figura 2.2.1.1: Esquema de una batería de plomo.	22
Figura 2.2.1.2: Esquema de una batería de ion-litio.	23
Figura 2.2.1.3: Rango de operación de las baterías.	24
2.2.2 Alternativas energéticas a las baterías:	25
Figura 2.2.2.1: Celda de combustible.	25
Figura 2.2.2.2: Batería inercial.	26
Figura 2.2.2.3: Avión con placas solares.	27
2.3 Tipos de motores:	28
Figura 2.3.1 : Motor de CC de Safran.	29
Figura 2.3.2: Motor Siemens SP200D.	30
3. ESTADO DEL ARTE ACTUAL Y FUTUROS PROYECTOS	31
3.1 More Electric Aircraft (MEA).	31
Figura 3.1.1: Estructura de la distribución de potencia de un aerorreactor.	31
Figura 3.1.2: Esquema de las superficies de control de un ala.	32
Figura 3.1.3: Detalle del tren de aterrizaje y frenos de un avión.	33
Figura 3.1.4: Detalle del radar del Eurofighter.	34
Figura 3.1.5: Estructura convencional de los sistemas de un avión.	35
Figura 3.1.6: Arquitectura de una aeronave MEA.	36

3.2 Fabricantes y tipos de aeronaves eléctricas	36
3.2.1 V-TOL o Vertical Take off landing.	37
Tabla 3.2.1.1: Características de la aeronave Lilium.	37
Figura 3.2.1.1: Aeronave Lilium.	38
Tabla 3.2.1.2: Características del Bell Nexus.	38
Figura 3.2.1.2: Aeronave Bell-Nexus.	39
Tabla 3.2.1.3: Características del EHang 216.	39
Figura 3.2.1.3: Aeronave EHang 216.	40
Tabla 3.2.1.3: Características del VA-X4	40
Figura 3.2.1.3: Aeronave VA-X4	41
3.2.2 Aviación regional:	41
Tabla 3.2.2.1: Características de Alice	41
Figura 3.2.2.1: Aeronave Alice.	42
Tabla 3.2.2.2 : Características del Zunum.	42
Figura 3.2.2.2: Aeronave Zunum.	43
Tabla 3.2.2.3: Características de Heart Aerospace.	43
Figura 3.2.2.3: Aeronave Heart Aerospace.	44
3.2.3 Aviación comercial:	44
Tabla 3.2.3.1: Características de la aeronave Ce-Liner.	44
Figura 3.2.3.1: Aeronave Ce-Liner.	45
Figura 3.2.3.2: Aeronave E-Fan X.	46
3.2.4 Aviación general:	46
Tabla 3.2.4.1: Características de la Pipistrel Alpha Electro.	46
Figura 3.2.4.1: Avioneta Pipistrel Alpha Electro.	47
Tabla 3.2.4.2: Características de la avioneta eFlyer 2.	47
Figura 3.2.4.2: Avioneta eFlyer 2.	48
Tabla 3.2.4.3: Características de la avioneta Siemens 330 LE.	48
Figura 3.2.4.3: Avioneta Siemens 330 LE.	49
Tabla 3.2.4.4: Características de la avioneta Diamond Eda40.	49
Figura 3.2.4.4: Avioneta eDA40.	50
4. ESTUDIO Y DISEÑO PRELIMINAR DE UNA AERONAVE DE PROPULSIÓN ELÉCTRICA.	51
4.1 Selección de la arquitectura de la aeronave.	51
Tabla 4.1.1: Características de la avioneta Cessna 172.	52
Tabla 4.2.2 : Características de rendimiento de la avioneta Cessna 172.	53
Figura 4.1.1: Vistas de la avioneta Cessna 172.	53
4.2 Selección del tipo de motor.	53
Figura 4.2.1: Detalle del motor SP260D.	56
Tabla 4.2.1: Características del motor SP260D.	56
4.3 Selección del tipo de batería.	56
Figura 4.3.1: Gráfico de densidad energética de diferentes propulsores.	57
Figura 4.3.2: Clasificación según densidad energética de los tipos de	

baterías.	58
Tabla 4.3.1: Características de la batería utilizada.	59
Figura 4.3.2 : Módulo con las baterías de ion de Litio integradas.	59
4.4 Cálculo de las actuaciones de la aeronave.	59
4.4.1 Hipótesis:	60
4.4.2 Ecuaciones de la mecánica de vuelo:	60
Figura 4.4.2.1: Fuerzas resultantes sobre la aeronave.	60
Ecuación (4.1)	61
Ecuación (4.2)	61
Ecuación (4.3)	61
Ecuación (4.4)	61
Ecuación (4.5)	61
Ecuación (4.6)	62
Ecuación (4.7)	62
Ecuación (4.8)	62
Ecuación (4.9)	63
Ecuación (4.10)	63
Ecuación (4.11)	64
Figura 4.4.2.2: Relación de los términos de resistencia.	64
Ecuación (4.12)	64
Ecuación (4.13)	65
Ecuación (4.14)	65
Ecuación (4.15)	65
Ecuación (4.16)	65
Ecuación (4.17)	65
Ecuación (4.18)	66
Tabla 4.4.2.1: Valores característicos de la avioneta.	66
Ecuación (4.19)	66
Ecuación (4.20)	66
Ecuación (4.21)	67
Ecuación (4.22)	67
Ecuación (4.23)	67
Ecuación (4.24)	67
Ecuación (4.25)	68
Ecuación (4.26)	68
Ecuación (4.27)	68
Ecuación (4.28)	68
Ecuación (4.29)	69
Ecuación (4.30)	69
Tabla 4.4.2.2: Dimensiones de los parámetros de la ecuación 4.30.	69
Figura 4.4.2.3: Rendimientos de las aeronaves para cada sistema propulsivo.	70

Ecuación (4.31)	70
Ecuación (4.32)	70
Tabla 4.4.2.2: Valores para la sensibilidad de la ecuación del rango.	71
Tabla 4.4.2.3: Resultados obtenidos de la sensibilidad.	71
Figura 4.4.2.4: Rango de la avioneta en función de los parámetros.	72
Figura 4.4.2.5: Rango de la avioneta en función de los parámetros.	72
4.4.3 Estimación de masas.	73
Tabla 4.4.3.1: Distribución de peso de la avioneta Cessna 172.	73
Tabla 4.4.3.2: Distribución de masa de la avioneta electrificada.	74
4.5 Resultados	75
Tabla 4.5.1: Resultados obtenidos del estudio.	75
5. SELECCIÓN DE MISIÓN	77
Figura 5.1: Rango de la aeronave en la base de San Javier.	78
Figura 5.2 Rango de operación de la aeronave en Fuentemilanos.	79
5.1 Líneas de mejora.	79
Figura 5.1.1: Esquema interno de la avioneta Cessna 172.	80
6. CONCLUSIÓN.	82
6.1 Futuras líneas de investigación.	83
BIBLIOGRAFÍA	85

1.INTRODUCCIÓN

1.1 Orígenes y desarrollo de la potencia eléctrica en aeronaves.

En los comienzos de la aviación los requerimientos eléctricos eran simbólicos. Se empleaba la energía eléctrica producida por unos magnetos, actualmente en desuso, para provocar el encendido de los motores mediante bujías sustituyendo así al sistema manual de arranque y los peligros que ello conllevaba.

Según se producía un desarrollo en la tecnología, se comenzaron a implantar nuevos sistemas que requerían de un mayor consumo eléctrico como la introducción de luces de navegación, iluminación o las radios. Esto implicaba la necesidad de utilizar sistemas que proporcionasen la suficiente potencia eléctrica para la utilización de estos equipos, de ahí la introducción de generadores eléctricos accionados por motores.

Tanto la primera como la segunda guerra mundial supusieron puntos críticos en la curva de desarrollo tecnológico. A raíz de estos acontecimientos aparecen equipos como el radar, sistemas de armamentos controlados eléctricamente o sistemas de control de vuelo que incrementaron la sofisticación de las aeronaves y de los subsistemas que requerían ir embarcados.

Sin embargo, fue a raíz del desarrollo de la aviación comercial cuando la complejidad y la introducción de sistemas dependientes de la potencia eléctrica realmente se disparó. La necesidad de incrementar la seguridad, eficiencia y operatividad del transporte motivó notablemente el avance en los equipos de aviónica, de comunicación, de instrumentación, de posicionamiento y guiado, ordenadores de abordaje y sistemas de control de motor electrónicos que, por consiguiente, incrementaron el consumo eléctrico de las aeronaves.

En la *figura 1.1.1* se puede observar cómo el consumo eléctrico ha ido creciendo a medida que se incrementó la sofisticación de los equipos electrónicos embarcados y de las necesidades de los nuevos modelos de aeronaves desarrollados por los principales fabricantes.

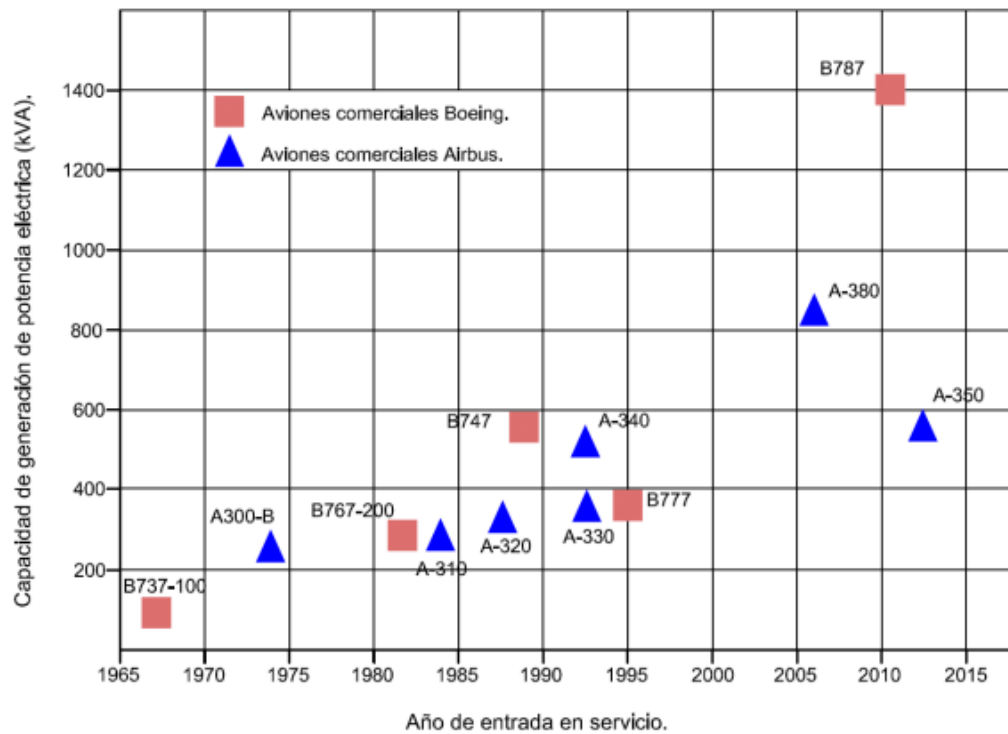


Figura 1.1.1: Consumo eléctrico de diferentes aeronaves.

1.2 Estado actual de la aviación.

El sector aeronáutico tiene actualmente, a pesar de la reciente pandemia de la Covid-19 y la crisis en el sector que esta conllevó, una importancia estratégica y fundamental desde un punto de vista económico y tecnológico.

Todos los sistemas equipados en las aeronaves tienen una exigencia tecnológica muy superior al resto de los medios de transporte, especialmente los sistemas de propulsión.

Estos deben tener una relación potencia/peso elevado, con un nivel medio de vida muy superior al resto de vehículos y con una eficiencia propulsiva lo más alta posible.

Todo esto conlleva a una complejidad tecnológica requerida muy superior al resto de medios de transporte con un impacto notable en el medio ambiente. Según la FOCA (Federal Office of Civil Aviation), una aeronave comercial bimotor típica como el Airbus A320, durante una hora y transportando pasajeros, absorbe 850 toneladas de aire y, mezclado con 2.7 toneladas de queroseno, emite al medio ambiente mediante el flujo primario unas 130 toneladas de aire caliente, incluyendo 8500 kg de dióxido de carbono (CO₂), además de otros contaminantes como los óxidos de nitrógeno (NO_x), el dióxido de sulfuro (SO₂) y el monóxido de carbono (CO) como se puede observar en la *figura 1.2.1*.

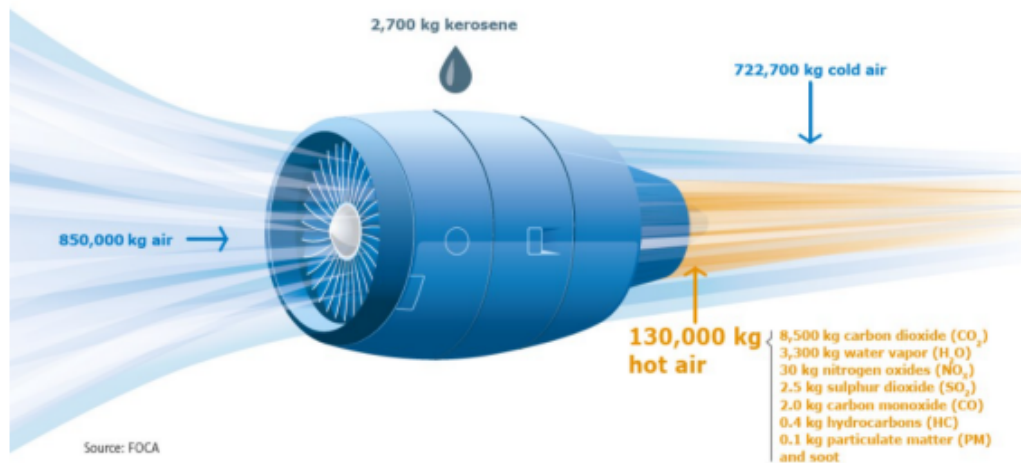


Figura 1.2.1: Emisiones de un avión bimotor estándar.

A su vez, se trata de un sector que sigue creciendo, exceptuando la crisis previamente mencionada, desde sus inicios. Esto implica que la emisión de este tipo de contaminantes está intrínsecamente relacionada con la evolución y el crecimiento de la aviación.

Se espera que para finales de 2024 comienzos de 2025 se haya producido una recuperación total dentro del sector y que, a partir de 2025, se mantenga con un crecimiento constante de alrededor del 3%.

Se puede comprobar la curva de la previsión del tráfico aéreo en las *figuras 1.2.2 y 1.2.3*.

Airbus expects a full recovery of air traffic between 2023 and 2025

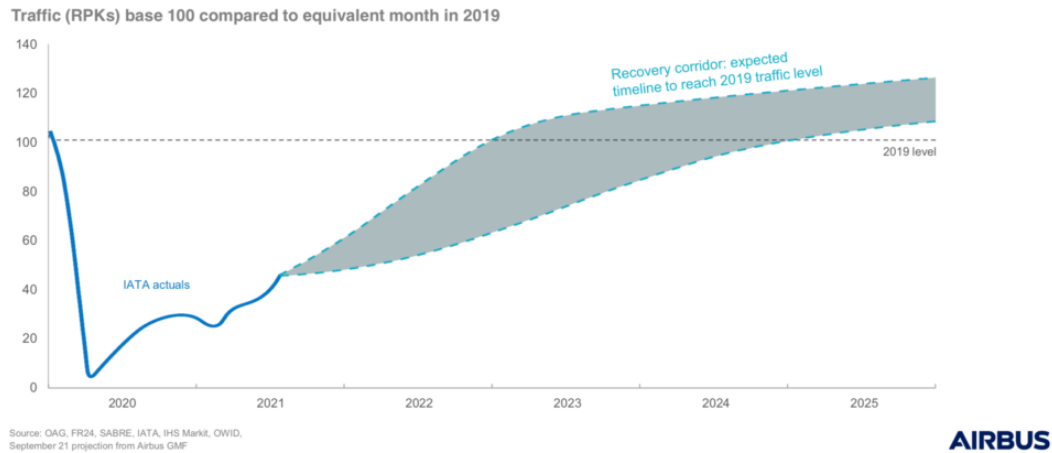


Figura 1.2.2: Tendencia esperada de la evolución del tráfico aéreo.

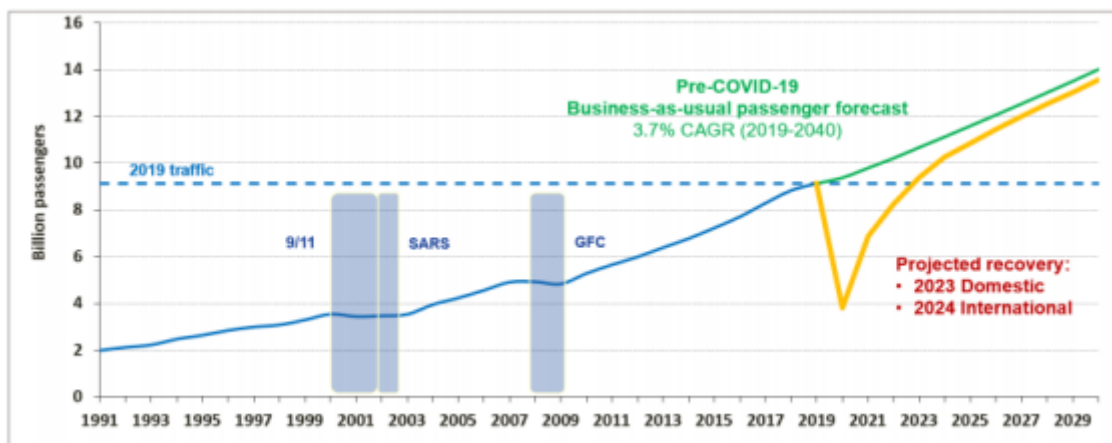


Figura 1.2.3: Evolución del tráfico aéreo esperada.

Como se ha mencionado previamente, el constante crecimiento del sector aerospacial tiene ligado un incremento en la cantidad de emisiones de gases perjudiciales para el medio ambiente como se puede comprobar en la figura 1.2.4. Este incremento requiere de numerosas medidas para reducir, controlar o eliminar total o parcialmente su producción.

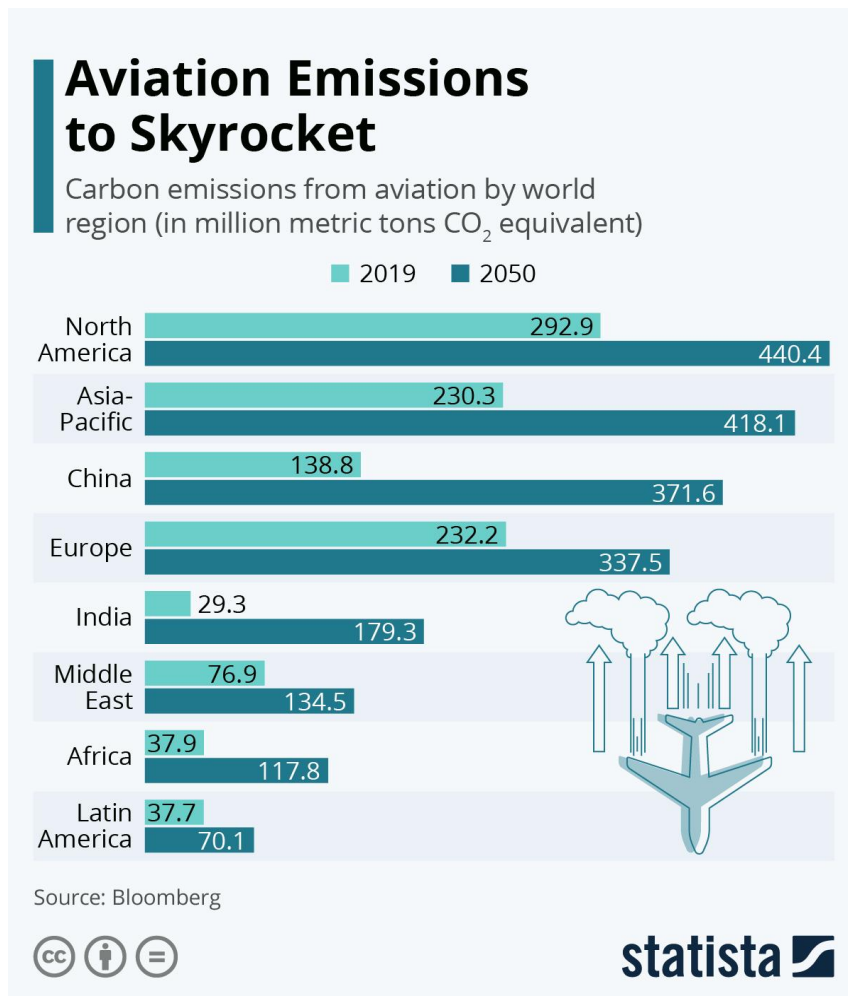


Figura 1.2.4: Emisiones de carbono esperadas para 2050.

A raíz de la tendencia prevista del tráfico aéreo y de la importancia estratégica y económica que representa, existen numerosas presiones cuyo objetivo es la creación de medidas para gestionar el crecimiento del sector y su impacto en el medio ambiente.

Algunas de las medidas presentadas son:

- **Turbinas de gas ultraeficientes:** los principales fabricantes de aeronaves han conseguido mejorar la eficiencia de estas modificando la configuración de los motores. Aviones como el *A320Neo* o el *B737Max* son adaptaciones de sus predecesores a las nuevas generaciones de motores. El principal objetivo de esta vía de desarrollo es mejorar los rendimientos propulsivos y térmicos de

los motores. Por ejemplo, *Rolls Royce* está llevando a cabo un proyecto de desarrollo del UltraFan (open rotor).

- **Biocombustibles:** Los combustibles alternativos tienen como objetivo reducir las emisiones de carbono que presentan los combustibles tradicionales. Dentro de este tipo de propulsores existen diferentes clasificaciones:

1. Drop-in: son aquellos combustibles derivados de fuentes renovables que pueden mezclarse con combustibles tradicionales para reducir la huella de carbono. Este tipo de propulsores apenas requieren modificaciones en las infraestructuras aeroportuarias o en las aeronaves.
2. Non Drop-in: este bloque engloba los tipos de combustibles que sí requieren grandes modificaciones en las infraestructuras del sector o en la propia aeronave. Por ejemplo el hidrógeno líquido.

- **Modernización del tráfico aéreo:** La optimización de las rutas de vuelo y la gestión del tráfico aéreo pueden reducir las emisiones al minimizar los tiempos de espera en el aire y los desvíos innecesarios. Sistemas como el SESAR (Single European Sky ATM Research) en Europa y el NextGen en los Estados Unidos buscan mejorar la eficiencia del tráfico aéreo.

- **Hibridación o electrificación de las aeronaves:** el principal objetivo de aumentar la electrificación en las aeronaves es la reducción total o parcial de la emisión de gases contaminantes producidas durante el proceso de combustión en las turbinas de gas.

Actualmente existen dos teorías que comparten ese mismo objetivo:

1. Hibridación: implica la combinación de un motor de combustión tradicional con uno eléctrico. La principal función de la propulsión eléctrica es la de aportar un empuje adicional en determinados puntos de la envolvente de vuelo para aumentar la eficiencia de la operación. Existen sistemas de recuperación de energía eléctrica durante las fases de despegue y aterrizaje que pueden reducir en mayor medida las emisiones de CO₂.
2. Electrificación: consiste en la sustitución de los motores de combustión interna por unos completamente eléctricos. Estos se

encontrarán alimentados por baterías o por sistemas de generación de energía a bordo como las celdas de combustible. Actualmente supone uno de los mayores desafíos de la industria, ya que la densidad energética de las baterías suponen una limitación en la autonomía de las aeronaves.

2. PROPULSIÓN ELÉCTRICA

En este capítulo se van a analizar las principales configuraciones y características de propulsión eléctrica.

2.1 Clasificación.

Existen diferentes configuraciones dentro de la propulsión eléctrica: desde arquitecturas completamente eléctricas hasta una combinación de potencia producida por baterías y turbinas de gas. Algunas de ellas son las siguientes:

1. **Completamente eléctrico:** todos los sistemas eléctricos y propulsivos de la aeronave utilizan las baterías como la única fuente de energía.

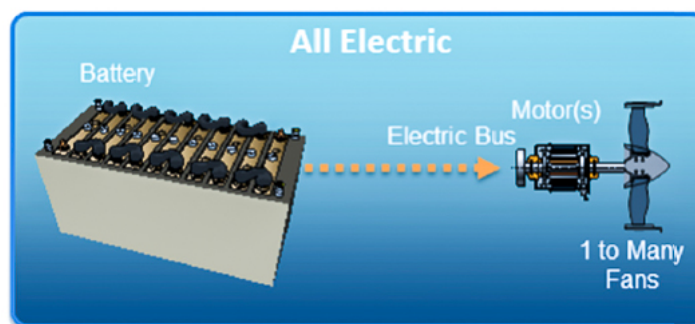


Figura 2.1: Configuración propulsiva eléctrica.

2. **Híbrido eléctrico:** las aeronaves con un sistema de propulsión híbrido utilizan las turbinas de gas para propulsarse y para recargar las baterías que a su vez se utilizan como sistema de propulsión durante determinadas fases en la envolvente de vuelo.

Existen tres configuraciones:

- Híbrido paralelo: se trata de un sistema en el que la batería y la turbina de gas se encuentran unidos al fan por el mismo eje, de manera que la transmisión de potencia puede ser realizada por uno de ellos, o por ambos simultáneamente.

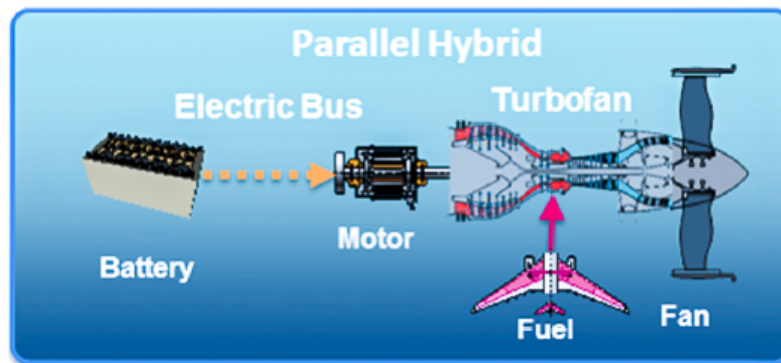


Figura 2.2: Configuración híbrida en paralelo.

- Híbrido en serie: se trata de una configuración en la que únicamente los motores eléctricos se encuentran unidos al fan. La potencia extraída en la turbina de gas se utiliza para mover un generador eléctrico que a su vez alimenta los motores o para cargar las baterías.

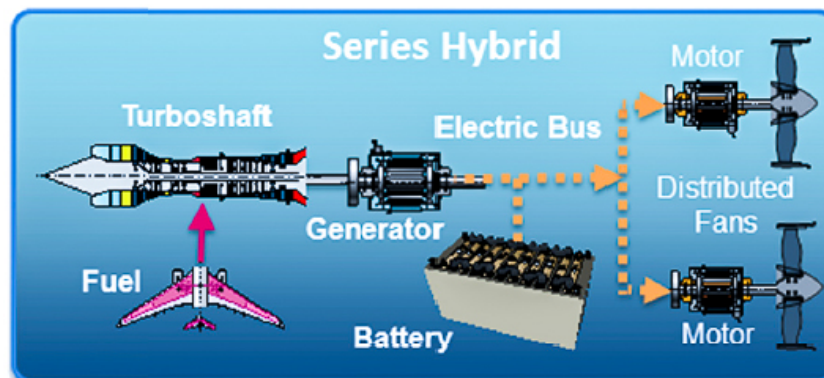


Figura 2.3: Configuración híbrida en serie.

- Híbrido mixto: es una configuración donde existen fanes movidos directamente por la turbina de gas y otros a partir de los motores eléctricos alimentados por baterías.

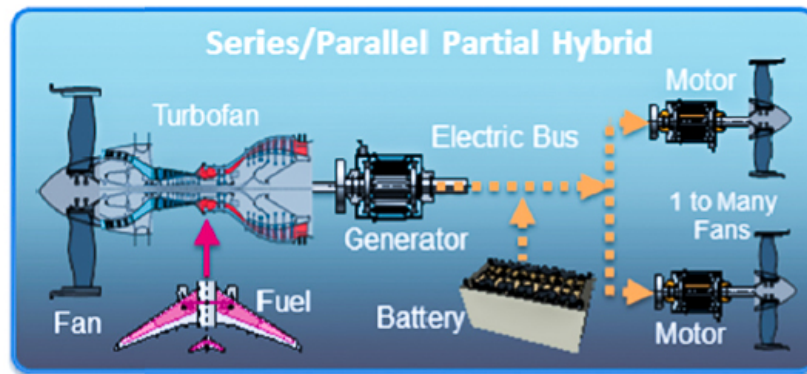


Figura 2.4: Configuración mixta.

3. **Turbo Eléctrico:** las aeronaves turbo eléctricas no utilizan baterías como sistema propulsivo sino que son las propias turbinas de gas las que proporcionan potencia a los generadores eléctricos que a su vez alimentan a los motores eléctricos que mueven los fanes. Existen dos configuraciones:

- Parcialmente turbo eléctrico: es una configuración que utiliza parte de la energía eléctrica para propulsar la aeronave.

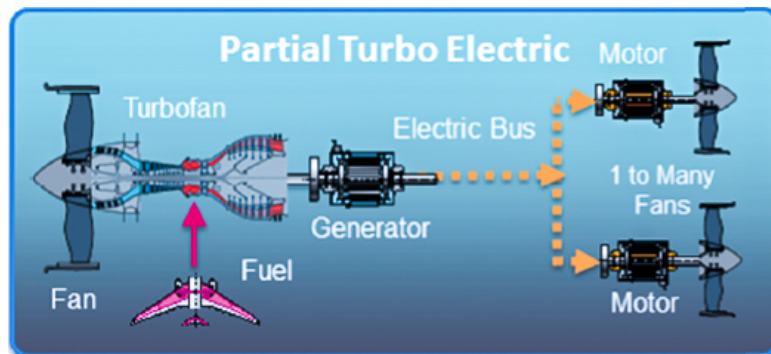


Figura 2.5: Configuración parcialmente turbo eléctrica.

- Completamente turbo eléctrica: es una configuración que utiliza toda la energía extraída en la turbina de gas para alimentar los generadores que invierten y dan potencia a los motores eléctricos conectados a los fanes.

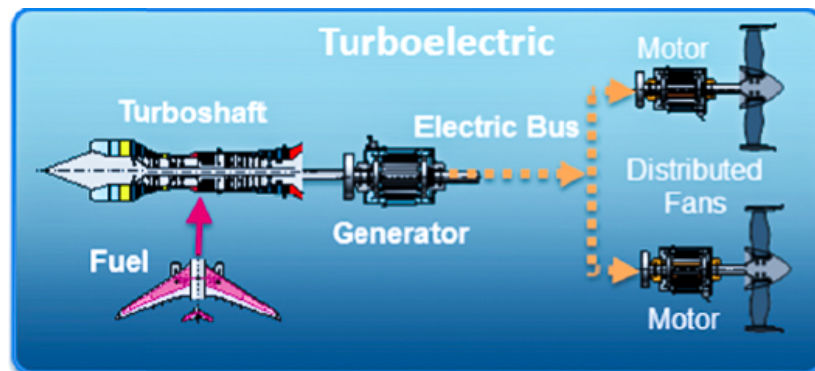


Figura 2.6: Configuración completamente turbo eléctrica.

2.2 Baterías.

Las baterías en una aeronave tienen diferentes funciones dependiendo del tipo de aeronave y de su diseño. Algunas de sus funciones son:

1. **Arranque de motores:** la energía acumulada en las baterías se puede utilizar para poner en marcha los aerorreactores de la aeronave hasta que estos alcanzan el punto de funcionamiento autónomo.
2. **Suministro de energía eléctrica:** la cantidad de potencia eléctrica suministrada dependerá del tipo de avión y de su configuración. Sin embargo, existen una serie de sistemas que comparten todas las configuraciones como son : el radar, la iluminación, los controles, radio etc, que requieren de energía eléctrica.
3. **Arranque de APU:** las aeronaves a menudo incorporan una unidad de potencia auxiliar que proporciona energía eléctrica y neumática cuando los motores principales no estén en funcionamiento. Las baterías se utilizan para arrancar esta unidad de potencia.

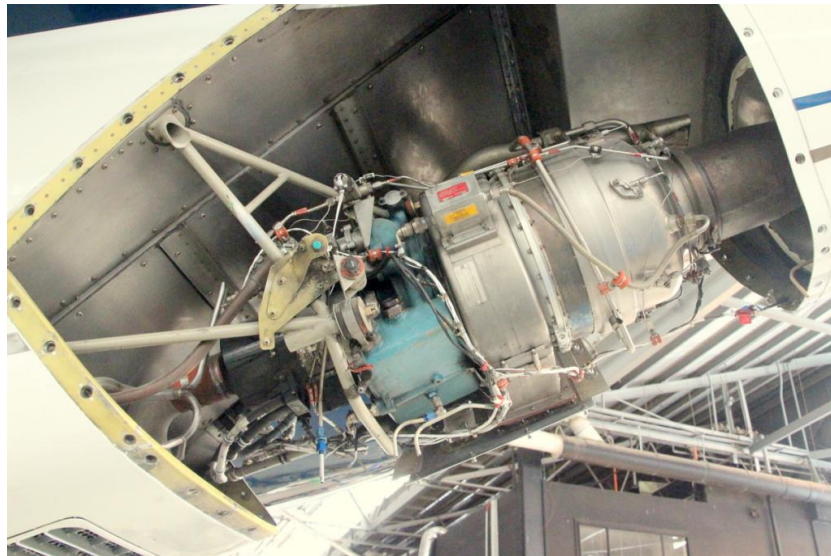


Figura 2.2.1: Detalle de una APU.

- 4. Emergencias:** las baterías son elementos esenciales que pueden proporcionar energía en circunstancias de emergencia. Por ejemplo, si se produce un fallo en los motores principales, las baterías se pueden encargar de suministrar la potencia requerida para mantener en funcionamiento los sistemas críticos embarcados.

2.2.1 Tipos de baterías:

En la aviación se utilizan diferentes tipos de baterías para diferentes aplicaciones. Los tipos de baterías más comunes son:

- **Baterías de ácido-plomo:**

Son las baterías más utilizadas en la aviación. Se basa en una tecnología desarrollada a finales del s.XIX considerándose la batería recargable más antigua.

Las principales ventajas de las baterías de ácido-plomo son su simplicidad en la fabricación, su madurez tecnológica tras muchos años de uso, los bajos requisitos de mantenimiento que presenta, y su bajo coste y su facilidad para su reciclaje. El principal inconveniente que presentan es su escasa densidad energética siendo este un factor crítico en el sector aeroespacial.

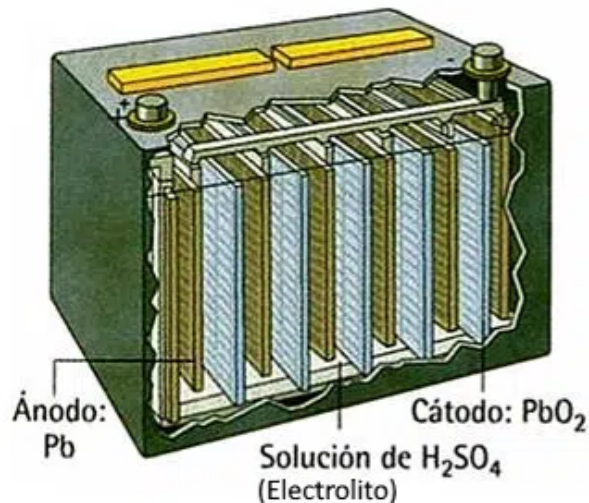


Figura 2.2.1.1: Esquema de una batería de plomo.

- **Baterías de Níquel-Cadmio:**

Los componentes de una célula de la batería Ni-Cd incluyen un cátodo compuesto de hidróxido de óxido de níquel, un ánodo hecho de cadmio metálico y un electrolito de hidróxido de potasio.

Las células NiCd se caracterizan por su flexibilidad y pueden estar constituidas de distintas formas para funcionar correctamente en diversas aplicaciones.

Además del gran rango de aplicaciones, estas baterías presentan otras ventajas como la fiabilidad, la longevidad de sus células, una mayor densidad energética, el poco mantenimiento requerido, y un gran rango de temperaturas operacionales. En comparación con otros tipos de baterías, estas tienen menor coste, aunque por otra parte poseen una ratio de reciclaje bajo asociado a los problemas medioambientales del Cadmio.

- **Baterías de iones de litio:**

Las baterías de iones de litio son una opción cada vez más popular en la aviación debido a su alta densidad de energía, lo que significa que pueden proporcionar una gran cantidad de energía con una arquitectura menos pesada. Se utilizan en aeronaves más pequeñas y drones, y se están investigando para aplicaciones en aeronaves más grandes. Son más eficientes y tienen una vida útil más larga en comparación con otras tecnologías.

Las baterías de ion de litio están selladas, no requieren mantenimiento y presentan un poder específico elevado y unas ratios de descarga bajas, extendiendo por tanto su ciclo de vida. Las consecuencias medioambientales son mínimas en la producción del litio. Sin embargo, la estandarización del reciclaje es un reto, debido a la variación de materiales que presentan el cátodo, el ánodo y el electrolito.

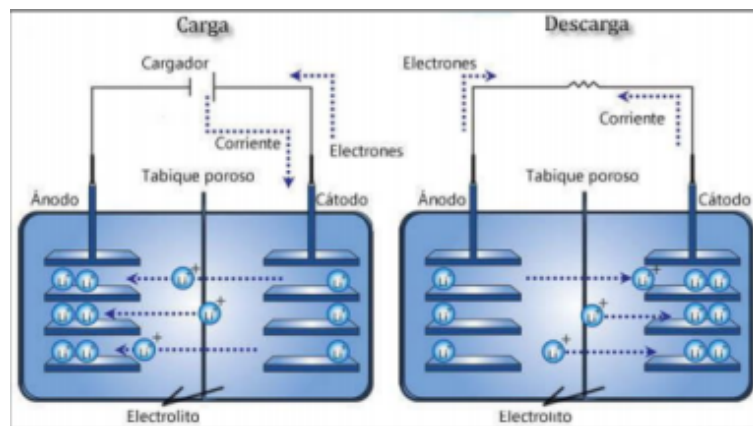


Figura 2.2.1.2: Esquema de una batería de ion-litio.

- **Baterías de hidruro de níquel-metal (NiMH):**

Son baterías que apenas han sido utilizadas en la industria de la aviación. Actualmente se utilizan en aeronaves pequeñas y no tripuladas debido a su alta capacidad de proporcionar una alta intensidad de corriente. Tienen un impacto medioambiental menor que las baterías Ni-Cd.

- **Baterías de Litio-Sulfuro:**

Las baterías de litio-sulfuro (Li-S) tienen un gran potencial para revolucionar la industria de las baterías. Con una capacidad energética teórica de 2600 W/kg, tiene una capacidad cinco veces mayor que las baterías de ión-litio. Es ligera y segura (no utiliza sustancias inflamables), con larga esperanza de vida y sin necesidad de mantenimiento.

Como todas las baterías de litio, existe un riesgo de combustión si se expone el litio al aire. La principal debilidad de estas células es la formación de dendritas de litio. El avance en esta tecnología está mostrando la posibilidad de que las baterías de Li-S puedan convertirse en la batería del futuro.

- **Baterías de Litio-aire:**

Las baterías de litio-aire, también denominadas baterías de oxígeno-litio, utilizan un ánodo de metal de litio, un cátodo de carbono poroso y un electrolito, típicamente sal de litio. La capacidad teórica de las baterías de litio-aire las hace muy atractivas para aplicaciones aeronáuticas o automotivas. Sin embargo, existen bastantes retos tecnológicos que necesitan ser superados primero. La capacidad teórica de estas baterías es de 11457 Wh/kg, aunque el actual estado del arte es de tan solo 500 Wh/kg. Uno de los mayores inconvenientes de estas baterías es que pierden un 25% de su capacidad original tan solo después de 50 ciclos de descarga. Este es uno de los mayores problemas tecnológicos al que se enfrenta el desarrollo de estas baterías.

Por lo general, existe un rango de temperaturas de funcionamiento óptimo que comparten la gran mayoría de las baterías. Este rango de operación oscila entre los 15°C y los 25°C, requiriendo un sistema auxiliar de refrigeración para mantener estas baterías en su punto óptimo. La curva de funcionamiento que relaciona la potencia de las baterías y su temperatura de operación es el siguiente:

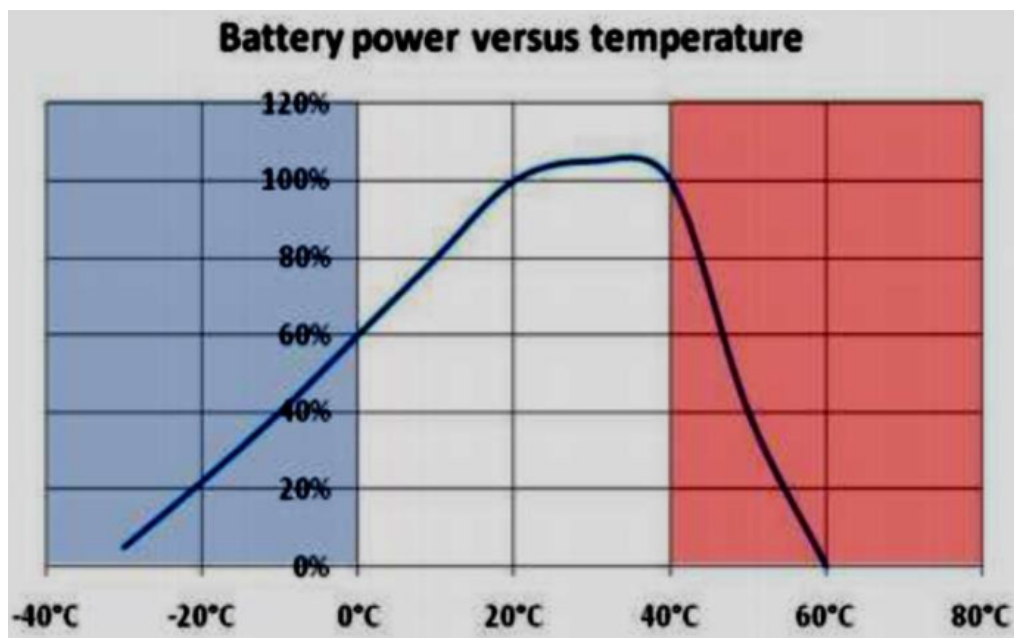


Figura 2.2.1.3: Rango de operación de las baterías.

2.2.2 Alternativas energéticas a las baterías:

Como se ha mencionado previamente, el papel de las baterías en la aviación es fundamental para el funcionamiento de dispositivos electrónicos, sistemas de comunicación y, en algunos casos, para la propulsión eléctrica en aeronaves ligeras. Sin embargo, hay alternativas a las baterías que se están explorando para mejorar la eficiencia y la sostenibilidad de la aviación. Algunas de estas alternativas incluyen:

- **Pilas de combustible:**

Son dispositivos que convierten la energía química de un combustible en electricidad y calor de manera directa. No producen emisiones contaminantes. El combustible más utilizado en la industria aeroespacial es el Hidrógeno líquido.

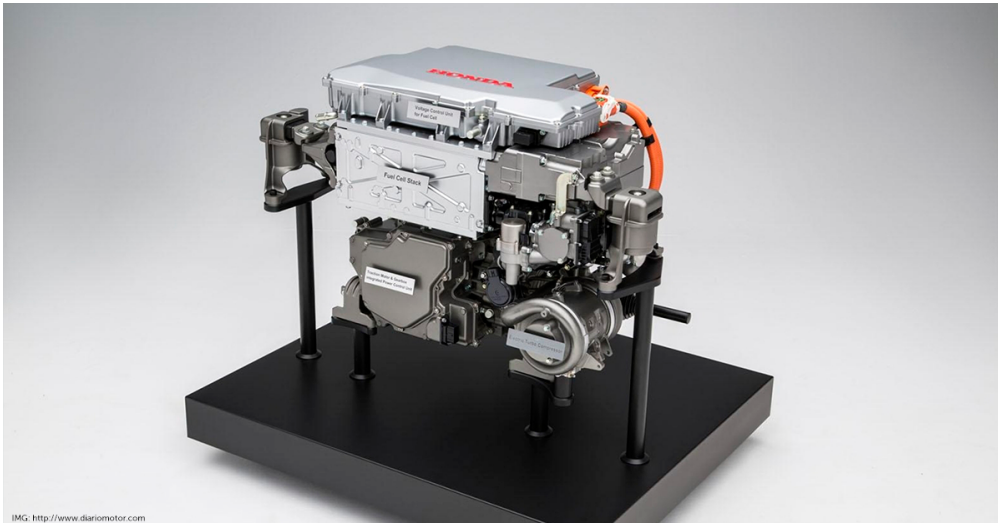


Figura 2.2.2.1: Celda de combustible.

- **Supercondensadores:**

Se tratan de dispositivos de almacenamiento de energía que presentan una densidad energética mayor que las baterías convencionales. Sin embargo, su capacidad de almacenamiento es menor y presentan una liberación energética rápida, por lo que su uso se limita a determinadas aplicaciones.

- **Sistemas inerciales:**

Actualmente se están desarrollando nuevos sistemas de almacenamiento de energía en vuelo como volantes de inercia o sistemas de almacenamiento de energía cinética para proporcionar potencia en condiciones de operación críticas reduciendo así la carga de las baterías.

La cantidad de energía almacenada depende de dos variables: la inercia del rotor (J) y su energía rotacional. La energía cinética del volante de inercia se puede calcular a partir de la siguiente expresión.

$$E = \frac{1}{2}J\omega^2$$

La energía de entrada se suele extraer de una fuente eléctrica, como un eje o un motor eléctrico, que hace acelerar la batería inercial, y se ralentiza cuando comienza a descargarse.

Una de las principales ventajas que presentan las baterías inerciales es su larga durabilidad, pudiendo realizar una gran cantidad de ciclos. El estado actual de este sistema puede llegar a presentar una capacidad energética máxima de cientos de kilovatios-hora.

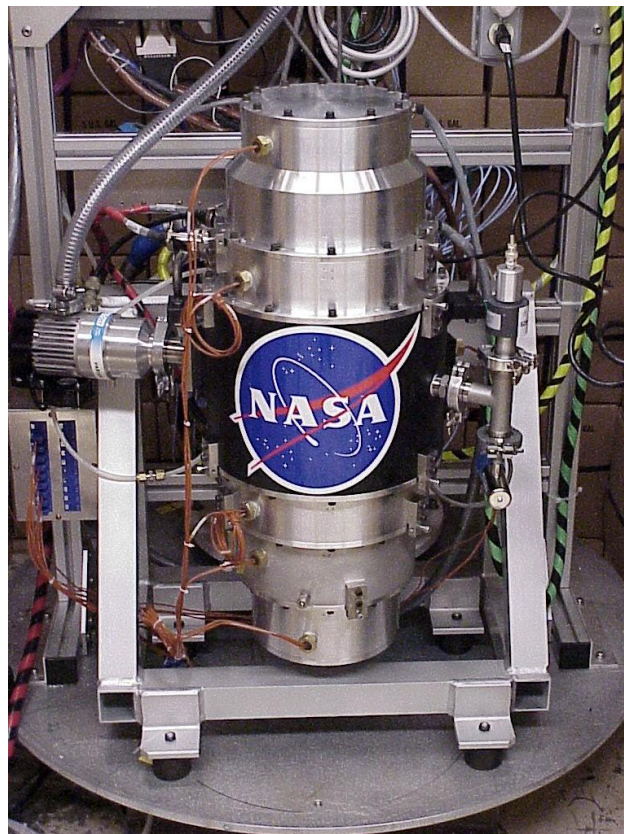


Figura 2.2.2.2: Batería inercial.

- **Hidrógeno líquido:**

Como se ha mencionado previamente, el hidrógeno líquido es el principal combustible utilizado en las pilas; sin embargo, puede ser utilizado por las turbinas de gas si éstas incorporan una serie de modificaciones. El hidrógeno tiene una alta densidad energética y en su combustión sólo emite agua convirtiéndose en un combustible muy atractivo debido a su escasa huella medioambiental.

- **Energía solar:**

En aeronaves ligeras o no tripuladas se están comenzando a implantar paneles solares para cargar las baterías de a bordo o como sistema de generador eléctrico.

Estos paneles se pueden situar en las alas o en el fuselaje de la aeronave.



Figura 2.2.2.3: Avión con placas solares.

2.3 Tipos de motores:

En la aviación se utilizan dos tipos de motores eléctricos clasificados en función de su esquema de funcionamiento. Estos son:

- **Motores de corriente continua (CC):** estos motores convierten la energía eléctrica en energía mecánica gracias a la acción de un campo magnético. Se dividen en dos partes:
 1. Rotor: es una espira de material conductor a la que se le aplica un diferencial de potencial. Constituye la parte móvil del motor.
 2. Estator: se compone de los imanes responsables de la creación del campo magnético. Estos imanes permanecen inmóviles.

Según *Lorentz*, la fuerza a la que se encuentra sometida la espira es proporcional a la longitud de ésta (L), la intensidad del campo (B), la intensidad de corriente (I) y depende del ángulo que forme el campo magnético con la intensidad de corriente (ϕ).

$$F = B \cdot L \cdot I \cdot \text{sen}(\phi)$$

Algunos de los fabricantes más conocidos son:

1. Safran Electrical and Power.
2. Thales.
3. General Electric.

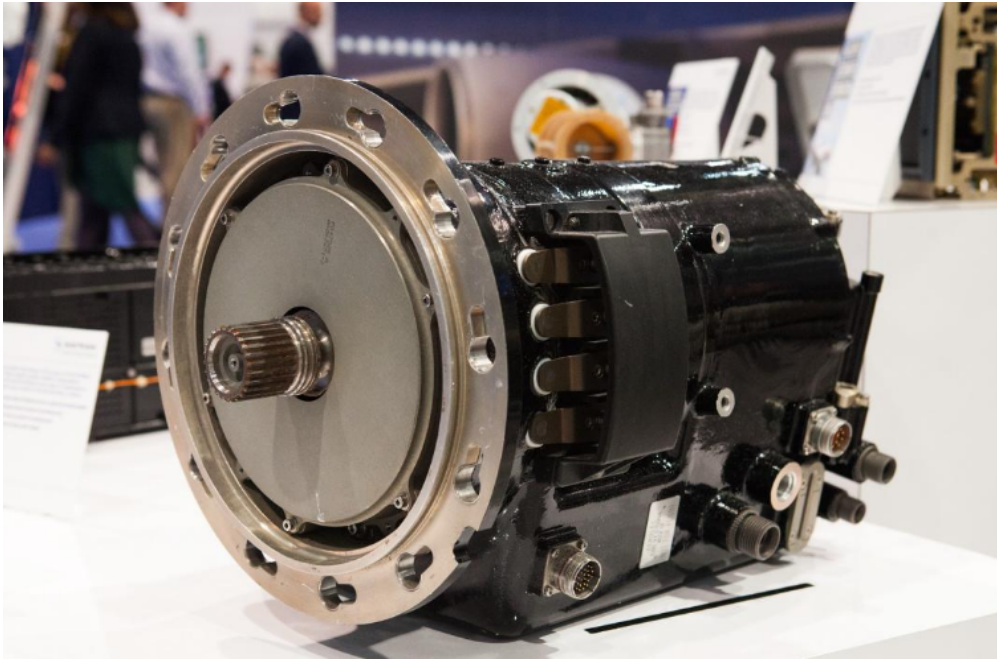


Figura 2.3.1 : Motor de CC de Safran.

- **Motores de corriente alterna (CA):** el principio de funcionamiento de estos motores se basa en un campo magnético giratorio que crea una corriente alterna trifásica. Este cambio da lugar a la generación de un campo magnético rotativo en las bobinas, impulsando el funcionamiento del motor. Existen principalmente dos tipos de motores:
 1. Asíncronos.
 2. Síncronos.

Algunos de los fabricantes más conocidos son:

1. Siemens.
2. Honeywell.
3. Rolls-Royce.

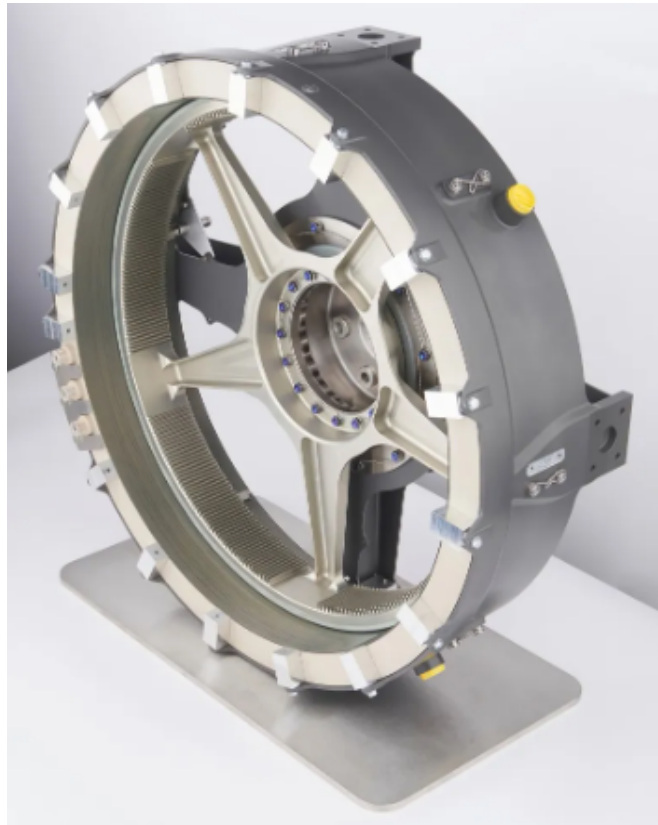


Figura 2.3.2: Motor Siemens SP200D.

3. ESTADO DEL ARTE ACTUAL Y FUTUROS PROYECTOS

En este apartado se va a realizar una investigación para analizar el estado actual de la aviación eléctrica, los proyectos a futuro y el concepto que cuenta con el mayor desarrollo a día de hoy que es el concepto de **MEA** o *More Electric Aircraft*.

3.1 *More Electric Aircraft (MEA)*.

El concepto *MEA* hace referencia a la tendencia actual de la industria aeronáutica de aumentar la electrificación de los sistemas y componentes de la aeronave.

Actualmente, la principal fuente de energía de los subsistemas de abordo procede de los motores de turbina de gas. Estos utilizan la energía química extraída del combustible para propulsar la aeronave y para alimentar a los diferentes sistemas embarcados.

Se puede comprobar las necesidades energéticas aproximadas de cada uno de los sistemas de una aeronave genérica en la *figura 3.1.1*.

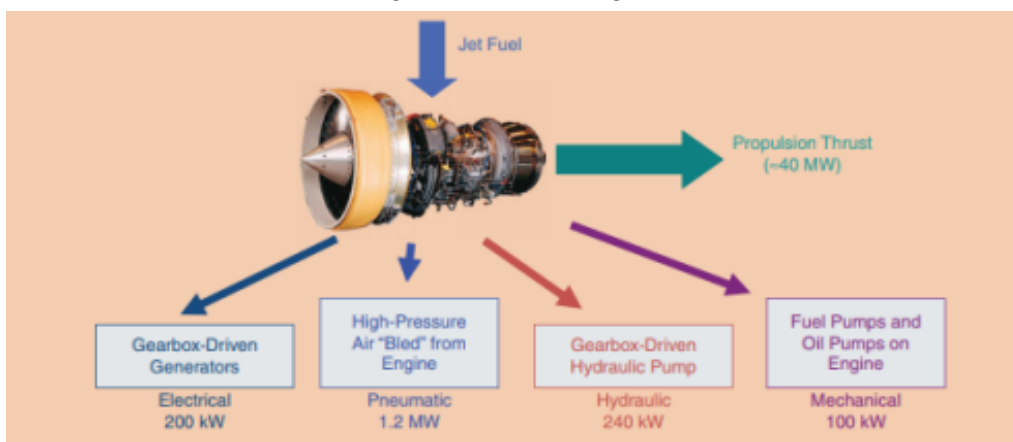


Figura 3.1.1: Estructura de la distribución de potencia de un aerorreactor.

En las arquitecturas convencionales de potencia no propulsiva presentes en la aviación comercial, son varios los subsistemas que requieren de energía derivada de la turbina de gas. Estos son:

- **Sistemas hidráulicos:** utilizan combustible o aceites específicos para llevar a cabo sus funciones. Algunas de ellas son:
 1. Control de superficies aerodinámicas: estos sistemas se utilizan para mover las superficies de control e influir así en la actitud y dirección del avión.

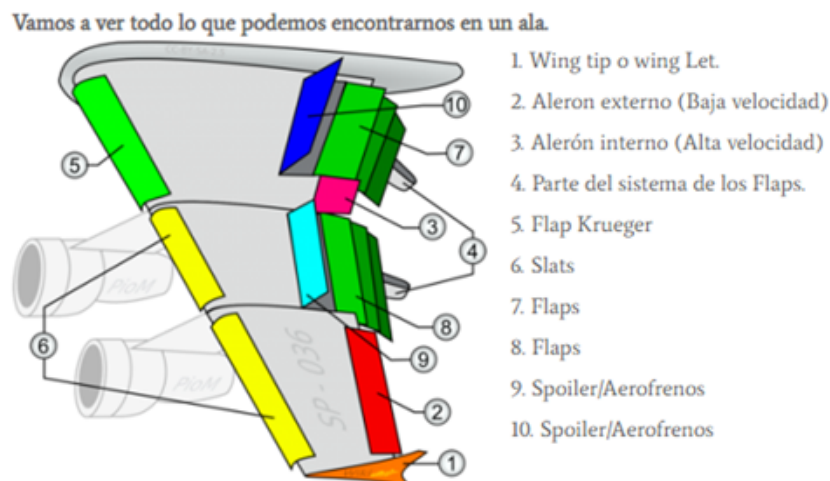


Figura 3.1.2: Esquema de las superficies de control de un ala.

2. Frenado: los frenos de las ruedas del tren de aterrizaje son accionados mediante sistemas hidráulicos.
3. Tren de aterrizaje: los sistemas que despliegan y repliegan el tren de aterrizaje son sistemas hidráulicos. A su vez, se encargan de amortiguar el impacto durante los aterrizajes.

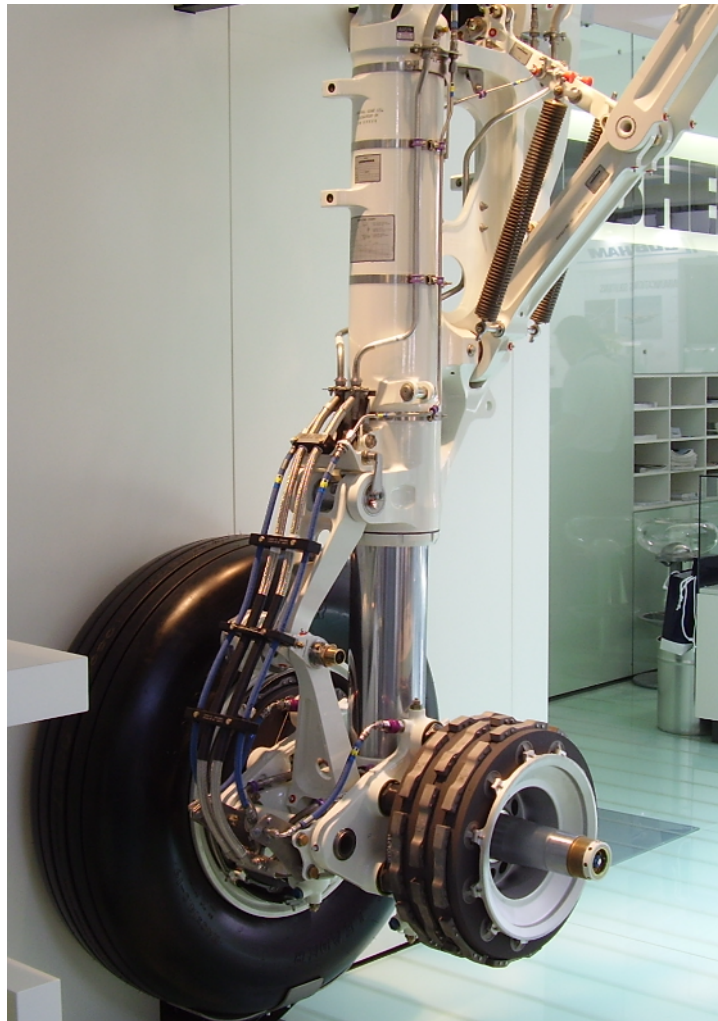


Figura 3.1.3: Detalle del tren de aterrizaje y frenos de un avión.

- **Sistemas mecánicos:** se encarga del bombeo de aceite y combustible principalmente para los motores.
- **Sistemas neumáticos:** utilizan gases como fluido de trabajo. En algunas aeronaves pequeñas se pueden utilizar como sistemas de frenado. Algunas de sus funciones más utilizadas son:
 1. Presurización de cabina.
 2. Sistema antihielo en alas y motores.
 3. Refrigeración de sistemas de radar y posicionamiento.

4. Refrigeración de componentes calientes del motor.
 5. Motores de arranque (APU).
- **Sistemas eléctricos:** se utiliza principalmente para:
 1. Aviónica: Los sistemas eléctricos alimentan la aviónica, que incluye instrumentación, sistemas de navegación y comunicaciones.



Figura 3.1.4: Detalle del radar del Eurofighter.

2. Iluminación: Los sistemas eléctricos controlan las luces de la aeronave, incluyendo luces de navegación, luces de aterrizaje y luces interiores.
3. Sistemas de control: los sistemas eléctricos están involucrados en el control de sistemas críticos como lo son la apertura y cierre de puertas, sistemas de alerta, autopiloto etc.
4. Entretenimiento a bordo.

El esquema de todos los sistemas nombrados anteriormente de un avión convencional es el siguiente:

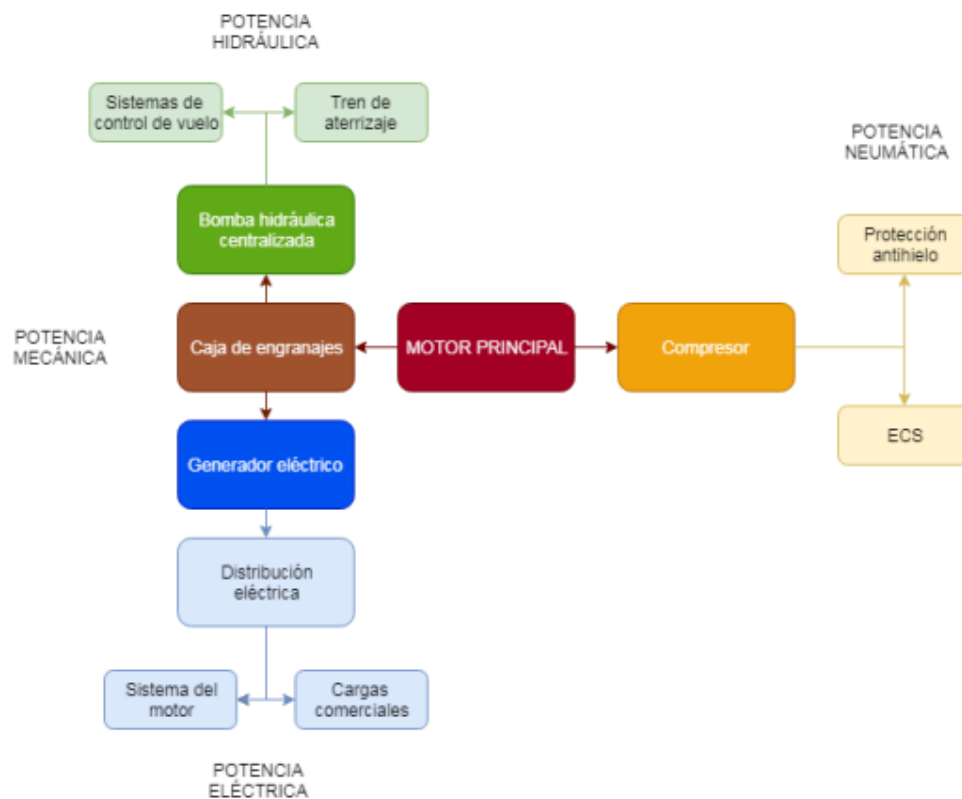


Figura 3.1.5: Estructura convencional de los sistemas de un avión.

Lo que pretende la filosofía **MEA** es reducir o eliminar la existencia de todos estos sistemas por unos alimentados exclusivamente por energía eléctrica. Estos sistemas presentan una menor complejidad global, menor coste de mantenimiento, mayor fiabilidad y detección de fallos, ahorro de peso y volumen y, al ser un único tipo de sistema, aumenta la eficiencia de la estructura.

La arquitectura de una aeronave MEA es el siguiente:

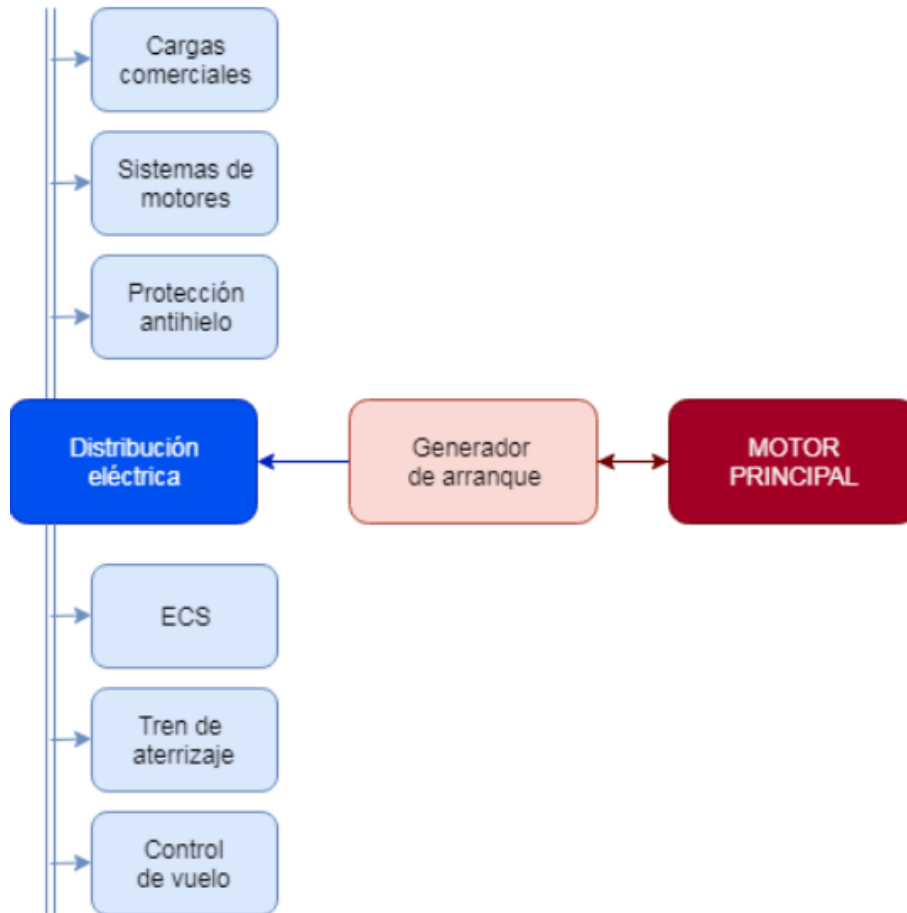


Figura 3.1.6: Arquitectura de una aeronave MEA.

A raíz de este concepto nace paralelamente la idea de desarrollar un avión completamente eléctrico. A este concepto se le conoce como **AEA** o *All Electric Aircraft*. En este concepto la aeronave opera únicamente a través de energía eléctrica, tanto los sistemas auxiliares como propulsivos.

A ambas filosofías se le considera el futuro de la aviación aunque todavía existen una gran serie de impedimentos que se deben superar.

3.2 Fabricantes y tipos de aeronaves eléctricas

Como se ha mencionado con anterioridad, actualmente la industria se encuentra desarrollando las futuras aeronaves enfocadas en la sostenibilidad. Estas

aeronaves pretenden operar en determinados planes de vuelo debido a las actuales limitaciones de la tecnología.

Estos planes de vuelo o las misiones para las que están siendo desarrolladas son:

- Aviación comercial.
- V-TOL
- Aviación regional/Business.
- Aviación general.

3.2.1 V-TOL o Vertical Take off landing.

Son aeronaves que utilizan la tecnología eléctrica para aterrizar y despegar de manera vertical en lugar del uso de una pista de aterrizaje convencional. Esta función les permite operar en espacios más reducidos teniendo una mayor flexibilidad operativa.

Estas aeronaves tienen un menor impacto medioambiental debido a la propulsión eléctrica, menos ruido, flexibilidad operativa y menor coste operativo. Su principal utilización es en el transporte aéreo urbano.

Algunos de los modelos que actualmente se están desarrollando son:

1. **EVTOL Lilium**: se trata de una aeronave con capacidad de transporte de hasta 6 pasajeros. Sus motores cuentan con empuje vectorial, permitiendo la transición de vuelo vertical a horizontal.

Algunas de sus características son:

Velocidad de crucero	250 km/h
Alcance máximo	250km
Altitud de crucero	3000m
MTOW	3175 kg
Número de motores	36 motores eléctricos

Tabla 3.2.1.1: Características de la aeronave Lilium.



Figura 3.2.1.1: Aeronave Lilium.

2. **Bell Nexus:** esta aeronave tiene capacidad para 5 tripulantes. Cuenta con cuatro motores con empuje vectorial.

Algunas de sus características son:

Velocidad de crucero	241 km/h
Alcance máximo	240 km
MTOW	3175 kg

Tabla 3.2.1.2: Características del Bell Nexus.



Figura 3.2.1.2: Aeronave Bell-Nexus.

3. **EHang 216**: este vehículo tiene capacidad para dos pasajeros. Cuenta con un sistema de autopiloto y sus aplicaciones son muy variadas, desde transporte de pasajeros hasta equipo utilizado en la extinción de incendios.

Algunas de sus características son:

Velocidad de crucero	100km/h
Autonomía	21 minutos
Rango máximo	35 km
Techo de la aeronave	3000m
Número de motores	16 motores eléctricos

Tabla 3.2.1.3: Características del EHang 216.



Figura 3.2.1.3: Aeronave EHang 216.

4. **VA-X4:** Se trata de otro modelo VTOL con capacidad de hasta 5 pasajeros.

Algunas de sus características son:

Velocidad de crucero	241 km/h
Alcance máximo	161 km
Número de motores	8 motores eléctricos
MTOW	450 kg

Tabla 3.2.1.3: Características del VA-X4



Figura 3.2.1.3: Aeronave VA-X4

3.2.2 Aviación regional:

Se va a realizar un estudio similar al de las aeronaves VTOL anteriores. Algunos de los modelos que actualmente se encuentran en fase de desarrollo son:

1. **Eviation Alice:** se trata de un avión regional con capacidad de hasta 11 pasajeros contando con los dos miembros de la tripulación.

Alguna de sus características son:

Velocidad de crucero	480 km/h
Alcance máximo	460 km
Número de motores	2 motores eléctricos
MTOW	8346 kg

Tabla 3.2.2.1: Características de Alice



Figura 3.2.2.1: Aeronave Alice.

2. **Zunum Aero:** se trata de un avión regional con capacidad de hasta 12 pasajeros.

Algunas de sus características son:

Velocidad de crucero	547 km/h
Techo de la aeronave	7620 m
Alcance máximo	1127 km
MTOW	5216 kg
Número de motores	2 motores híbridos.

Tabla 3.2.2.2 : Características del Zunum.



Figura 3.2.2.2: Aeronave Zunum.

3. **Heart Aerospace ES-19:** se trata de una aeronave con capacidad de hasta 19 pasajeros cuyo objetivo es atender a las rutas de corta/media distancia en Europa.

Alguna de sus características son:

Velocidad de crucero	350 km/h
Alcance máximo	403 km
MTOW	8582 kg
Número de motores	4 motores eléctricos

Tabla 3.2.2.3: Características de Heart Aerospace.



Figura 3.2.2.3: Aeronave Heart Aerospace.

3.2.3 Aviación comercial:

Se continúa con el estudio del estado tecnológico actual, en este caso, para conocer el estado de la aviación comercial eléctrica.

Algunos de los modelos en vías de desarrollo son:

1. **Ce-Liner:** se trata de un concepto de aeronave de pasajeros propulsada en su totalidad por energía eléctrica. Tiene dos versiones con capacidad de 140 a 233 pasajeros. Se espera su entrada en servicio para el año 2035.

Algunas de sus características son:

Velocidad de crucero	800 km/h
Rango máximo	1450 km
Techo de la aeronave	10000 m
Número de motores	2 motores eléctricos.
MTOW	109300 kg

Tabla 3.2.3.1: Características de la aeronave Ce-Liner.



Figura 3.2.3.1: Aeronave Ce-Liner.

2. **E-fan X**: fue un proyecto conjunto entre Airbus, Rolls-Royce y Siemens. El objetivo era el desarrollar una aeronave con propulsión híbrida basándose en el avión BAe 146. Se canceló el proyecto a finales de 2020 antes de que se realizará la fase de vuelo prevista.



Figura 3.2.3.2: Aeronave E-Fan X.

3.2.4 Aviación general:

En último lugar se va a estudiar el caso de la aviación general. En este bloque se encuentran las avionetas y aeronaves utilizadas para el entrenamiento, investigación y recreo. Es en este bloque donde existe una mayor posibilidad de estudio y donde las necesidades de la aviación eléctrica se corresponden con las prestaciones de esta.

Algunos de los modelos son:

1. **Pipistrel Alpha Electro**: se trata de una aeronave eléctrica de entrenamiento para dos pasajeros.

Algunas de sus características son:

Velocidad de crucero	157 km/h
Peso de la aeronave en vacío	550 kg
Número de motores	1 motor eléctrico
Alcance máximo	105 km

Tabla 3.2.4.1: Características de la Pipistrel Alpha Electro.



Figura 3.2.4.1: Avioneta Pipistrel Alpha Electro.

2. **eFlyer 2:** nuevamente es una aeronave completamente eléctrica para dos pasajeros.

Algunas de sus características son:

Velocidad de crucero	135 km/h
Peso de la aeronave en vacío	662 kg
Número de motores	1 motor eléctrico
Alcance máximo	470 km

Tabla 3.2.4.2: Características de la avioneta eFlyer 2.



Figura 3.2.4.2: Avioneta eFlyer 2.

3. **Siemens Extra 330LE**: se trata de una avioneta acrobática monoplaza completamente eléctrica. Consiguió el récord mundial en 2016 al alcanzar una altitud de 3000 m en 4 minutos y 22 segundos.

Algunas de sus características son:

Velocidad máxima	337,5 km/h
Número de motores	1 motor eléctrico.
Peso de la aeronave en vacío	1000 kg

Tabla 3.2.4.3: Características de la avioneta Siemens 330 LE.



Figura 3.2.4.3: Avioneta Siemens 330 LE.

4. **Diamond aircraft Eda40:** una avioneta completamente eléctrica con capacidad para 2-3 pasajeros.

Algunas de sus características son:

Velocidad máxima	365 km/h
Número de motores	1 motor eléctrico.
Peso de la aeronave en vacío	1130 kg
Alcance máximo	217 km

Tabla 3.2.4.4: Características de la avioneta Diamond Eda40.



Figura 3.2.4.4: Avioneta eDA40.

4. ESTUDIO Y DISEÑO PRELIMINAR DE UNA AERONAVE DE PROPULSIÓN ELÉCTRICA.

En este apartado se va a realizar el estudio de una aeronave típica propulsada únicamente mediante potencia eléctrica. El objetivo es determinar el alcance y la autonomía de esta para enfocarla a un tipo de misión determinada.

El estudio comenzará determinando el tipo de aeronave sobre el que se va a fundamentar el estudio, de las baterías empleadas y del tipo de motor a partir de los mencionados en los capítulos anteriores.

Una vez seleccionada la plataforma y las herramientas propulsivas, se va a proceder a determinar las necesidades energéticas para un vuelo completamente eléctrico. Para ello se van a utilizar las ecuaciones básicas de la mecánica de vuelo caracterizadas para este sistema de propulsión.

Y, finalmente, ya conocidas las actuaciones de la aeronave se va a determinar para qué tipo de misiones es válida.

4.1 Selección de la arquitectura de la aeronave.

Como se ha podido derivar de todo el estudio actual del estado de la aviación eléctrica, ésta todavía se encuentra lejos de alcanzar la electrificación total de las aeronaves, especialmente de aquellas enfocadas a la aviación comercial. Sin embargo, se ha averiguado que muchos de los requisitos de la aviación general (especialmente en avionetas) pueden ser satisfechos por las prestaciones de la potencia eléctrica. Esto se debe a:

1. **Menor requisito energético:** las avionetas requieren de un menor volumen energético para realizar sus vuelos.
2. **Menor masa total:** las avionetas son aeronaves más ligeras y, por tanto, compatibles con la desventaja de la utilización de baterías que, como se ha mencionado previamente, tienen una densidad energética menor que los combustibles fósiles.
3. **Menor complejidad operativa:** estas aeronaves requieren de menores subsistemas y pueden ser operadas en entornos más simples y con menores requisitos logísticos.

4. **Flexibilidad en el diseño:** como se ha podido comprobar, existen numerosos prototipos con diferentes geometrías a diferencia de la aviación comercial; permitiendo una mejor integración de los sistemas eléctricos.
5. **Menor inversión en infraestructura:** la electrificación de aeronaves pequeñas como las avionetas no supone un cambio drástico en la infraestructura de las plataformas de operación como lo supondría un cambio en la aviación regional o comercial.

Es por estas razones por las que se selecciona a la avioneta como arquitectura de la aeronave de estudio.

La avioneta seleccionada para realizar un estudio sobre la electrificación total de su planta propulsiva y, por consiguiente, su influencia sobre las actuaciones de esta es la **CESSNA 172**. Se trata de un avión monomotor, con capacidad de hasta 4 pasajeros. Es el avión más fabricado de la historia y probablemente el avión de entrenamiento más popular del mundo.

Algunas de sus características generales son:

Envergadura	11 m
Longitud	7,9 m
Altura	2,7 m
MTOW	1157 kg
Superficie alar	16,2 m²
Carga alar	68,52 kg/m²

Tabla 4.1.1: Características de la avioneta Cessna 172.

Atendiendo a características de rendimiento se sabe que:

Velocidad máxima	302 km/h
Velocidad de crucero	226 km/h
Techo de vuelo	4300 m
Alcance	1185 km

Tabla 4.2.2 : Características de rendimiento de la avioneta Cessna 172.

Las diferentes vistas de la aeronave son:

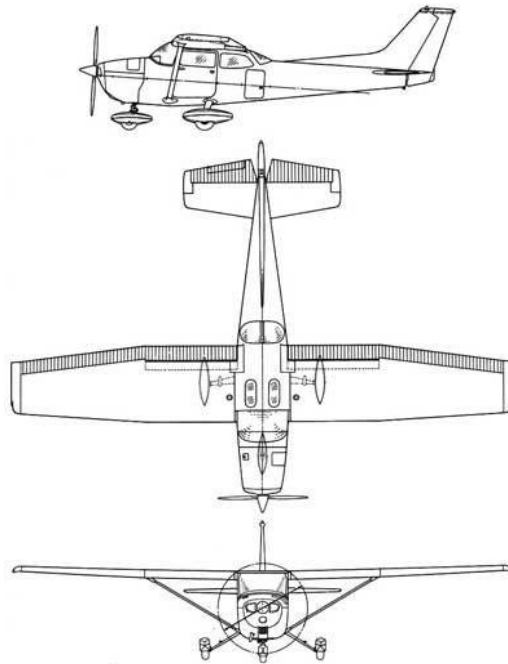


Figura 4.1.1: Vistas de la avioneta Cessna 172.

4.2 Selección del tipo de motor.

En los capítulos anteriores se han mencionado con brevedad los dos tipos de motores empleados en la aviación eléctrica. Para determinar qué tipo de motor va a utilizar la aeronave se van a analizar sus principales características:

- **Motor de corriente continua**

1. **Ventajas:**

- A. Simplicidad en el diseño: se trata de motores con un diseño más simple al tener una menor cantidad de partes móviles. Esto se deriva a una mayor fiabilidad y facilidad del mantenimiento.
- B. Control de velocidad: los motores de corriente continua presentan un control de velocidad preciso lo que permite un mejor ajuste de la potencia para diferentes fases de vuelo.
- C. Compatibilidad con las baterías: algunas de las baterías presentan configuraciones compatibles con sistemas de corriente continua.

2. **Desventajas:**

- A. Menor eficiencia a altas velocidades: en general son menos eficientes que los motores de corriente alterna.
- B. Mayor masa y volumen: esto conlleva un mayor espacio requerido y un aumento del MTOW de la aeronave.

- **Motor de corriente alterna:**

1. **Ventajas:**

- A. Eficiencia a altas velocidades: Los motores AC son conocidos por su eficiencia, especialmente a altas velocidades, lo que puede ser beneficioso en aplicaciones aeronáuticas.
- B. Sistema de distribución eléctrica: La infraestructura de distribución eléctrica en muchos aviones y en la mayoría de las instalaciones terrestres utiliza corriente alterna, facilitando la integración de sistemas AC.
- C. Control de par: Pueden ser adecuados para aplicaciones que requieren un control preciso del par motor.

- D. Peso: ocupan un menor volumen y tienen un menor peso, fundamental en aplicaciones en las que el espacio y el peso son factores críticos.

2. Desventajas:

- A. Mayor complejidad en el diseño: los motores AC pueden ser más complejos que los motores DC, lo que puede aumentar los costes y la complejidad de mantenimiento.
- B. Requieren inversores: Para ser utilizados con baterías de corriente continua, los motores AC requieren inversores para convertir la energía de la batería de DC a AC.

El tipo de motor que más se adecua a las necesidades y características de la aeronave seleccionada es el motor de corriente alterna. Es un motor que ocupa un menor espacio y tiene un menor peso, requisitos esenciales para una aeronave de pequeño tamaño.

El modelo del motor seleccionado es el **Siemens SP260D** que se mostrará en la siguiente figura. Es el motor utilizado en la avioneta previamente mencionada *Siemens 330 LE* que, en términos generales, comparte características con la avioneta que se ha elegido para el estudio.

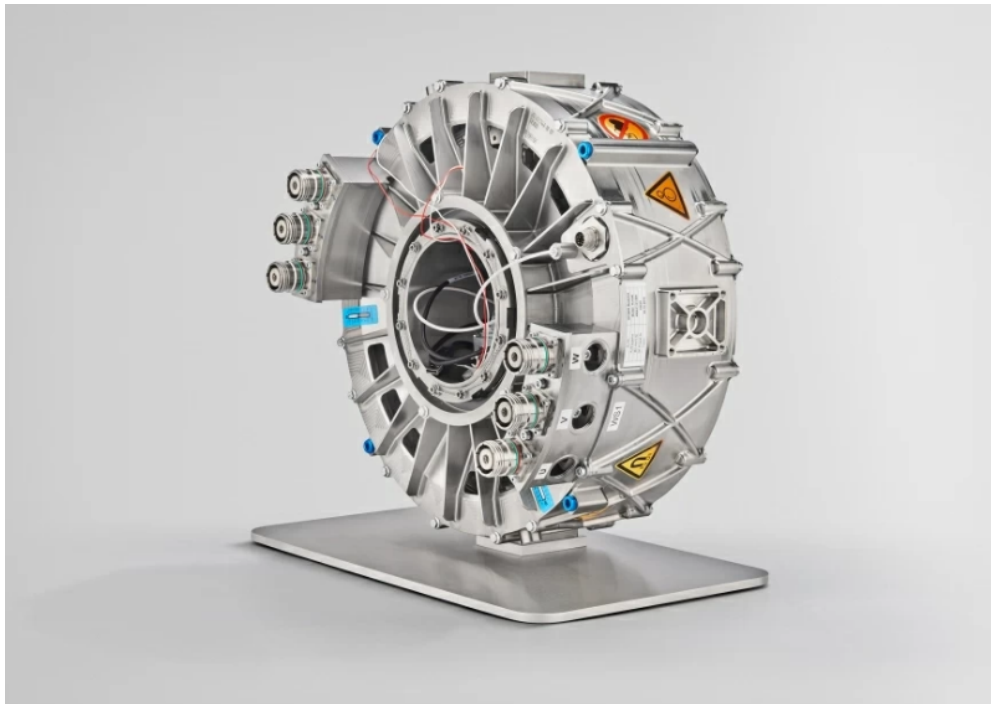


Figura 4.2.1: Detalle del motor SP260D.

Las características del motor son las siguientes:

Peso	50 kg
Tipo de refrigeración	Aceite a 90°
Potencia proporcionada	260 kW
Eficiencia	95%
Potencia/peso	aproximadamente de 5kW/kg

Tabla 4.2.1: Características del motor SP260D.

4.3 Selección del tipo de batería.

Como bien se ha mencionado previamente, el principal reto tecnológico para la propulsión eléctrica es que las baterías tienen una densidad energética del orden de 50 veces menos que la de los propulsores líquidos como el queroseno.

Este es el principal factor limitante de la propulsión eléctrica ya que, para tener unos niveles energéticos aceptables, se requieren una gran cantidad de baterías aumentando notablemente el peso de la aeronave.

En la gráfica de la *figura 4.3.1* se puede apreciar cuál es el estado actual de los niveles energéticos de las baterías con el resto de propulsores.

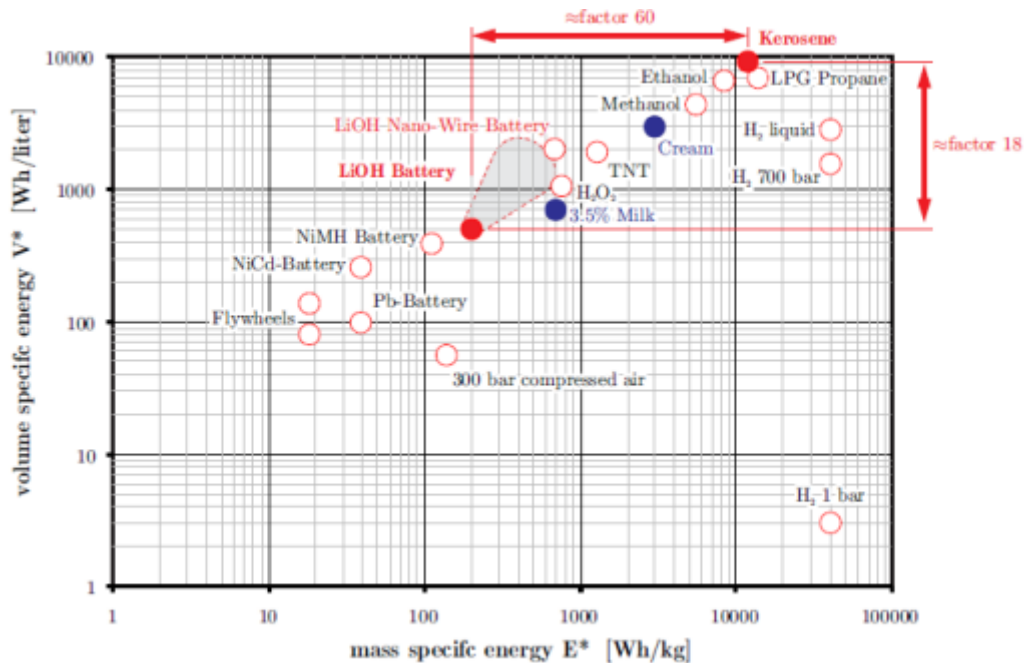


Figura 4.3.1: Gráfico de densidad energética de diferentes propulsores.

Como el objetivo es hacer un estudio preliminar de una aeronave completamente eléctrica, se va a seleccionar el tipo de batería que mejores propiedades tenga de todas las mencionadas anteriormente. Para ello, se va a determinar cuál de todas ellas tiene una mayor densidad energética y por tanto menor peso y menor volumen. A su vez, se buscará una batería con una alta capacidad energética, fácil mantenimiento y alta rentabilidad entre otros.

Atendiendo al gráfico de la *figura 4.3.2*, las baterías de ion-litio son las baterías con mayor densidad energética y que menor peso y volumen ocupan, siendo idóneas para el tipo de aeronave que se quiere estudiar.

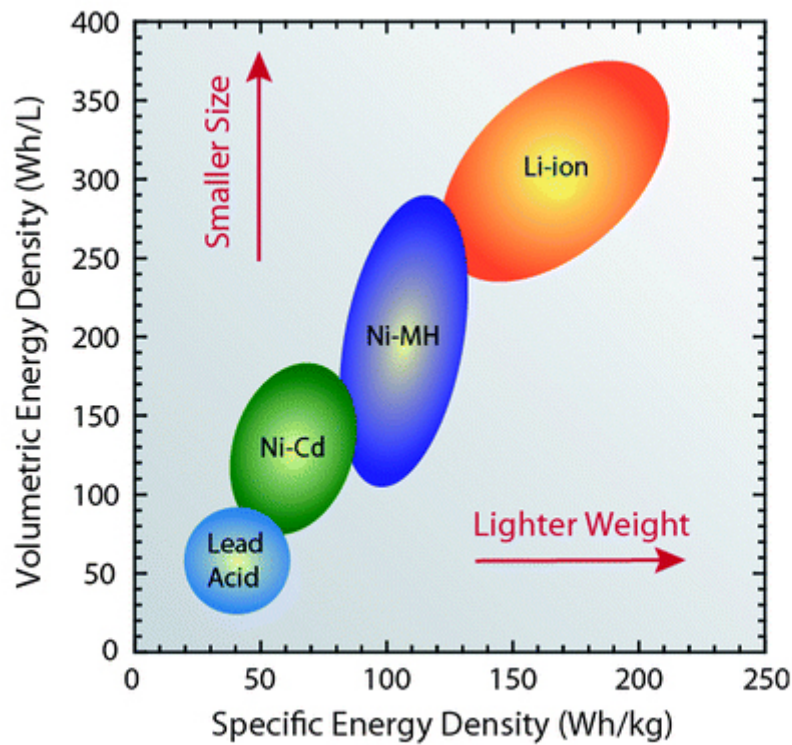


Figura 4.3.2: Clasificación según densidad energética de los tipos de baterías.

Actualmente, las dos empresas que lideran el desarrollo de las baterías de litio sólido son **NorthVolt** y **Cuberg**. Han desarrollado una batería capaz de proporcionar una densidad de potencia de hasta **400 Wh/kg** basándose en un ánodo de litio metálico puro, un cátodo de *Níquel-Manganeso-Cobalto* y un electrolito líquido no inflamable.

Estos mismos fabricantes han desarrollado un módulo destinado para la aviación eléctrica con las siguientes características que será el que se utilice en la aeronave de estudio:

Peso	16,4 kg
Energía específica	280 Wh/kg
Tamaño	95mm x 280 mm x 540 mm
Capacidad de energía nominal	20 Ah

Tabla 4.3.1: Características de la batería utilizada.

El módulo para la aviación que incluye las baterías es el siguiente:



Figura 4.3.2 : Módulo con las baterías de ion de Litio integradas.

4.4 Cálculo de las actuaciones de la aeronave.

El objetivo de este apartado es determinar el alcance y la autonomía de la avioneta seleccionada.

En primer lugar se van a realizar una serie de hipótesis que permitirán la simplificación de las ecuaciones ya que se trata de un estudio preliminar.

Una vez obtenidas las ecuaciones simplificadas se introducirán los datos de la avioneta, motor y baterías seleccionadas.

Por último, se compararán los resultados obtenidos del estudio de la avioneta eléctrica con el mismo modelo con una motorización convencional o con avionetas de arquitecturas similares.

4.4.1 Hipótesis:

- Se van a estudiar las actuaciones de la aeronave durante su fase de vuelo en **crucero**, es decir, realizando un vuelo rectilíneo y uniforme.
- **Será un modelo estacionario**: las componentes de las velocidades lineales y angulares no varían con el tiempo.
- **No** existen **fuerzas laterales** que puedan generar ángulo de resbalamiento.
- La avioneta es un **cuerpo rígido** y presenta un **plano de simetría**.
- El motor está **fijo** respecto de la aeronave.
- La atmósfera está en **calma**, no existen vientos.

4.4.2 Ecuaciones de la mecánica de vuelo:

Una vez aplicadas las diferentes simplificaciones habiéndose basado en las hipótesis, las fuerzas resultantes sobre la aeronave son las siguientes:

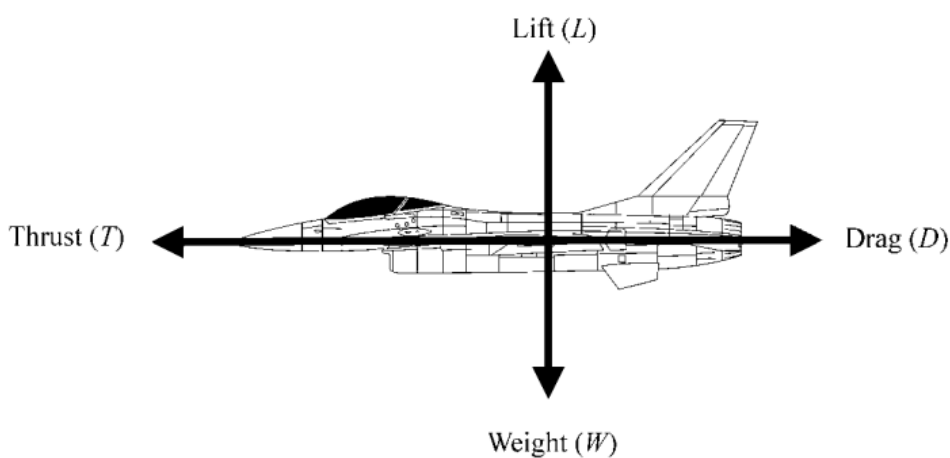


Figura 4.4.2.1: Fuerzas resultantes sobre la aeronave.

Estas fuerzas se corresponden con:

- **T**: Empuje.
- **D**: Resistencia.
- **L**: Sustentación.
- **W**: Peso.

Realizando el equilibrio de fuerzas sobre ambos ejes se obtienen las siguientes ecuaciones:

$$T = D$$

Ecuación (4.1)

$$L = W$$

Ecuación (4.2)

Donde la sustentación y la resistencia por aerodinámica puede reescribirse como:

$$L = \frac{1}{2} \rho S V^2 C_L$$

Ecuación (4.3)

$$D = \frac{1}{2} \rho S V^2 C_D$$

Ecuación (4.4)

Reescribiendo las ecuaciones anteriores obtenemos que:

$$W = \frac{1}{2} \rho S V^2 C_L$$

Ecuación (4.5)

$$T = \frac{1}{2} \rho S V^2 C_D$$

Ecuación (4.6)

Como se observa, ambas ecuaciones comparten una gran cantidad de parámetros, dividiéndolas entre ellas obtenemos:

$$\frac{W}{T} = \frac{C_L}{C_D} = E$$

Ecuación (4.7)

Donde **E** es la eficiencia aerodinámica de la aeronave y depende de los coeficientes de sustentación y resistencia.

Como el objetivo es determinar el rango de la avioneta eléctrica, primero se va a analizar **la ecuación** de rango de **Breguet** para una aeronave convencional y posteriormente se va a particularizar para el caso de propulsión eléctrica.

La expresión de la ecuación de Breguet es la siguiente:

$$R_f = E \eta_p \eta_{mec} \eta_{th} \frac{e_f}{g} \ln\left(\frac{1}{1 - \frac{mf}{MTO}}\right)$$

Ecuación (4.8)

Donde:

- R_f : Alcance alcanzado con combustible.
- E : Eficiencia aerodinámica.
- η_p : Rendimiento propulsivo.
- η_{mec} : Rendimiento mecánico.
- η_{th} : Rendimiento térmico.
- e_f : Energía específica del combustible.

- g : Aceleración de la gravedad.
- mf : Masa de propulsante.
- $MTOW$: Máximo peso al despegue.

Como se observa, en términos generales, el alcance de una aeronave convencional depende de la cantidad de combustible embarcada y de la eficiencia aerodinámica de esta.

Particularizando para aeronaves eléctricas, no existe una variación de la masa como consecuencia del combustible quemado, pero sí se sigue manteniendo esa dependencia de la eficiencia aerodinámica.

Para optimizar el rango de la aeronave, se va a proceder a maximizar el término de la eficiencia aerodinámica. Esto se consigue a partir de la definición y la relación de los coeficientes:

$$E = \frac{C_L}{C_D}$$

Donde el coeficiente de resistencia puede reescribirse como:

$$C_D = C_{D0} + k \cdot (C_L)^2$$

Ecuación (4.9)

Siendo:

- C_{D0} : Coeficiente de resistencia parásita.
- $k \cdot C_L^2$: Coeficiente de resistencia inducida.

Siendo k :

$$k = \frac{1}{\pi \cdot AR \cdot e}$$

Ecuación (4.10)

- e : factor de Oswald.

➤ AR : Aspect ratio.

Donde AR es:

$$AR = \frac{b^2}{S}$$

Ecuación (4.11)

Siendo b la envergadura de la avioneta.

Ambos términos se relacionan atendiendo a la siguiente figura:

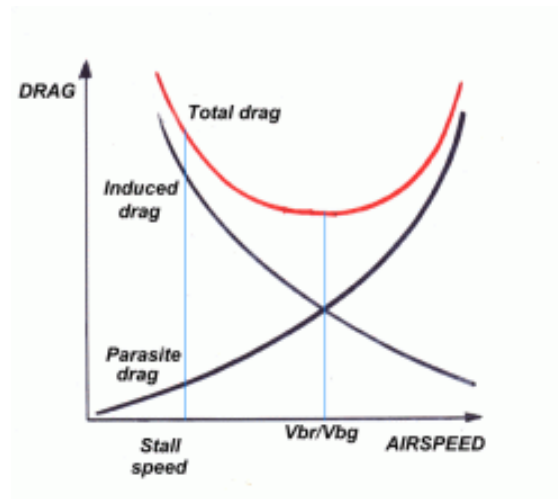


Figura 4.4.2.2: Relación de los términos de resistencia.

Volviendo a la expresión de la eficiencia y reescribiendo sus términos se obtiene:

$$E = \frac{C_L}{C_{D0} + k \cdot (C_L)^2}$$

Ecuación (4.12)

Para maximizar esta expresión, se va a derivar el término de eficiencia respecto al coeficiente de sustentación para conocer su valor óptimo. Con esto se obtiene el valor de C_L óptimo.

$$E_{max} = \frac{d\left(\frac{C_L}{C_D}\right)}{C_L} = 0$$

Ecuación (4.13)

Desarrollando la expresión se obtiene:

$$E_{max} = \frac{C_{D0} + k \cdot C_L^2 - 2 \cdot k \cdot C_L^2}{(C_{D0} + k \cdot C_L^2)^2} = 0$$

Ecuación (4.14)

$$C_{D0} + k \cdot C_L^2 - 2 \cdot k \cdot C_L^2 = 0$$

Ecuación (4.15)

$$C_{Lopt} = \sqrt{\frac{C_{D0}}{k}}$$

Ecuación (4.16)

Introduciendo el valor del coeficiente de sustentación óptimo en la *ecuación 4.9*, se obtiene el valor del coeficiente de resistencia.

$$C_D = 2 \cdot C_{D0}$$

Ecuación (4.17)

Volviendo a la *ecuación 4.7* y sustituyendo los valores obtenidos, se concluye que el valor de la eficiencia máxima es el siguiente:

$$E_{max} = \frac{1}{2 \cdot \sqrt{C_{D0} \cdot k}}$$

Ecuación (4.18)

Introduciendo los datos característicos de la avioneta en sus respectivas ecuaciones se obtiene:

Aspect ratio	7,47
Factor de oswald	0,8
k	0,05326
C_{D0}	0,0341

Tabla 4.4.2.1: Valores característicos de la avioneta.

El valor máximo de la eficiencia y que por tanto será el que se utilice para el resto de cálculos es:

$$E_{max} = 11,74$$

Ecuación (4.19)

Continuando con el estudio, es preciso relacionar las ecuaciones de equilibrio de fuerzas de la aeronave con las propiedades de las baterías. Esto se consigue relacionando el empuje de la aeronave con la potencia de esta, ya que dicha potencia es otorgada por el tipo y la cantidad de baterías instaladas.

El resultado es el siguiente:

$$P_{aircraft} = V_{\infty} \cdot T$$

Ecuación (4.20)

Donde:

➤ $P_{aircraft}$: es la potencia de la aeronave.

Relacionándolo con la ecuación 4.7 obtenemos:

$$\frac{P_{aircraft}}{W} = \frac{V_{\infty} \cdot T}{W}$$

Ecuación (4.21)

Desarrollando se obtiene que:

$$\frac{P_{aircraft}}{m \cdot g} = \frac{V_{\infty}}{E}$$

Ecuación (4.22)

$$P_{aircraft} = \frac{V_{\infty} \cdot m \cdot g}{E}$$

Ecuación (4.23)

Donde la potencia de la aeronave puede reescribirse de la siguiente manera:

$$P_{aircraft} = \eta_{aircraft} \cdot P_{batería}$$

Ecuación (4.24)

Siendo:

➤ $\eta_{aircraft}$: el rendimiento de la aeronave.

➤ $P_{batería}$: la potencia de la batería.

Reescribiendo la ecuación 4.24 se obtiene que:

$$\eta_{aircraft} \cdot P_{batería} = \frac{V_{\infty} \cdot m \cdot g}{E}$$

$$P_{batería} = \frac{V_{\infty} \cdot m \cdot g}{E \cdot \eta_{aircraft}}$$

Ecuación (4.25)

Como se observa en la *ecuación 4.25*, ya se tienen relacionados parámetros de vuelo y de la aeronave con las propiedades de las baterías. A su vez, la potencia de la batería puede reescribirse de la siguiente manera:

$$P_{batería} = \frac{m_{batería} \cdot \epsilon}{t}$$

Ecuación (4.26)

Donde aparece el término ϵ que se define como la energía específica disponible en la batería.

Reescribiendo la *ecuación 4.25* con la definición de potencia de batería se obtiene:

$$\frac{m_{batería} \cdot \epsilon}{t} = \frac{V_{\infty} \cdot m \cdot g}{E \cdot \eta_{aircraft}}$$

Ecuación (4.27)

Por otro lado, se define la ecuación del rango como un movimiento rectilíneo uniforme en la dirección de avance:

$$R = V_{\infty} \cdot t$$

Ecuación (4.28)

Despejando el tiempo e introduciéndose en la ecuación 4.27, se obtiene la expresión del rango de la aeronave eléctrica:

$$m_{batería} \cdot \epsilon = \frac{V_{\infty} \cdot m \cdot g \cdot R}{E \cdot \eta_{aircraft} \cdot V_{\infty}}$$

Ecuación (4.29)

Reescribiendo la ecuación 4.30 se obtiene el rango de la aeronave y sus dependencias paramétricas:

$$R = \eta_{aircraft} \cdot E \cdot \frac{m_{batería}}{m} \cdot \frac{1}{g} \cdot \epsilon$$

Ecuación (4.30)

Las unidades de los parámetros de la ecuación 4.30 son:

R	km
E	Adimensional
m	kg
g	m/s²
η	Adimensional
ε	Wh/kg

Tabla 4.4.2.2: Dimensiones de los parámetros de la ecuación 4.30.

Con la ecuación del rango ya definida, se va a comprobar la dependencia de los diferentes parámetros. De ellos, se estableció previamente que la eficiencia aerodinámica sería máxima y de valor **11,74**. El rendimiento de la aeronave para la aviación eléctrica ronda el **73%**, por lo que los parámetros restantes serían la relación de masas y la energía específica de las baterías.

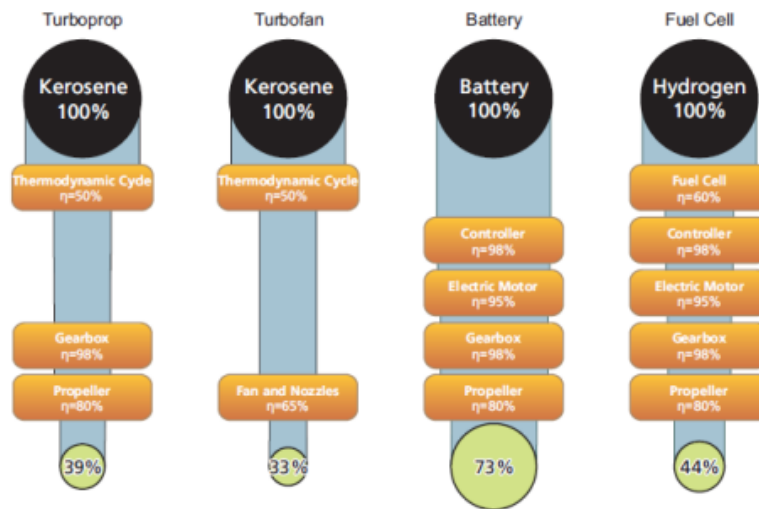


Figura 4.4.2.3: Rendimientos de las aeronaves para cada sistema propulsivo.

Aunque durante este capítulo se ha seleccionado el tipo y el modelo de batería que mejor se ajustan a las necesidades y capacidades de la aeronave, también se va a comprobar la sensibilidad que tiene la función del rango respecto a la energía específica de la batería ya que está intrínsecamente relacionado con la masa de esta.

Para ello, se va a realizar la derivada de la ecuación 4.30 en función de la relación de masas y de la energía específica, de manera que se obtenga la pendiente de la curva y cómo influye en esta cada parámetro:

$$\frac{d(R)}{d(\epsilon)} = \eta_{aircraft} \cdot E \cdot \frac{m_{batería}}{m} \cdot \frac{1}{g}$$

Ecuación (4.31)

$$\frac{d(R)}{d\left(\frac{m_{batería}}{m}\right)} = \eta_{aircraft} \cdot E \cdot \frac{1}{g} \cdot \epsilon$$

Ecuación (4.32)

Si se sustituyen los valores en cada una de las ecuaciones y se definen unos valores estándar para el resto, se puede conocer la sensibilidad a cada parámetro.

Rendimiento	0,73
Eficiencia aerodinámica	11,74
Gravedad	9,8 m/s²
Relación de masas	0,2
Energía específica de las baterías	200 Wh/kg

Tabla 4.4.2.2: Valores para la sensibilidad de la ecuación del rango.

Ecuación 4.31	0,175 km
Ecuación 4.32	174,902 km

Tabla 4.4.2.3: Resultados obtenidos de la sensibilidad.

A la vista de los resultados de la tabla anterior, se demuestra que el rango de la aeronave es mucho más sensible a la relación de masas que a cualquiera de los otros parámetros, siendo esta la variable más crítica de diseño.

Para demostrar esa dependencia, además del cálculo de la sensibilidad se adjuntan los siguientes gráficos:

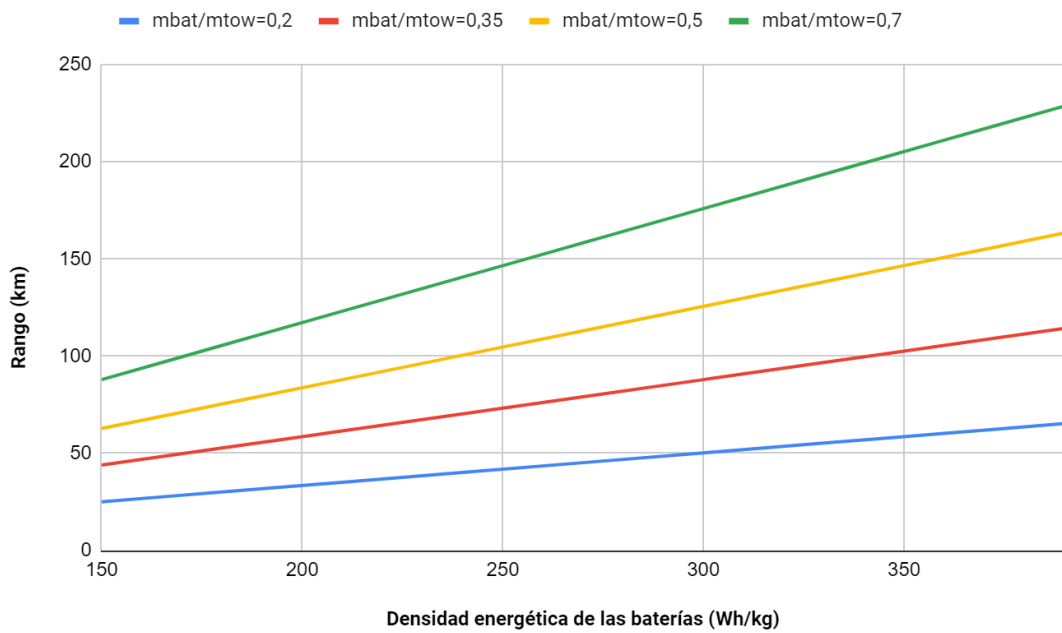


Figura 4.4.2.4: Rango de la avioneta en función de los parámetros.

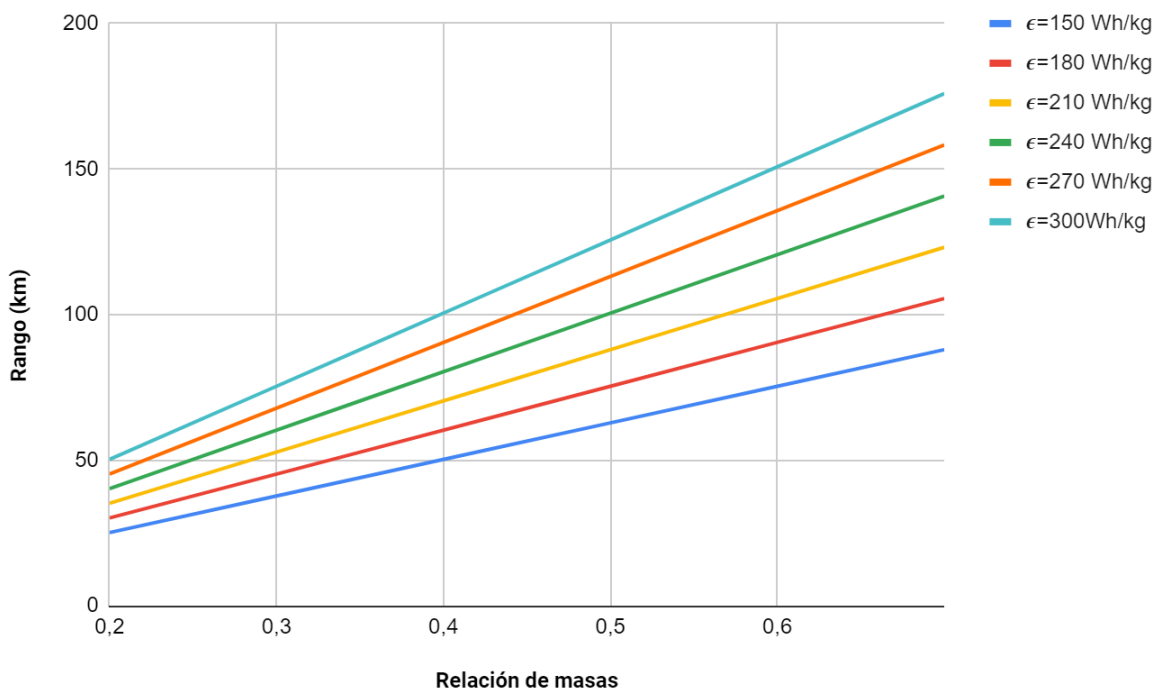


Figura 4.4.2.5: Rango de la avioneta en función de los parámetros.

Como se puede observar, para una misma relación de masas incrementar la densidad energética de las baterías no tiene un impacto tan grande como sí lo es modificar la relación de masas para una misma densidad energética.

4.4.3 Estimación de masas.

La distribución de peso original de la avioneta CESSNA 172 es la siguiente:

MTOW	1157 kg
Peso en vacío básico	762 kg
Peso de combustible utilizable	144 kg
Carga útil con combustible total	251 kg
Peso de la planta propulsora	125 kg

Tabla 4.4.3.1: Distribución de peso de la avioneta Cessna 172.

Donde el peso en vacío básico se corresponde al peso de la avioneta teniendo en cuenta la estructura, motores y elementos estándar de aviónica, iluminación etc.

Electrificando la aeronave y manteniendo el MTOW de esta, se producen significativos cambios en la distribución de masas ya que:

1. El peso de la planta propulsora **se reduce** considerablemente: pasa de 125 kg a 50 kg.
2. **No es necesario la utilización de combustible** por lo que se eliminan los 144 kg.
3. Para aumentar la autonomía de la aeronave se reduce la ocupación de esta de cuatro a tres pasajeros, utilizando dicha disponibilidad de peso en aumentar el número de baterías.

Para la nueva distribución de masas de la avioneta electrificada se va a tratar de mantener la distribución local de pesos para no afectar a la estabilidad del diseño original de esta, colocando las baterías en las regiones de la estructura donde se alojaba el combustible y el motor.

La nueva distribución de pesos es:

MTOW	1157 kg
Peso en vacío básico	687 kg
Peso de la planta propulsora	50 kg
Peso de las baterías	326 kg
Carga útil	144 kg

Tabla 4.4.3.2: Distribución de masa de la avioneta electrificada.

Como se puede observar, la relación entre el peso de la batería y de la aeronave es del orden de 0,3, valor utilizado actualmente en el resto de los diseños mostrados con anterioridad. Esto es así puesto que un incremento significativo del peso de las baterías puede afectar tanto a la estabilidad estructural de la aeronave como a su coeficiente de momentos, convirtiendo a esta en una aeronave inestable y dificultando su operatividad de manera segura.

4.5 Resultados

En la siguiente tabla se van a mostrar los resultados obtenidos con los datos recopilados anteriormente y utilizando las ecuaciones previamente desarrolladas:

Energía específica de las baterías	280 Wh/kg
Rendimiento	0,73
Eficiencia aerodinámica	11,74
Cociente de masas	0,2817
Densidad (h=3500m)	0,863 kg/m³
Velocidad de vuelo	162 km/h
Alcance	68,978km
Autonomía	0,4258 h

Tabla 4.5.1: Resultados obtenidos del estudio.

Donde la velocidad de vuelo se ha calculado introduciendo los valores de los coeficientes de sustentación y resistencia obtenidos en el análisis de la eficiencia aerodinámica en las ecuaciones 4.2 y 4.3.

A partir de esta tabla se va a determinar el tipo de misión para la que se adecua atendiendo a las prestaciones de esta aeronave.

Comparando los resultados con los de la aeronave original se observa que el **alcance** de la aeronave es mucho **menor**: la avioneta original tiene un alcance de unos 1150 km comparado con los 69 km que proporciona el nuevo modelo.

Esto se debe principalmente a dos razones:

1. La energía específica de las baterías proporciona aún un bajo nivel energético en comparación con los propulsores comunes.
2. La aeronave seleccionada tiene un peso en vacío muy elevado, haciendo que la relación de masas de las baterías con el peso de la aeronave sea bajo, teniendo el mayor impacto sobre el rango de ésta.

Por el contrario, si se comparan los resultados obtenidos con los de la aeronave **Siemens 330 LE** presentada en el *apartado 3.2.4.3*, se observa que el valor obtenido de la autonomía es muy similar al de ésta. Esto se debe a que comparten características esenciales como la arquitectura, por lo que tendrán un valor de la eficiencia aerodinámica similar, y el MTOW, con una relación de peso de baterías y de la aeronave del mismo orden.

5. SELECCIÓN DE MISIÓN

A la vista de los resultados obtenidos en el capítulo anterior y teniendo en cuenta las simplificaciones realizadas en el estudio, se observa que las prestaciones que ofrece este modelo de aeronave son menores a las ofrecidas por aeronaves de arquitectura similar pero con una planta propulsora convencional.

Para el cálculo del rango y autonomía de la aeronave no se han tenido en cuenta las fases del vuelo de despegue, ascenso, descenso y aterrizaje típicas de un vuelo convencional que habrían afectado a los resultados del estudio.

Con los datos obtenidos se determina que la misión que mejor se adecua a las prestaciones de la aeronave es la de **entrenamiento** o **recreo**.

Se han seleccionado dos aeródromos caracterizados por el uso de aeronaves de arquitecturas similares a la analizada. Estos dos aeródromos son:

1. **Báse aérea de San Javier (Murcia):** En la base aérea de San Javier tiene lugar la formación de los cadetes que aspiran a ser pilotos del ejército del aire. Es una base caracterizada por el uso de avionetas, por lo que cuenta con la infraestructura para operar la aeronave seleccionada. Actualmente la formación de los futuros pilotos se lleva a cabo mediante la Pilatus PC-21. El rango de operación de la aeronave analizada se observa en la siguiente figura:

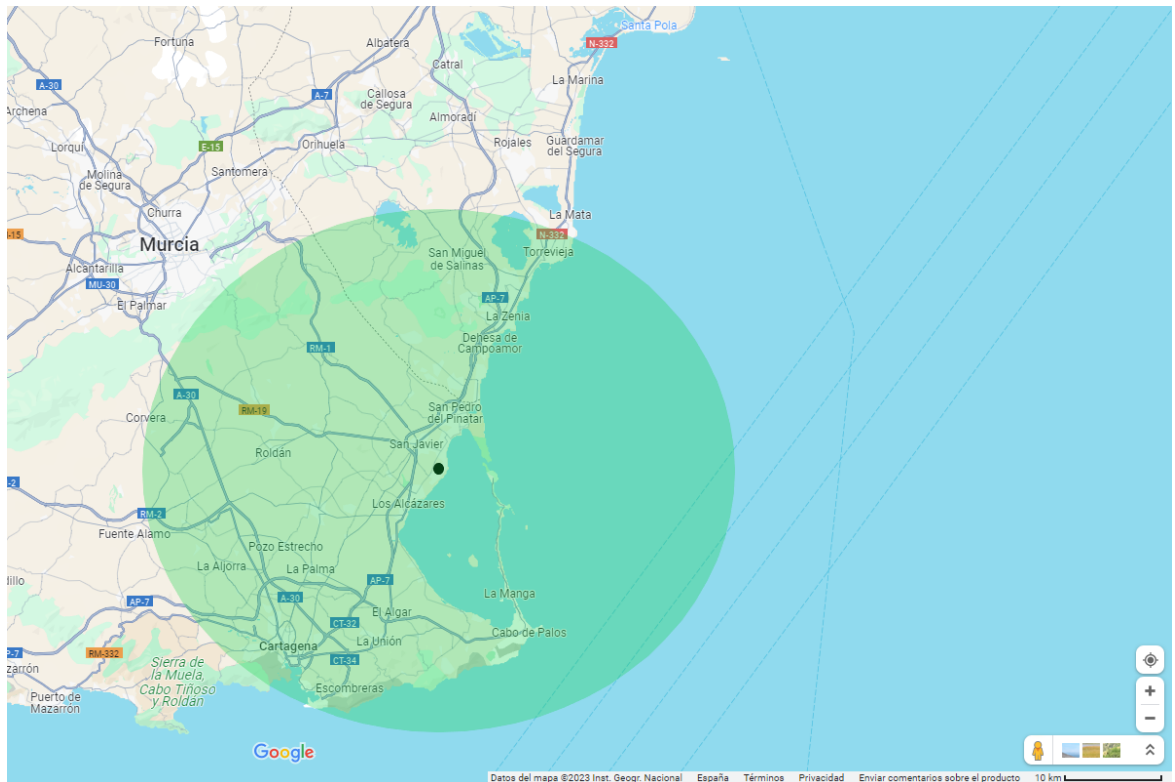


Figura 5.1: Rango de la aeronave en la base de San Javier.

- Aeródromo de Fuentemilanos (Segovia):** Este aeródromo es utilizado principalmente para actividades de aviación general, como vuelos recreativos, instrucción de vuelo y vuelos privados. Ofrece instalaciones para el estacionamiento de aeronaves, así como áreas para la formación de pilotos y actividades relacionadas con la aviación. Además, su ubicación relativamente cercana a Segovia lo convierte en un lugar accesible para aquellos interesados en disfrutar de vuelos turísticos sobre la región. El rango de operación de la aeronave de estudio es el siguiente:



Figura 5.2 Rango de operación de la aeronave en Fuentemilanos.

De los resultados obtenidos llama la atención la escasa autonomía que presenta cercanos a los **26 minutos**. Esto se debe a que la velocidad de crucero del Cessna 172 es de **162 km/h** aproximadamente siendo la principal variable que afecta al tiempo de vuelo.

5.1 Líneas de mejora.

Una vez completado el estudio se observa que las prestaciones obtenidas de la electrificación de una aeronave con una planta propulsiva convencional inicial, difieren en varios órdenes en comparación con las prestaciones iniciales. Sin embargo y, a pesar de ser un estudio preliminar, los valores obtenidos son comparables con los de aeronaves actuales con esquemas de funcionamiento completamente eléctricos.

Para hacer más competitiva a la aeronave y conseguir que sus aplicaciones sean más atractivas para el mercado existen las siguientes mejoras:

- **Variación en el peso:**

Para la relación de pesos entre la batería y la aeronave se ha tratado de eliminar en la mayor medida de lo posible las masas relacionadas con el sistema de propulsión convencional. Sin embargo, pesos como bombas de combustible y de hidráulico, celdas de combustible, actuadores etc, es posible que sigan incluidos afectando a la relación de masas y, por consiguiente, al valor del rango obtenido.

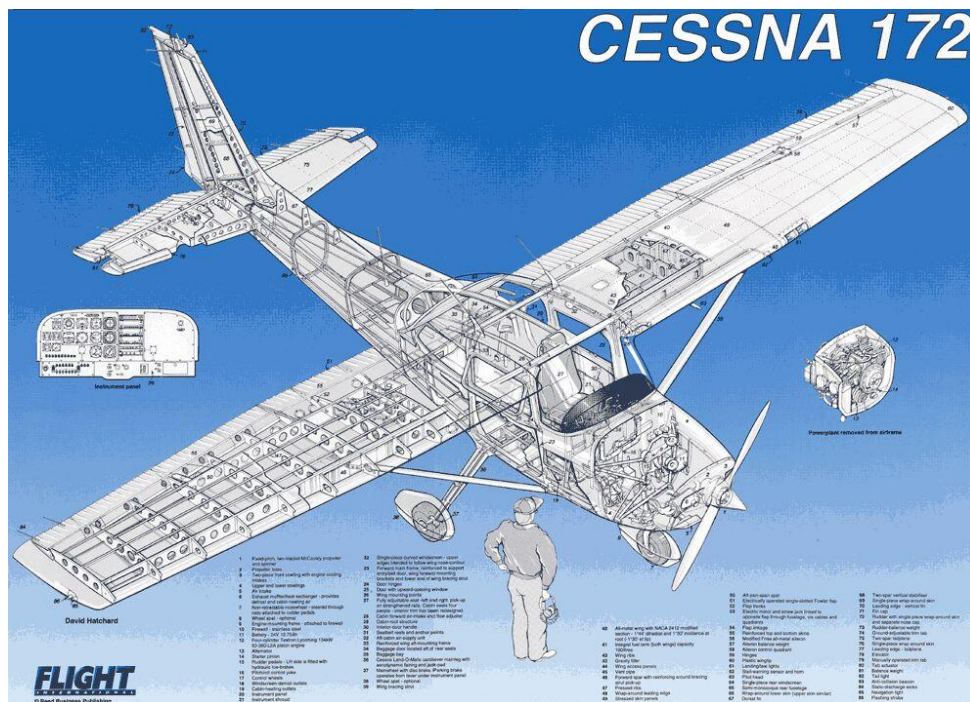


Figura 5.1.1: Esquema interno de la avioneta Cessna 172.

- **Mejora en el diseño aerodinámico:**

En la fase de estudio se ha determinado que el valor de la eficiencia aerodinámica tiene un valor próximo $E \approx 12$. Este valor se puede incrementar si se consigue una reducción de la resistencia parásita y debida a la sustentación.

El modelo aerodinámico de la aeronave se desarrolló en los años 50, por lo que un nuevo modelo optimizado puede reducir el valor del coeficiente Cd_0 . A su vez, aumentar la envergadura o la utilización de winglets puede reducir la resistencia debida a la sustentación (torbellinos en punta de ala). Utilizando ambos métodos se

puede incrementar el valor de la eficiencia aerodinámica y, por consiguiente, el rango de la aeronave.

- **Mejoras en las prestaciones de las baterías.**

Como se ha mencionado durante el estudio, otro de los factores cruciales que determinan el nivel de prestaciones es el nivel de energía específica que pueden proporcionar las baterías actuales. Aumentar la potencia que pueden proporcionar las baterías para un mismo peso incrementaría notablemente el rango obtenido.

6. CONCLUSIÓN.

Las aeronaves de propulsión eléctrica se encuentran actualmente limitadas a su uso en aeronaves de pequeño tamaño de no más de 2 pasajeros o a aeronaves con capacidad de despegue vertical.

Como se ha visto durante el estudio realizado, a pesar de las diferentes opciones existentes en el mercado dentro de la aviación, las principales aeronaves que tienen actualmente capacidad real de ser utilizadas con propulsión eléctrica son las ligeras a excepción de algún modelo futuro como *el Alice*. Su principal uso sería para aviación recreativa o de entrenamiento, ya que los valores obtenidos de autonomía y rango no son compatibles con los de un vuelo comercial o de transporte de carga.

En el mercado actual no existe una demanda de vuelos con una duración o un alcance compatibles con la aviación eléctrica por lo que su investigación podría verse frenada. Sin embargo, la predicción de la evolución del tráfico aéreo y su impacto medioambiental impulsa el desarrollo de tecnologías propulsivas menos agresivas con el medio ambiente como la eléctrica o la utilización del hidrógeno.

Para que las aeronaves totalmente eléctricas fueran competitivas con las demás tecnologías disponibles actualmente, debería mejorar en los parámetros que se han comentado que afectan al alcance y duración de vuelo. La principal prioridad sería la de mejorar el cociente entre masa de las baterías entre masa total, y esa pasa por incrementar la capacidad energética específica de las baterías. Se necesitaría por lo menos 5 veces más de energía almacenada disponible por unidad de masa en la aeronave para poder competir en el mercado actual ya que, como se mostró con anterioridad, la densidad energética de los propulsores actuales supera a la de las baterías en casi 50 órdenes de magnitud .

Esta es la principal razón por la que actualmente la investigación se centra en el desarrollo de baterías con mayor capacidad energética. Esta investigación se está llevando a cabo paralelamente por otras industrias, no sólo por la aeronáutica, siendo esta la última en sumarse debido a las limitaciones tecnológicas. Otras como la automovilística han sacado modelos completamente eléctricos que compiten con los convencionales, comenzando a sustituir a dichos modelos progresivamente.

Con las presiones socio-políticas actuales, comienza a urgir el desarrollo de una aeronave que integre métodos de propulsión más eficientes y menos agresivos

con el medio ambiente. A corto plazo y con las limitaciones actuales, la solución pasa por el desarrollo de aeronaves híbridas. Éstas reducirían su dependencia de los sistemas propulsivos convencionales, reduciendo su huella ambiental y combinando lo mejor de cada arquitectura propulsiva aumentando la eficiencia, o reduciendo la masa de la aeronave.

En el estado actual y teniendo en cuenta el ritmo de desarrollo, se puede esperar que en unos 25-30 años las aeronaves eléctricas sean una realidad. No sólo se requiere una mejora tecnológica, sino que también se precisa de una adaptación de las diferentes infraestructuras aeronáuticas, así como de sus servicios y del estado del mercado.

6.1 Futuras líneas de investigación.

El trabajo se ha realizado alcanzando los objetivos planteados. Sin embargo, se han ido realizando una serie de hipótesis y simplificaciones que pueden afectar a la precisión de los resultados obtenidos. Por ello, se han determinado las siguientes líneas de mejoras o de investigación para alcanzar un análisis más completo:

1. Explorar y analizar la integración de las baterías y esquemas eléctricos con la planta propulsiva, determinando la eficiencia del sistema completo.
2. Mejorar el diseño aerodinámico mediante herramientas CFD para mejorar la eficiencia de la aeronave, modificando perfiles, fuselaje, introducción de nuevos elementos etc.
3. Determinar el rango y la autonomía de la aeronave introduciendo las diferentes fases de vuelo: despegue, ascenso, crucero, aproximación y aterrizaje.
4. Investigar el proceso de certificación de las baterías y motores eléctricos.
5. Investigar y analizar el estado actual de los diferentes aeródromos y aeropuertos. Conocer el estado de la infraestructura y qué requisitos se deben cumplir para lograr la adaptación a una aviación eléctrica.

6. Extrapolar los cálculos obtenidos a aeronaves con mayor capacidad.

En definitiva, se puede observar como existen diferentes líneas de investigación que pueden ayudar a alcanzar una visión más completa y global del estado de la aviación eléctrica que, muy próximamente, tendrá uno de los roles más importantes dentro de la aviación.

BIBLIOGRAFÍA

1. Benjamin J. Brelje and Joaquim R.R.A. Martins, *Electric, hybrid, and turboelectric fixed-wing aircraft: A review of concepts, models, and design approaches*, *Progress in Aerospace Sciences*.
2. Monroe Conner, *The Future of Aircraft Propulsion is Electric*.
3. DATASHEET de las baterías NORTHVOLT CUBERG,
<https://www.datocms-assets.com/38709/1658475133-cuberg-cell-validation-july-2022.pdf>.
4. Naseer A. Mousa , Osam H. Attia , Hussein A. Mahmood , Nor Mariah Adam, *Optimización de la eficiencia aerodinámica de la avioneta Cessna 172*.
5. DATASHEET Pipistrel engine,
<https://www.easa.europa.eu/en/downloads/114474/en>
6. M. Tariq, A. I. Maswood, C. J. Gajanayake, A. K. Gupta, *Aircraft batteries: current trend towards more electric aircraft*, *IET Electrical Systems in Transports*, Vol. 7, Iss. 2, 2017.
7. *Airbus home*.
8. Martin Hepperle, *Electric Flight – Potential and Limitations (STO-MP-AVT-209)*, (2012).
9. A. Barzkar, M. Ghassemi, *Electric Power Systems in More and All Electric Aircraft: A Review*, IEEE.
10. P. Wheeler, *Technology for the More and All Electric Aircraft of the Future*, IEEE.
11. *European Aviation Environmental Report 2016*.
12. *Boeing: How sweet the future of aviation*.
13. EASA: European Union Aviation Safety Agency, *Emissions from a typical two-engine jet aircraft during 1-hour flight with 150 passengers*.

14. LILIUM website, <https://lilium.com/jet>
15. EHANG 216 website, <https://www.ehang.com/ehangaav/>
16. BELL NEXUS, <https://evtol.news/bell-nexus-4ex/>
17. VA-X4 website, <https://vertical-aerospace.com/vx4/>
18. EVIATION ALICE website, <https://www.eviation.com/>
19. ZUNUM AERO website, <https://zunum.aero/>
20. HEART AEROSPACE website, <https://heartaerospace.com/>
21. CE LINER,
<https://www.bauhaus-luftfahrt.net/en/research-areas/hybrid-electric-aviation/ce-liner>
22. EFAN-X website,
<https://www.airbus.com/en/innovation/low-carbon-aviation/hybrid-and-electric-flight/e-fan-x>
23. PIPISTREL ALPHA ELECTRO website,
<https://www.pipistrel-aircraft.com/products/alpha-trainer/>
24. EFLYER 2 website, <https://byeaerospace.com/electric-airplane/>
25. SIEMENS 330 LE,
<https://www.aerospace-technology.com/projects/extra-330le-electric-aircraft/>
26. eDA 40 website, <https://diamondaircraft.es/?aviones=eda-40>
27. CESSNA 172 website,
<https://cessna.txtav.com/es-419/piston/cessna-skyhawk>
28. Dr. Frank Anton, Siemens AG, Corporate Technology,
https://www.bbaa.de/fileadmin/user_upload/02-preis/02-02-preistraeger/new-sletter-2019/02-2019-09/02_Siemens_Anton.pdf

29. Miguel Ángel Gómez Tierno, Manuel Pérez Cortés, César Puentes Márquez,
Mecánica del vuelo 2º edición, UPM.

30. *Google maps.*

31. *Atmosphere ISA calculator, <https://www.digitaldutch.com/atmoscalc/>*