

UNIVERSIDAD EUROPEA DE MADRID
Máster Universitario en Ingeniería Aeronáutica (HCAP)

TRABAJO FIN DE MÁSTER

Estudio y análisis de aeronaves propulsadas por motores eléctricos y comparación con aeronaves convencionales.

Autor:

David Montilla Vega

Tutor Académico:

Ernesto de la Fuente Cantarino

Resumen

El presente Trabajo Fin de Máster está dirigido al estudio de las actuaciones de una aeronave propulsada por motores eléctricos. El objetivo del mismo es dimensionar una avioneta que cumpla ciertos requisitos para la realización de una o varias misiones concretas, que requieren ciertos valores de alcance y autonomía. Para ello, se siguen diferentes líneas de investigación, tratando la mayor cantidad de variables posibles.

El Trabajo comienza con una breve introducción, donde se define cuál es el objetivo del mismo. Además, se añade una justificación tanto desde una perspectiva histórica como económica sobre por qué este Trabajo tiene su valor.

Para resolver el problema, es importante tener un cierto nivel de conocimiento sobre el estado del arte de la tecnología actual. Para ello, el segundo capítulo comienza con un contexto histórico sobre cómo han sido los orígenes de la motorización eléctrica, también en vehículos terrestres, y cómo ha ido evolucionando hasta el punto actual. Posteriormente, se hace referencia al concepto de *More Electric Aircraft*, necesario para conocer la utilidad y funcionalidad actual de estos sistemas eléctricos. Además, se adjunta un estudio de mercado sobre las misiones que se pueden llevar a cabo con este tipo de propulsión, añadiendo ejemplos de aeronaves que actualmente existen, comentando especificaciones que aporta el fabricante sobre actuaciones y motorización.

Para continuar, una vez se ha definido el estado del arte actual, se comienza a particularizar en el caso de estudio que ocupa. El primer punto para hacerlo es el análisis de misión, en el que se definen dos envolventes de vuelo que la aeronave diseñada ha de cumplir. Como las actuaciones, en concreto alcance y autonomía, son los elementos dimensionantes del Trabajo, se hará un estudio de mercado de los componentes más importantes que han de satisfacer la misión; esto es, motor, baterías, y estructura. Para los dos primeros se busca información novedosa que aporte mejoras sobre la tecnología existente, y se selecciona un tipo de componente concreto para el cálculo posterior de actuaciones. Por último, para la estructura y parámetros aerodinámicos se calcularán cómo son los valores que definirán posteriormente el análisis de actuaciones.

El capítulo que sigue fundamenta la parte analítica de este Trabajo, sección donde se pone en práctica los conocimientos adquiridos previamente. Para ello, se comienza adjuntando un fundamento teórico sobre las ecuaciones e hipótesis de las que se parte como base para obtener los resultados finales. Una vez se ha añadido esta información, se continua el estudio aplicando a los valores reales las fórmulas de alcance y autonomía de una aeronave propulsada por un motor eléctrico. Además, se aporta una estimación de masas teórica que permitiría cumplir con la misión. Posteriormente, se compararán los resultados obtenidos con los valores de una avioneta real de las mismas características, y con una de propulsión convencional, para observar las diferencias y las semejanzas entre ellos.

Por último, se añaden las conclusiones al Trabajo, resumiendo la mayor cantidad de información y los resultados obtenidos. Se considera clave la mejora continua en este tipo de tecnología, por lo que se dedica un apartado completo a posibles mejoras de la investigación, o áreas en las que no se ha profundizado lo suficiente como para aportar información concluyente.

Palabras clave: Motores eléctricos, Baterías, Avioneta eléctrica, Diseño, Actuaciones.

Abstract

This Master's thesis focuses on the performance analysis of an aircraft powered by electric motors. The objective is to size a small airplane that meets specific requirements for one or multiple defined missions, which necessitate certain values of range and autonomy. To achieve this, various lines of research are pursued, considering as many variables as possible.

The thesis begins with a brief introduction, outlining the objective and providing historical and economic justifications for its significance.

To address the problem, it is essential to have a certain level of knowledge about the state-of-the-art technology. Therefore, the second chapter of the thesis provides a historical context, discussing the origins of electric propulsion in both aerial and terrestrial vehicles and its evolution to the present. Additionally, the concept of More Electric Aircraft is introduced to understand the current utility and functionality of these electric systems. A market study is included, examining different types of missions that can be accomplished using this type of propulsion. Examples of existing aircraft are provided, along with manufacturer specifications on performance and motorization.

Following the discussion on the current state of the art, the focus shifts to the specific case study. The first step is the mission analysis, defining two flight envelopes that the designed aircraft must adhere to. As range and autonomy are the defining factors for this research, a market study is conducted on the most critical components that need to meet these requirements, namely the motor, batteries, and structure. Novel information is sought for the motor and batteries to improve upon existing technology, and a specific component type is selected for subsequent performance calculations. Finally, the structure and aerodynamic parameters are analyzed to determine the values that will later be used in the performance analysis.

The subsequent chapter forms the analytical part of this thesis, where the knowledge acquired thus far is applied. It begins with a theoretical foundation, presenting the equations and assumptions used as the basis for obtaining the final results. The study then applies the formulas for range and autonomy to a real-world scenario involving an aircraft powered by an electric motor. Theoretical mass estimates necessary to fulfill the mission requirements are also provided. The obtained results are then compared with those of an actual aircraft with similar characteristics and one with conventional propulsion to observe the differences and similarities.

Finally, the thesis concludes by summarizing the information and results obtained. Continuous improvement in this technology is considered crucial, leading to a dedicated section on possible research enhancements or areas that require further investigation to provide more substantial insights.

Keywords: Electric Engine, Batteries, Electric Aircraft, Design, Performances.

Agradecimientos

A mi tutor Ernesto de la Fuente, por estar siempre pendiente del Trabajo y la disposición a ayudar y mejorar el resultado.

A mi familia por apoyarme en mi etapa de enseñanza de manera incansable.

ÍNDICE DE CONTENIDOS

1. Introducción	4
1.1. Objetivo del Trabajo Fin de Máster	5
1.2. Justificación histórica y económica	5
1.2.1. Perspectiva histórica	5
1.2.2. Perspectiva económica	7
2. Estado del arte	10
2.1. Contexto histórico	10
2.2. Aeronaves Eléctricas	13
2.2.1. Concepto de <i>More Electric Aircraft</i> (MEA)	13
2.2.2. Tipos de aeronaves eléctricas y fabricantes	14
3. Análisis de misión	24
3.1. Misión objeto de estudio	24
3.1.1. Selección de motor	26
3.1.2. Selección de baterías	28
3.1.3. Selección de la aeronave	32
3.1.4. Cálculo de la eficiencia aerodinámica de la aeronave con XFLR5	33
4. Cálculo de actuaciones de la aeronave	39
4.1. Fundamento teórico	39
4.2. Variación de los parámetros objeto de estudio	44
4.2.1. Estimación de masas	48
4.3. Resultados obtenidos	50
4.4. Comparación con una aeronave de propulsión eléctrica	50
4.5. Comparación con una aeronave de propulsión convencional.	51
4.6. Comparativa económica entre una avioneta eléctrica y convencional.	53
4.6.1. Coste de la aeronave	53
4.6.2. Coste de combustible	53
4.6.3. Costes de mantenimiento	54
4.6.4. Costes de instalación	54
4.6.5. Costes de repuestos	54
4.6.6. Cuenta de resultados	55
5. Conclusiones	57

6. Mejoras a la investigación

Índice de figuras

1.1. Venta anual de vehículos eléctricos a nivel mundial. Fuente: EV Volumes	5
1.2. Venta anual de vehículos eléctricos a nivel nacional. Fuente: ANFAC (Asociación Española de Fabricantes de Automóviles y Camiones)	6
1.3. Programas de desarrollo de aeronaves eléctricas a lo largo de los años. Fuente: Roland Berger: Aircraft Electrical Propulsion Database	7
1.4. Precio del queroseno en Estados Unidos a lo largo de los años. Fuente: U.S.Energy Information Administration	8
2.1. Primer motor eléctrico de la historia. Fuente: Hyunday Motors.	11
2.2. Primer motor eléctrico funcional de la historia. Fuente: Hyunday Motors.	11
2.3. Primer vehículo eléctrico funcional de la historia. Fuente: UPS Batteries.	12
2.4. Lilium Air mobility Fuente: Lilium Jet.	14
2.5. Volocopter Fuente:Volocopter Website.	15
2.6. Ehang 216 Fuente:EHang Website.	16
2.7. Joby Aviation S4 Fuente:Joby Aviation Website.	16
2.8. Eviation Alice Fuente: Eviation Website.	17
2.9. Heart Aerospace ES-1 Fuente: Heart Aerospace.	18
2.10. Ampaire Electric EEL Fuente: Ampaire Website.	18
2.11. Wright Electric 1 Fuente: Wright Electric Website.	19
2.12. Bye Aerospace eFlyer Fuente: Bye Aerospace Website.	20
2.13. Pipistrel Velis Electro Fuente: Pipistrel Website.	21
2.14. Yuneec International E430 Fuente:EVWind.	21
2.15. Alpha Electro Fuente: Pipistrel Website.	22
3.1. Zona de influencia de la misión 1.	25
3.2. Emrax 228 Fuente: Emrax Website.	26
3.3. Siemens SP70D Fuente: Siemens Website.	27
3.4. Densidad de energía volumétrica según el tipo de batería Fuente: EPEC Technologies Website.	31
3.5. Baterías Cuberg Fuente: Cuberg Website.	32
3.6. NACA 2412	34
3.7. NACA 0012	34
3.8. Modelo de la aeronave en XFLR5	35
3.9. Polar de la avioneta	35

3.10. Distribución del coeficiente de sustentación	36
4.1. Diagrama de fuerzas de una aeronave en crucero	40
4.2. Alcance en función del cociente de masas de la aeronave.	45
4.3. Alcance en función de distintos valores de eficiencia.	46
4.4. Autonomía en función del cociente de masas de la aeronave	47
4.5. Autonomía en función de distintos valores de eficiencia.	47
4.6. Alcance para el cociente de masas calculado.	49
4.7. Autonomía para el cociente de masas calculado.	49
4.8. Yuneec E430. Source: Yuneec International	50
4.9. Evolución de los costes durante los años para los dos tipos de aeronave.	56
6.1. Cálculo de la eficiencia en MATLAB	63
6.2. Cálculo de actuaciones en MATLAB	64

Índice de tablas

3.1. Características de la primera misión de la aeronave	25
3.2. Parámetros de la segunda misión	26
3.3. Comparación de densidades de energía	30
3.4. Características Técnicas, Aerodinámicas y de Masa del Yuneec International E430	32
3.5. Tabla de perfiles de la avioneta	33
3.6. Valores de coeficiente de sustentación en función del perfil NACA	33
4.1. Componentes y masas	48
4.2. Resultados obtenidos	50
4.3. Tabla comparativa de valores obtenidos	51
4.4. Error de medida entre el valor teórico y el real	51
4.5. Valores para la ecuación de Breguet	52
4.6. Precios de aeronaves.	53
4.7. Precios del combustible.	53
4.8. Precios del mantenimiento.	54
4.9. Precios de repuestos.	55
4.10. Cuenta de resultados para un año de servicio.	55
4.11. Cuenta de resultados para varios años.	56

Capítulo 1

Introducción

El Trabajo Fin de Máster que se presenta tendrá como estructura dos partes diferenciadas. Se tratará de seguir un orden lógico en los aspectos analizados a lo largo del mismo, con el objetivo de obtener finalmente un dimensionado preliminar de misión de una aeronave dotada de propulsión eléctrica.

La investigación ocupará la mayor parte de la primera sección del estudio. El contexto histórico, principal en el estado del arte del Trabajo, aportará nociones sobre la razón por la cuál este análisis está justificado. Una vez es conocido el pasado sobre el tema objeto de estudio, y cómo ha sido el desarrollo de los sistemas propulsivos hasta la electrificación, se analizará en profundidad cuáles son los componentes de un sistema de propulsión eléctrica, ya que el conocimiento de las partes es de vital importancia para el estudio posterior. Para continuar, se profundizará en el estudio de las baterías, fundamentales en el futuro de la propulsión eléctrica.

La segunda sección del Trabajo consistirá en aplicar los conocimientos adquiridos en la primera parte de una manera analítica. Se definirá una misión concreta que será la base de los cálculos posteriores. Para continuar, se realizará un estudio de mercado de las baterías y partes principales de motores de propulsión eléctrica actuales que puedan ser de utilidad para la misión en concreto.

El capítulo de diseño es el que requiere un énfasis mayor, donde se centrará el Trabajo. El objetivo final es realizar un cálculo de alcance y autonomía de una aeronave únicamente propulsada de forma eléctrica. Este punto constará de un fundamento teórico, donde se desarrollarán las herramientas necesarias para la obtención de valores concretos, esto es, ecuaciones, fórmulas, hipótesis, métodos de cálculo etc. Una vez se ha entendido la forma de proceder, se aplicará lo anterior al caso objeto de estudio, donde se esperan obtener los valores finales. Para saber si el estudio se ha realizado de la manera correcta, se compararán los resultados con los de una aeronave similar. También resultará interesante observar las diferencias con un avión propulsado por motores convencionales.

1.1. Objetivo del Trabajo Fin de Máster

Como se ha comentado anteriormente, el objetivo del Trabajo consiste en dimensionar parámetros característicos del vuelo de una aeronave de propulsión eléctrica, como son la autonomía y el alcance.

1.2. Justificación histórica y económica

El objetivo de este apartado consiste en demostrar por qué se considera necesario este Trabajo, enfocando desde dos puntos de vista la justificación: A nivel histórico y económico.

1.2.1. Perspectiva histórica

Para este apartado se ha decidido comenzar partiendo de una analogía respecto a los automóviles. Históricamente, la combustión interna ha sido la dueña del mercado tanto en aviación como en automovilismo. Sin embargo, el crecimiento que ha ocupado la electrificación ha sido notorio, sobre todo en los segundos.

La venta de vehículos terrestres eléctricos a nivel mundial es cada año más importante, como se puede observar en la recopilación de datos de EV Volumes ¹ que se muestra a continuación:

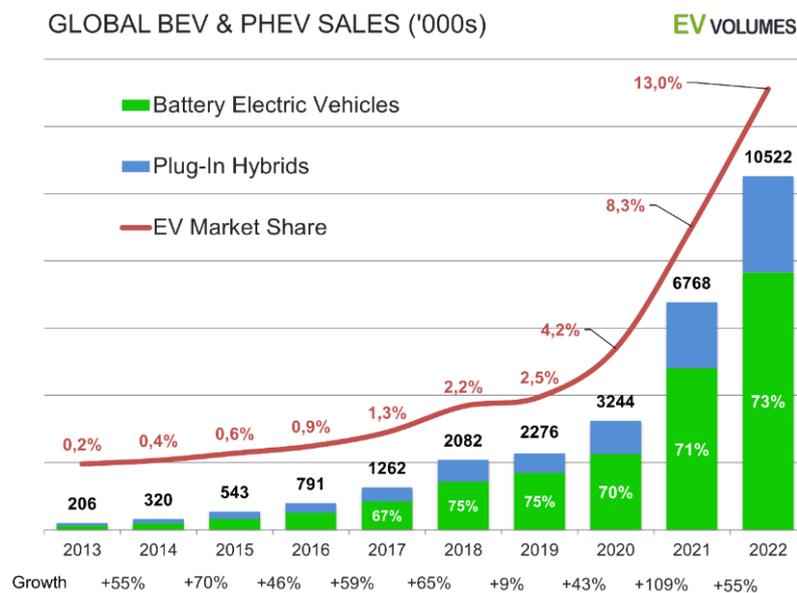


Figura 1.1: Venta anual de vehículos eléctricos a nivel mundial. Fuente: EV Volumes

¹EVVolumes es una base de datos sobre vehículos eléctricos. URL:<https://www.ev-volumes.com/>

Como se puede observar en la imagen anterior, se han vendido un total de 10.5 millones de BEVs (Battery Electric Vehicle) y PHEVs (Plug-in Hybrid Electric Vehicle), lo que supone un aumento de un 55 % comparado con 2021.

Para particularizar en mayor medida el estudio, se observa cómo la tendencia en España es muy similar y acorde con la global.

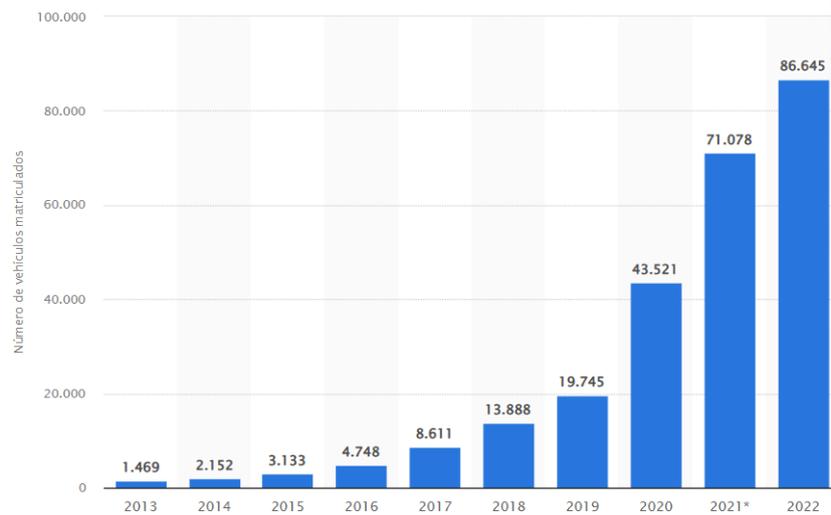


Figura 1.2: Venta anual de vehículos eléctricos a nivel nacional. Fuente: ANFAC (Asociación Española de Fabricantes de Automóviles y Camiones)

El objetivo de mostrar esta información es que la electrificación ofrece beneficios de similar magnitud en ambos medios de transporte, y si se tiene en cuenta la evolución histórica de la producción eléctrica en el automovilismo, se puede extrapolar que la propulsión eléctrica en aviones cada día tendrá mayor importancia. Para demostrar esta afirmación, se muestra a continuación cómo ha sido la evolución de producción de aeronaves eléctricas a lo largo de los años.

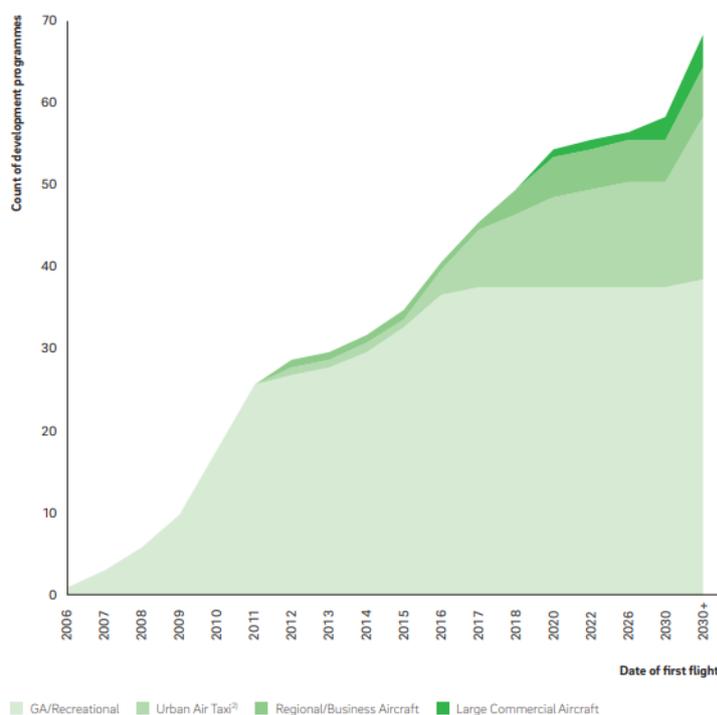


Figura 1.3: Programas de desarrollo de aeronaves eléctricas a lo largo de los años. Fuente: Roland Berger: Aircraft Electrical Propulsion Database

En la imagen anterior se observa cómo casi 70 compañías han comenzado programas de desarrollo para investigar y conseguir que la navegación de aeronaves de propulsión eléctrica sea algo cada vez más común. Además, a pesar de que la mayor parte de los programas son de tipo recreativo, se observa cómo en los últimos años se ha comenzado a estudiar este tipo de motorización para transporte comercial.

En conclusión, la analogía con los vehículos terrestres, y el histórico de programas de desarrollo de aeronaves del tipo que ocupa el Trabajo, justifican en gran medida desde un punto de vista histórico el análisis, ya que es seguro que será uno de los temas centrales de la aviación en los próximos años.

1.2.2. Perspectiva económica

Se analiza a continuación la viabilidad y justificación de este Trabajo desde un punto de vista económico. La economía es sin duda uno de los factores clave del mercado de la aviación, especialmente a nivel comercial. Por ello, se destacan a continuación varios puntos que se consideran relevantes para demostrar la validez de inclusión de este tipo de propulsión.

- Reducción de dependencia del precio del combustible: Como se puede observar en la siguiente imagen, el coste del combustible es una variable muy

difícil de predecir, y su volatilidad es alta. Esto dificulta en gran medida el dimensionamiento económico de una aerolínea, en el caso de la aviación comercial.

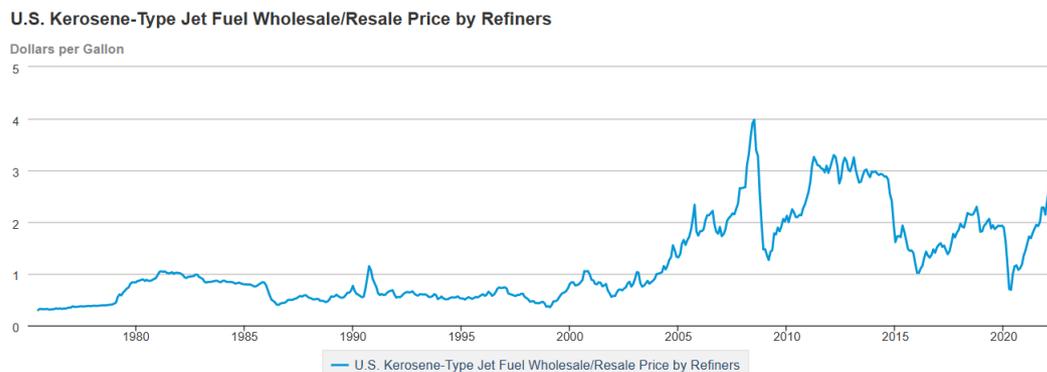


Figura 1.4: Precio del queroseno en Estados Unidos a lo largo de los años. Fuente: U.S. Energy Information Administration

Sin embargo, para el caso de las energías renovables, el coste de estas seguirá viéndose reducido durante los próximos años, además de que su estabilidad es mayor, provocando que se pueda obtener una mayor previsibilidad en costes a largo plazo.

- Reducción de costes operativos: El combustible tradicional y los motores actuales conllevan un mayor gasto operativo que los eléctricos. Según el informe de Roland Berger ² sobre el futuro de la aviación eléctrica, los costes operativos pueden verse reducidos hasta en un 30 %. Esto se debe a que se requiere una menor cantidad de energía para obtener el empuje que se necesita, además de que la eficiencia de los motores eléctricos es mayor que la de los tradicionales.
- Reducción de costes de mantenimiento: Como se verá más adelante, los motores eléctricos tienen una menor cantidad de partes móviles, lo que significa una menor complejidad, es decir, menos mantenimiento. Además, debido a este mismo fenómeno, la lubricación y los cambios de aceite, que se realizan de manera regular y que generan una gran cantidad de costes en los motores convencionales, se vería reducida.
- Reducción del espacio necesario: Para producir una misma cantidad de empuje, se estima que los motores de propulsión eléctrica serán más livianos y de un tamaño más reducido. Esto provoca que el parámetro empuje/peso de la aeronave se vea disminuido, y el aprovechamiento del espacio sea mayor.

²Anotado en la bibliografía

- Ayudas, beneficios y creación de empleo: Según la Comisión Europea, en un informe sobre la aviación en 2050 ³, el mercado eléctrico podría llegar a generar más de 400000 empleos en Europa para el año 2050. Además, las ayudas para potenciar la investigación y el desarrollo de nuevas tecnologías es cada vez mayor.
- Reducción de emisiones y sostenibilidad: El calentamiento global y el cambio climático juegan sin duda un papel crucial en la implementación de estos sistemas, que reducirían en gran medida las emisiones de CO2 a la atmósfera; se estima que en un 90% ⁴.
- Mejora de la eficiencia de los motores: Esto implica que es posible que la eficiencia de un motor eléctrico sea mayor que la de uno convencional.

A modo de finalización de la introducción, se ha demostrado también desde un punto de vista económico, que es necesario el estudio que se va a realizar debido a las mejoras que puede acarrear. A continuación, se proseguirá con un estudio del Estado del arte de los motores de propulsión eléctrica, para conocer mejor cuál es la historia de los mismos, su arquitectura, y algunos casos reales que existen actualmente y que serán el modelo a seguir en este Trabajo.

³Indicado en bibliografía

⁴Informe de Transport & Environment: Electric Aircraft.

Capítulo 2

Estado del arte

Este capítulo tiene como objetivo principal adquirir un mayor grado de conocimiento en relación a los motores eléctricos. Para ello, se estructura el apartado en dos secciones diferenciadas. En primer lugar, se aportará una introducción de la evolución histórica de los motores eléctricos desde su creación a la actualidad. Para terminar, se realizará un estudio de mercado de las principales aeronaves que existen actualmente, y cuáles son las empresas que más avances están consiguiendo. Este último punto servirá para enfocar la misión que se desea cumplir en este Trabajo, que permitirá definir y dimensionar el resto de parámetros objeto de estudio.

2.1. Contexto histórico

El hecho de que en la actualidad se pueda propulsar una aeronave o un vehículo terrestre únicamente por motores eléctricos es el resultado de un proceso evolutivo que se remonta siglos atrás.

El punto de partida tiene lugar en los siglos XVIII y XIX, momento en el que se comenzó a experimentar con la electricidad. La imagen que se muestra a continuación define la creación, en 1821, del que se conoce como el primer motor eléctrico, ideado por el que se considera como el padre del motor eléctrico, Michael Faraday.

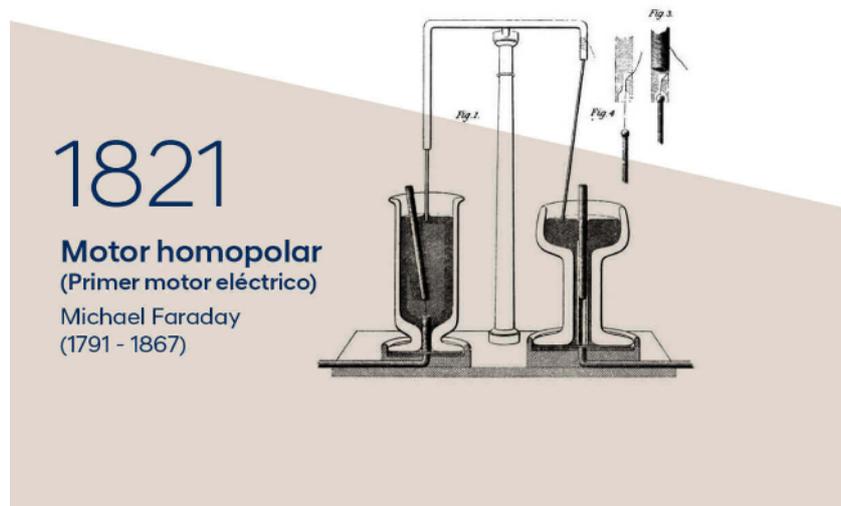


Figura 2.1: Primer motor eléctrico de la historia. Fuente: Hyundai Motors.

El motor que se muestra en la imagen es homopolar. El invento consistía en sumergir un alambre de hierro en un envase de mercurio donde había un imán. El alambre comenzó a girar alrededor del imán cuando se le suministró una corriente eléctrica por medio de una batería. Este es el primer motor rotatorio eléctrico, que sentaría las bases de los posteriores.

Otro de los puntos fundamentales en los avances de este tipo de propulsores ocurrió en 1834. En este año, Moritz von Jacobi, físico e ingeniero alemán, creó el primer motor eléctrico realmente práctico, que se muestra a continuación:

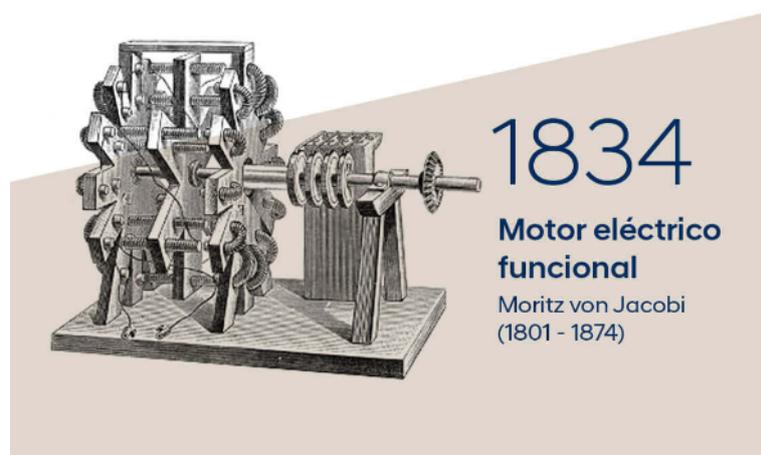


Figura 2.2: Primer motor eléctrico funcional de la historia. Fuente: Hyundai Motors.

Años más tarde, en 1856, empleando una bobina móvil y un imán fijo, el alemán

Werner Von Siemens, consiguió elaborar un motor más compacto y con una eficiencia mayor.

El primer momento en el que estos motores fueron la forma de suministro de potencia de los vehículos terrestres, fue en 1881, cuando Gustave Trouvé fabricó el prototipo de vehículo eléctrico de la época.

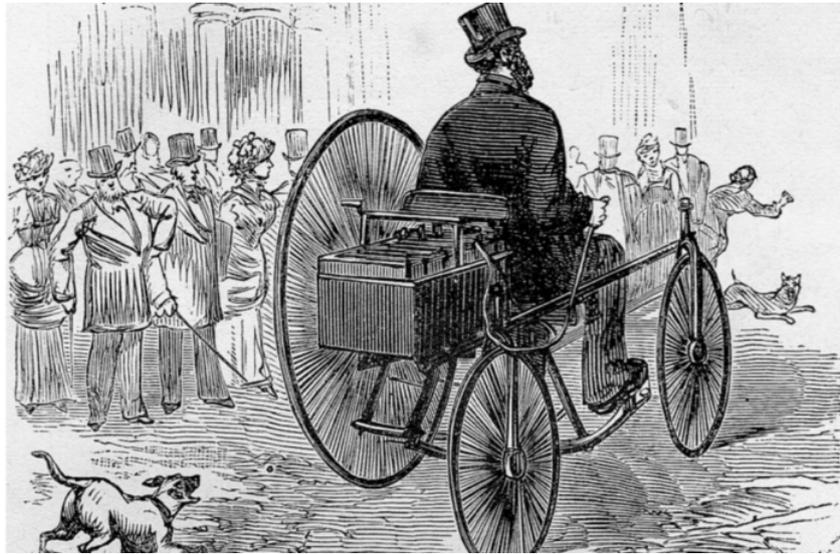


Figura 2.3: Primer vehículo eléctrico funcional de la historia. Fuente: UPS Batteries.

Este fue el inicio de una tendencia de la época en la que se empezaron a fabricar una gran cantidad de vehículos eléctricos, debido a lo silenciosos y sencillos de manejar y mantener que eran. Sin embargo, debido a las baterías de plomo que se utilizaban, en concreto la capacidad de las mismas, y la falta de infraestructura para asumir la carga, su uso fue disminuyendo.

El cambio climático cada vez era un tema más controvertido en la sociedad, aumentando el concienciamiento de la humanidad, provocando que se tuviesen que buscar ciertas soluciones a los problemas que eran los causantes de este fenómeno. Es sabido que la emisión de gases a la atmósfera es uno de los contribuyentes al cambio, entre los que se incluyen los motores de combustión interna. Es por esto, que a partir de finales del siglo XX, también siendo un factor clave la mejora en las tecnologías de las baterías y de la electrónica, los vehículos eléctricos resurgieron, y con una fuerza notoria. El hito más significativo fue el lanzamiento del Tesla Roadster en 2008. Desde ese momento, los vehículos eléctricos cada vez se encuentran en mayor medida en las ciudades del mundo.

Como se ha podido observar, la historia de los motores eléctricos se remonta siglos atrás. Esta introducción servirá para tener en cuenta la magnitud de los avances que se consiguen en la ingeniería en la actualidad. Para ello, se mostrarán

ejemplos de aeronaves y empresas que emplean este tipo de motores para propulsar sus aviones.

2.2. Aeronaves Eléctricas

Este apartado tiene como objetivo definir qué es una aeronave eléctrica, las diferentes misiones que puede cubrir, y ejemplos reales de compañías que se encuentran desarrollando tecnologías en estos ámbitos.

2.2.1. Concepto de *More Electric Aircraft* (MEA)

El concepto de MEA está relacionado con el cambio en la tendencia que se ha seguido en los últimos años en la industria aeroespacial, tratando de emplear cada vez más sistemas eléctricos en una aeronave, abandonando los hidráulicos y mecánicos convencionales.

La mayor parte de los sistemas auxiliares que se han venido utilizando en los aviones actuales, dependen de la energía que se genera mediante los motores, y se traslada por medio de agentes mecánicos o hidráulicos. Debido a esto, es necesario el uso de elementos como válvulas o bombas. Esto tiene como inconveniente que la complejidad del sistema es mayor, y además, el peso de la aeronave aumenta.

El MEA es capaz de realizar la mayor cantidad de las funciones de los sistemas anteriores de manera satisfactoria, apoyándose en los avances de baterías, generadores eléctricos, y los motores eléctricos. Se muestran a continuación varios ejemplos de estos sistemas:

- Sistemas de potencia eléctrica: En el MEA, ciertas funcionalidades que son requisitos en la aeronave, como el del aire acondicionado de la cabina, son realizadas por generadores de potencia eléctrica, absteniéndose de usar agentes hidráulicos.
- Sistemas de enfriamiento eléctrico: A diferencia de los sistemas convencionales, operados por aire o líquidos, se utilizan sistemas de enfriamiento termoeléctrico, mucho más avanzados y con un control de la temperatura más preciso.
- Sistemas de control de vuelo eléctrico: Este punto es crucial para el correcto pilotaje de la aeronave. En lugar de emplear sistemas hidráulicos para el accionamiento de alerones, flaps, y timones, se encuentran motores eléctricos que realizan la misma función de una forma más precisa, con un tiempo de reacción menor, y quitando masa a la aeronave.

Como se puede observar, existen una gran cantidad de mejoras que se han ido implementando en las aeronaves. En este Trabajo, el foco se pondrá en otra parte importante de los avances, el motor eléctrico. Las prestaciones que estos

han de tener serán diferentes en función de la misión que se quiera desempeñar. Para ello, se muestran a continuación las diferentes categorías de aeronaves que pueden existir y cuáles son los fabricantes principales, así como especificaciones de los mismos.

2.2.2. Tipos de aeronaves eléctricas y fabricantes

Existen, entre otros, cuatro tipos de misiones principales en la industria de la innovación aeronáutica de la propulsión eléctrica.

Vertical Take Off and Landing V-TOL

Los V-TOL son aeronaves con la capacidad de despegar y aterrizar de forma vertical, por lo que no necesitan una pista de despegue o aterrizaje. Es muy importante el uso de motores eléctricos en este tipo de sistemas ya que ayuda a disminuir el impacto medioambiental de los mismos. A continuación, se muestran cuatro ejemplos con especificaciones que los fabricantes aportan.

- Liliun Jet: Avión de cinco plazas eléctrico.



Figura 2.4: Lilium Air mobility Fuente: Lilium Jet.

A continuación se muestran algunas especificaciones del mismo.

- Propulsión: 36 motores de hélice inclinable. (300 kW de potencia).
- Alcance: 300 km.
- Velocidad máxima: 300 km/h.

- Volocopter 2X: Helicóptero de dos plazas eléctrico.



Figura 2.5: Volocopter Fuente:Volocopter Website.

A continuación se muestran algunas especificaciones del mismo.

- Propulsión: 18 motores eléctricos.
 - Alcance: 30 km.
 - Velocidad máxima: 110 km/h.
- EHang 216: Dron de pasajeros de dos plazas eléctrico.



Figura 2.6: Ehang 216 Fuente:EHang Website.

A continuación se muestran algunas especificaciones del mismo.

- Propulsión: 8 motores eléctricos.
 - Alcance: 55 km.
 - Velocidad máxima: 130 km/h.
- Joby Aviation S4: Avión de pasajeros de cuatro plazas eléctrico.



Figura 2.7: Joby Aviation S4 Fuente:Joby Aviation Website.

A continuación se muestran algunas especificaciones del mismo.

- Propulsión: 6 motores eléctricos.
- Alcance: 240 km.
- Velocidad máxima: 320 km/h.

Estos son solo unos de los ejemplos para mostrar los avances que se han ido consiguiendo en los últimos años.

Aviación Regional

Se realiza un estudio similar para el caso de aviación regional, en la que se muestran compañías no de tan gran magnitud como pueden ser Airbus o Boeing.

- Eviation Alice : Avión regional de nueve plazas eléctrico.



Figura 2.8: Eviation Alice Fuente: Eviation Website.

A continuación se muestran algunas especificaciones del mismo.

- Propulsión: 3 motores eléctricos.
 - Alcance: 814 km.
 - Velocidad máxima: 444 km/h.
- Heart Aerospace ES-19: Avión regional de diecinueve plazas eléctrico.



Figura 2.9: Heart Aerospace ES-1 Fuente: Heart Aerospace.

A continuación se muestran algunas especificaciones del mismo.

- Propulsión: 4 motores eléctricos.
 - Alcance: 400 km.
 - Velocidad máxima: 346 km/h.
- Ampaire Electric EEL: Avión ejecutivo de seis plazas híbrido.



Figura 2.10: Ampaire Electric EEL Fuente: Ampaire Website.

A continuación se muestran algunas especificaciones del mismo.

- Propulsión: 1 motor eléctrico y 1 de combustión interna.

- Alcance: 648 km en modo híbrido.
- Velocidad máxima: 217 km/h.

Aviación comercial

En este caso, existe un menor número de opciones debido a la capacidad de las baterías y el bajo alcance que puede llegar a conseguirse. Algunos ejemplos son:

- Wright Electric Wright 1: Avión ejecutivo de capacidad variable eléctrico.



Figura 2.11: Wright Electric 1 Fuente: Wright Electric Website.

A continuación se muestran algunas especificaciones del mismo.

- Propulsión: ND.
- Alcance: 482 km.

De esta última aeronave no existen gran cantidad de datos para mostrar debido a la confidencialidad del proyecto.

Aviación general (Avionetas)

En este punto es donde se encuentra el mayor número de posibilidades de estudio. Sin embargo, para no extender en mayor medida el estudio teórico, se muestran cuatro opciones que existen actualmente.

- Bye Aerospace eFlyer: Avioneta eléctrica de dos plazas.



Figura 2.12: Bye Aerospace eFlyer Fuente: Bye Aerospace Website.

A continuación se muestran algunas especificaciones del mismo.

- Propulsión: 1 motor eléctrico.
 - Alcance: 482 km.
 - Velocidad máxima: 217 km/h.
- Pipistrel Velis Electro: Avioneta eléctrica de dos plazas.



Figura 2.13: Pipistrel Velis Electro Fuente: Pipistrel Website.

A continuación se muestran algunas especificaciones del mismo.

- Propulsión: 1 motor eléctrico.
 - Alcance: 185 km.
 - Velocidad máxima: 225 km/h.
- Yuneec International E430: Avioneta eléctrica de dos plazas.



Figura 2.14: Yuneec International E430 Fuente:EVWind.

A continuación se muestran algunas especificaciones del mismo.

- Propulsión: 1 motor eléctrico.
 - Alcance: 227 km.
 - Velocidad máxima: 120 km/h.
- Alpha Electro: Avioneta eléctrica de dos plazas.



Figura 2.15: Alpha Electro Fuente: Pipistrel Website.

A continuación se muestran algunas especificaciones del mismo.

- Propulsión: 1 motor eléctrico.
- Alcance: 150 km.
- Velocidad máxima: 137 km/h.

Como puede observarse, existen numerosas opciones que actualmente son la base de una elevada cantidad de proyectos de investigación y desarrollo, y que una amplia variedad de fabricantes son los que están buscando cada vez una mayor participación de este tipo de motorización en el mercado actual, no solo los fabricantes históricamente conocidos (Airbus, Boeing...). Este hecho abre una oportunidad de gran magnitud al mercado de la aviación, que como se ha comentado anteriormente, está en continuo crecimiento en ciertas áreas, y esta es una de ellas. Cabe destacar la similitud entre los parámetros de *performances* entre los diferentes tipos de aeronave, lo que será útil para tener una mayor variedad de información a la hora de obtener el punto de diseño de la misión principal de este Trabajo.

Una vez se ha realizado un análisis tanto de la evolución histórica de los motores eléctricos, y un estudio de mercado de las diferentes opciones disponibles en la industria aeroespacial actual, se concluye el capítulo del estado del arte para dar paso a la selección de una misión concreta, un breve estudio de las baterías disponibles, y el cálculo de las actuaciones de la aeronave para la misión seleccionada.

Capítulo 3

Análisis de misión

El objetivo de este capítulo es definir la misión que se estudiará de manera analítica en las actuaciones. Una vez se conoce la misión de la aeronave, se analizará qué tipo de motor eléctrico se selecciona, aportando una justificación para el mismo, además de un breve estudio teórico de sus ventajas e inconvenientes. El mismo ejercicio se llevará a cabo para las baterías, lo que aportará un mayor número de datos para el estudio del caso práctico. Para finalizar, se añadirá un modelo de aeronave con las características técnicas que se necesitan para el cálculo.

3.1. Misión objeto de estudio

Como se ha observado en capítulos anteriores, la aviación general es la que, en mayor medida, ha conseguido introducir este tipo de aeronaves en el mercado. Es por esto por lo que en el Trabajo se ha decidido seleccionar como objeto de estudio el cálculo de actuaciones de una avioneta biplaza, de uso doméstico, con un rango de operación máximo de unos 200 km, para entrenamiento o adquisición de licencias, así como investigación.

Con el objetivo de mostrar de una forma más clara algunas de las misiones que la aeronave debe ser capaz de completar, se definen dos principales.

La primera misión podría ser una de entrenamiento en un aeropuerto local, donde se han de realizar varios despegues y aterrizajes, maniobras en circuitos, práctica de patrones de tráfico, y vuelo cercano al aeródromo para la adquisición de habilidades de navegación visual.

Misión de entrenamiento en el Aeropuerto de Asturias	
Lugar	Aeropuerto de Asturias
Coordenadas	43° 33' 49"N, 06° 02' 04"W
Altura	426 pies
Temperatura	25°C
Presión atmosférica	1013 hPa
Duración de la misión	2 horas
Objetivo	Entrenamiento básico

Tabla 3.1: Características de la primera misión de la aeronave



Figura 3.1: Zona de influencia de la misión 1.

Otra de las misiones que podrá ser capaz de realizar la aeronave se basa en la investigación atmosférica, con el objetivo de recolectar datos de presión, humedad y temperatura en las zonas montañosas, para conocer las características atmosféricas de la zona. Así, la misión sería de las siguientes características:

Misión de entrenamiento de navegación en una región montañosa	
Lugar	Región montañosa Cordillera cantábrica
Altura	Variará entre 5,000 y 8,000 pies
Temperatura	Variará entre 10°C y 20°C
Presión atmosférica	Ajustada según la altitud
Duración de la misión	2 horas
Objetivo	Investigación y recogida de datos

Tabla 3.2: Parámetros de la segunda misión

Una vez se ha definido el tipo de misión a realizar, se ha de escoger el motor para llevarla a cabo. Para ello, se analizan a continuación los dos tipos de motores principales que podrían satisfacer las necesidades de esta misión.

3.1.1. Selección de motor

Existen dos tipos de motores principales, de corriente alterna, y de corriente continua. Se muestran las características principales de ambos.

Motores de corriente continua

Este tipo de motores se emplean frecuentemente en la industria aeroespacial. Su funcionamiento se basa en la interacción del campo magnético creado por imanes permanentes y una bobina a través de la cual circula corriente eléctrica, lo que genera un flujo que provoca un movimiento rotatorio en el eje del motor. Un ejemplo de este tipo de motores es el Emrax, fabricado por la empresa Enstroj, que han sido utilizados en avionetas eléctricas de carácter de investigación, como el Sunseeker Duo. Este caso en concreto ofrece una densidad de potencia de 10 kW/kg, con una eficiencia del 98 %.



Figura 3.2: Emrax 228 Fuente: Emrax Website.

Motores de corriente alterna

Con un uso mayoritario, los motores de corriente alterna fundamentan su desempeño en la variación de la dirección de la corriente eléctrica que alimenta las bobinas del motor. Este cambio provoca que se genere un campo magnético de carácter rotativo en las bobinas, accionando el movimiento del motor. Existen dos tipos principales: Síncronos y asíncronos. En los primeros, el campo magnético gira a la misma velocidad que la corriente, mientras que en los asíncronos, el rotor gira a una velocidad menor que la del campo magnético.

Un ejemplo de este tipo de motores es el Siemens SP70D, que se puede encontrar en aeronaves como el Bye Aerospace eFlyer.



Figura 3.3: Siemens SP70D Fuente: Siemens Website.

Ventajas e inconvenientes

A continuación se muestran una serie de ventajas e inconvenientes de ambos motores con el objetivo de seleccionar de manera justificada cuál será el motor que se empleará en la misión previamente elegida.

- Ventajas de los motores de corriente continua:
 - Mayor precisión del control de velocidad: Este punto es esencial para realizar maniobras complejas, que requieren de cierta habilidad.
 - Respuesta rápida respecto a los mandos: Adecuado para cambios de dirección rápidos.
 - Alta eficiencia en varios rangos de revolución: Este punto es importante para aquellas aeronaves que necesiten operar con cambios bruscos de velocidad.

- Inconvenientes de los motores de corriente continua:
 - Mayor masa y volumen: Esto conlleva a un mayor espacio ocupado y un MTOW mayor.
 - Mayor mantenimiento: Con un desgaste alto, conlleva una elevada partida de gasto en cuanto a revisiones e inspecciones.
- Ventajas de los motores de corriente alterna:
 - Diseño reducido y compacto: Muy útil para aplicaciones en las que el espacio es limitado.
 - Menor mantenimiento: Debido a la ausencia de escobillas y colectores, el tiempo entre revisiones puede aumentarse.
 - Alta densidad de potencia: Este tipo de motor es capaz de generar una mayor cantidad de energía en menor espacio.
- Inconvenientes de los motores de corriente alterna:
 - Menor precisión: Dificulta su uso en operaciones especiales.
 - Mayor complejidad: Son sistemas más complejos de diseñar que requieren de ciertas habilidades y experiencia.

Motor elegido

Para seleccionar el motor, el parámetro fundamental es la misión que se va a llevar a cabo. Como el objetivo de la misma es conseguir una aeronave de entrenamiento o de uso doméstico, no es necesario que la precisión del control sea muy elevada, debido a que es más importante que el diseño sea lo más ligero y compacto posible, con el objetivo de abaratar costes. Además, los rangos de velocidades que se manejarán no son muy amplios. Por tanto, se seleccionan los motores de corriente alterna para este estudio. El único punto que falta por determinar es si es síncrono o asíncrono. Debido a que no se necesita una alta potencia para la misión que se quiere realizar, (los motores asíncronos son capaces de generar mayor par y potencia), y que la aplicación sería directamente a una hélice, obteniendo un buen rendimiento y características que son adecuadas para el estudio, se seleccionará un motor de corriente alterna síncrono como el de la imagen anterior.

3.1.2. Selección de baterías

A continuación se lleva a cabo un estudio similar sobre cuál es el mejor tipo de baterías para la misión actual, antes de calcular el punto de diseño.

Las baterías son el componente limitante y principal en el suministro y almacenamiento de energía para las aeronaves. Se pueden definir como transformadores de energía química en energía eléctrica utilizable. El desarrollo de las mismas ha sido uno de los puntos cruciales en el sector, debido al aumento de la densidad de potencia que son capaces de generar (cada vez es mayor). Existen diferentes tipos,

que se enumeran a continuación, y al igual que en el caso del motor, se seleccionará uno de ellos para el estudio.

Tipos de baterías

- Baterías de plomo-ácido: Se consideran las más antiguas de todos los tipos, aunque se sigan utilizando en la actualidad. Su funcionamiento se basa en placas de plomo que se encuentran sumergidas en ácido sulfúrico.
- Baterías de níquel-cadmio: Formadas por electrodos de níquel y cadmio sumergidos en hidróxido de potasio, se caracterizan por la elevada densidad de energía que proporcionan. Se ha de destacar el carácter tóxico del cadmio.
- Baterías de níquelhidruro: El proceso es similar a las anteriores, pero emplean una aleación de hidruro metálico sustituyendo al cadmio.
- Baterías de iones de Litio: Estas emplean iones de litio que se encuentran orbitando entre el electrodo positivo y negativo para el correcto almacenamiento y liberación de energía. Cabe destacar una de las últimas novedades en cuanto al uso de este tipo de baterías, las de litio sólido (metal). La información que se muestra a continuación corresponde a los desarrollos conseguidos en 2022 por la empresa Cuberg, que ha conseguido desarrollar una nueva tecnología de celdas que se basa en un ánodo de litio metálico puro, un cátodo de NMC (Níquel-Manganeso-Cobalto), y un electrolito de líquido no inflamable.

Esta tecnología se está posicionando como una de las principales opciones para aplicaciones de alta demanda en la que se necesite de una alta potencia y energía, como es el caso de los aviones eléctricos. Según los datos del fabricante, estas baterías pueden llegar a suministrar una densidad de potencia de unos $400 \frac{Wh}{kg}$.¹

- Baterías de hidrógeno: Son dispositivos de tipo electroquímico, que se basan en el uso la energía química que genera el hidrógeno y el oxígeno. A continuación, se muestran varias ventajas e inconvenientes de ellas.
 - Ventajas de las baterías de hidrógeno:
 - Rápida recarga: Los tiempos de recarga son más rápidos que en las baterías de ion-litio, lo que permite realizar un mayor número de horas de vuelo.
 - Alta densidad de energía: La densidad de energía es cada vez más elevada en la industria actual, especialmente en las baterías de hidrógeno. A continuación se muestra una tabla de densidades de

¹*Datasheet* del fabricante indicada en bibliografía.

energía, comparada con la de ion litio.

Tipo de batería	Densidad de energía (Wh/kg)
Batería de ion de litio de cátodo de cobalto (LiCoO ₂)	200-250
Batería de ion de litio de cátodo de NMC	250-300
Batería de ion de litio de cátodo de LiFePO ₄	140-190
Batería de hidrógeno (celdas de combustible)	1200-1600

Tabla 3.3: Comparación de densidades de energía

- Nivel de emisiones cero: Como de la reacción para generar electricidad, el único producto es el agua, no existe contaminación ni emisiones.
- Inconvenientes:
 - Infraestructura insuficiente: El uso de este tipo de baterías requiere un sistema de complejo de almacenamiento y carga, lo que dificulta la gestión y adquisición de equipos en zonas aisladas como la de la misión.
 - Elevado coste: A colación del punto anterior, añadiendo la novedad de los sistemas, los gastos que suponen este tipo de instalaciones son muy grandes.
 - Seguridad: La aeronáutica es una rama de la ingeniería en la que lo más importante es la seguridad. Los sistemas más novedosos, sumando la inflamabilidad del hidrógeno, hace complejo la introducción de estos sistemas de una forma repentina.

Batería elegida

Para seleccionar un tipo de batería es necesario atender a varios factores fundamentales como son el peso, la energía almacenada, la densidad de energía, la tasa de descarga, la posibilidad de reutilización, la capacidad, rentabilidad, entre otros. Para ello, se muestra el siguiente gráfico:

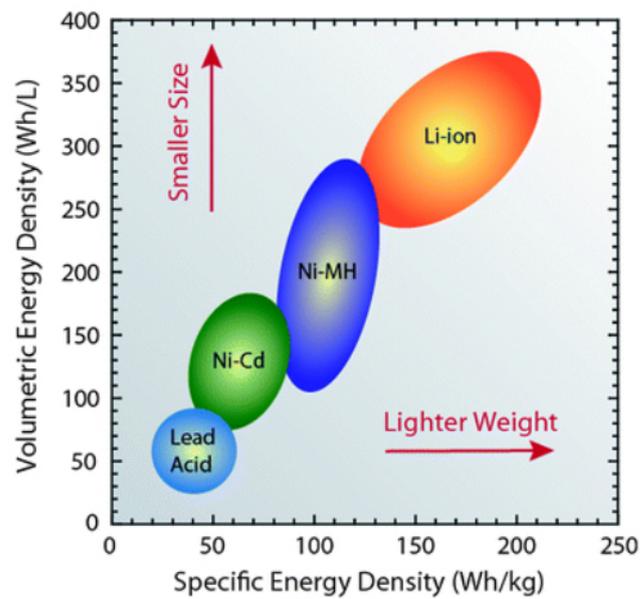


Figura 3.4: Densidad de energía volumétrica según el tipo de batería Fuente: EPEC Technologies Website.

Como se puede observar, las baterías de Ion-Litio destacan por encima de la media, con unos valores óptimos para el caso de estudio. La alta densidad de energía de los mismos, el limitado espacio que necesitan, además de otras características como la larga vida útil, y la baja tasa de descarga, ayudan a esta selección. Además, cabe destacar la capacidad de carga rápida de las mismas, y su baja necesidad de mantenimiento.

Por otro lado, debido a la misión que se ha seleccionado, que se realizará en lugares de difícil acceso (zonas de investigación), y donde se busca reducir precios (aprendizaje), no se ha seleccionado las baterías de hidrógeno.

Por tanto, se ha decidido seleccionar la batería CUBERG 20Ah como modelo, debido a las prestaciones de la misma y a las ventajas explicadas anteriormente.



Figura 3.5: Baterías Cuberg Fuente: Cuberg Website.

Finalizado este punto ya se conocen los componentes propulsivos principales para el cálculo de actuaciones. Es necesario aportar un modelo de aeronave sobre el que trabajar para acoplar las ecuaciones propulsivas con las aerodinámicas.

3.1.3. Selección de la aeronave

Para este punto se selecciona una aeronave a modo de ejemplo, de la que se conocen los parámetros aerodinámicos fundamentales necesarios para el estudio. La solución más interesante es seleccionar una aeronave que se haya mencionado previamente. En este caso, se elegirá la avioneta eléctrica biplaza Yuneec International E430. Los datos técnicos de la misma que proporciona el fabricante son los siguientes:

Parámetro	Valor
Envergadura	13.8 m
Longitud	6.98 m
Altura	2.97 m
Área de ala	21.37 m ²
Masa máxima al despegue	500 kg
Carga alar	41.3 kg/m ²

Tabla 3.4: Características Técnicas, Aerodinámicas y de Masa del Yuneec International E430

Antes de seleccionar esta aeronave, se ha decidido justificar la elección desde el punto de vista aerodinámico. Para ello, se realizará un análisis de la avioneta seleccionada y se verá si cumple los requisitos de eficiencia para realizar la misión.

3.1.4. Cálculo de la eficiencia aerodinámica de la aeronave con XFLR5

Como no se conocen los parámetros aerodinámicos de la aeronave, se procederá a realizar un análisis detallado de la polar que puede obtener, además de los valores de C_L , C_D , y Eficiencia (E).

Perfiles aerodinámicos

El análisis comienza definiendo cuáles son los perfiles que se emplearán para el ala y los estabilizadores. Para simplificar el ejercicio, se ha seleccionado un perfil típico de ala, al que se le añadirán las medidas que se han mostrado en la tabla 3.4. Por otro lado, para los estabilizadores se ha seleccionado un perfil simétrico.

Pieza	Perfil
HTP	NACA 2412
VTP	NACA 0012

Tabla 3.5: Tabla de perfiles de la avioneta

Existen algunas razones por las cuales se han escogido los perfiles anteriores, sobre todo con el NACA 2412.

- Sustentación: El perfil tiene un valor de coeficiente de sustentación asociado lo suficientemente elevado como para conseguir la eficiencia que se necesita para la aeronave. Como se muestra en la tabla siguiente, tiene un valor aceptable de sustentación, sin aumentar mucho el espesor (generaría más peso).

Perfil NACA	Coeficiente de sustentación (C_L)
NACA 2412	0.95
NACA 4412	1.10
NACA 0012	0.50
NACA 6412	0.85

Tabla 3.6: Valores de coeficiente de sustentación en función del perfil NACA

- Ofrece buenas prestaciones en un rango de vuelo adecuado para nuestra misión: Es especialmente eficiente en bajas y medias velocidades.
- Estabilidad: Es considerablemente estable tanto direccional como lateralmente, lo que contribuye al control más sencillo de la avioneta.

A continuación, se muestra cómo se ha modelizado el perfil en XFLR5.

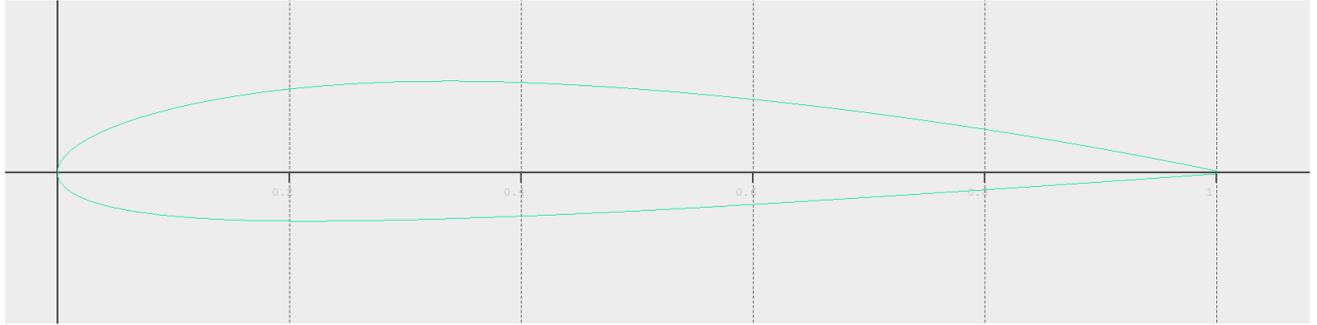


Figura 3.6: NACA 2412

Por otro lado, para los estabilizadores se ha seleccionado un perfil simétrico por varias razones:

- Neutralidad de sustentación: Esto significa que no generan sustentación en el caso de que el ángulo de ataque sea nulo, lo que permite una mayor controlabilidad en una configuración neutral.
- Estabilidad direccional: No existe un momento de guiñada asociado a las *performances* del perfil debido a la simetría.
- Versatilidad: Como son simétricos, son menos sensibles a los cambios de régimen de vuelo, lo que ayuda a la operatividad en diferentes velocidades.

A continuación, se muestra la distribución del perfil:

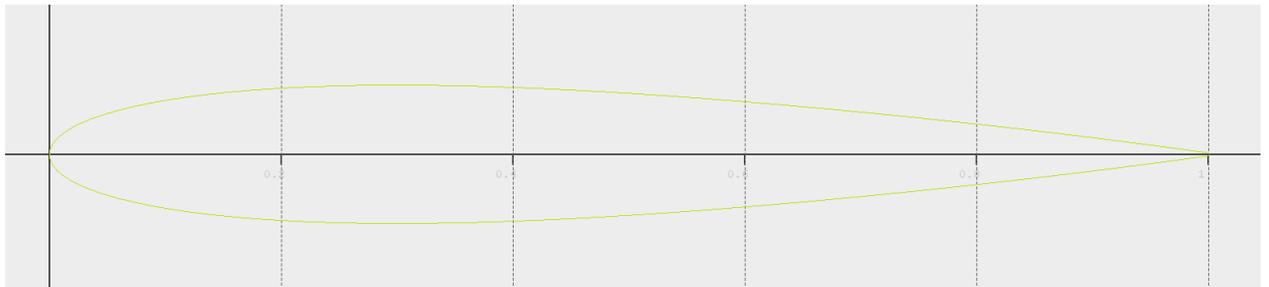


Figura 3.7: NACA 0012

Una vez se han obtenido los perfiles, el siguiente paso es dimensionar el ala y los estabilizadores. Para ello, se hace uso de la información de la tabla 3.4. La envergadura se introduce como dato principal, y se añade un valor de cuerda en el encastre de 2.5 m, y de 1.5 m en la punta. Para los estabilizadores, se ha decidido por medio de imágenes y datos técnicos, que la cuerda sea de 1 m en el encastre y de 0.5 en la punta, con un valor de envergadura de 1.5m. A continuación, se muestra una imagen de la aeronave en el programa de simulación.

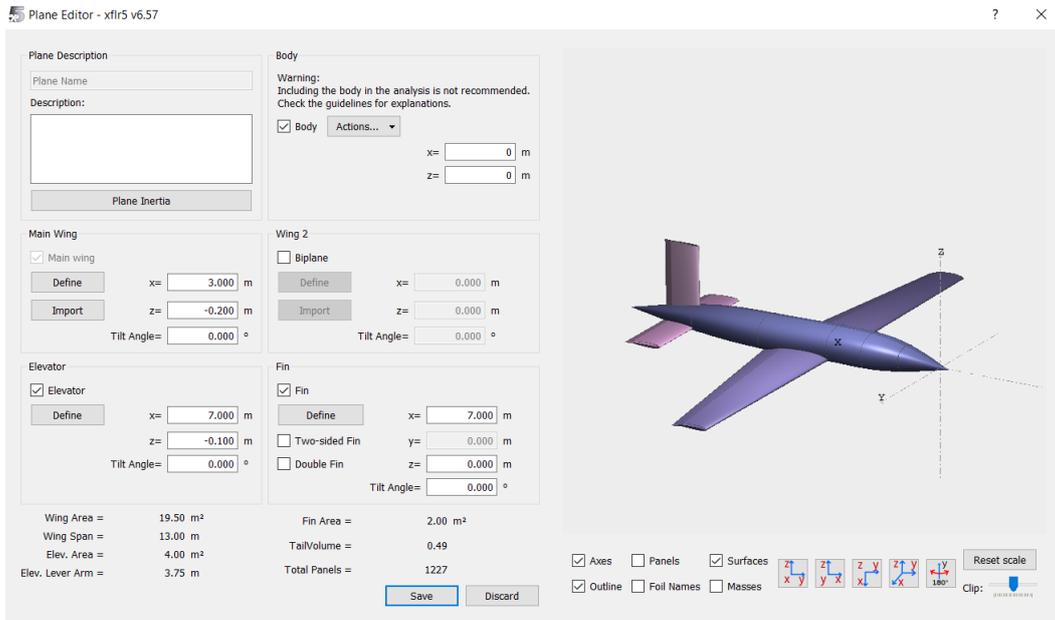


Figura 3.8: Modelo de la aeronave en XFLR5

A continuación, se corre el análisis para diferentes grados de ángulo de ataque, obteniéndose los siguientes gráficos:

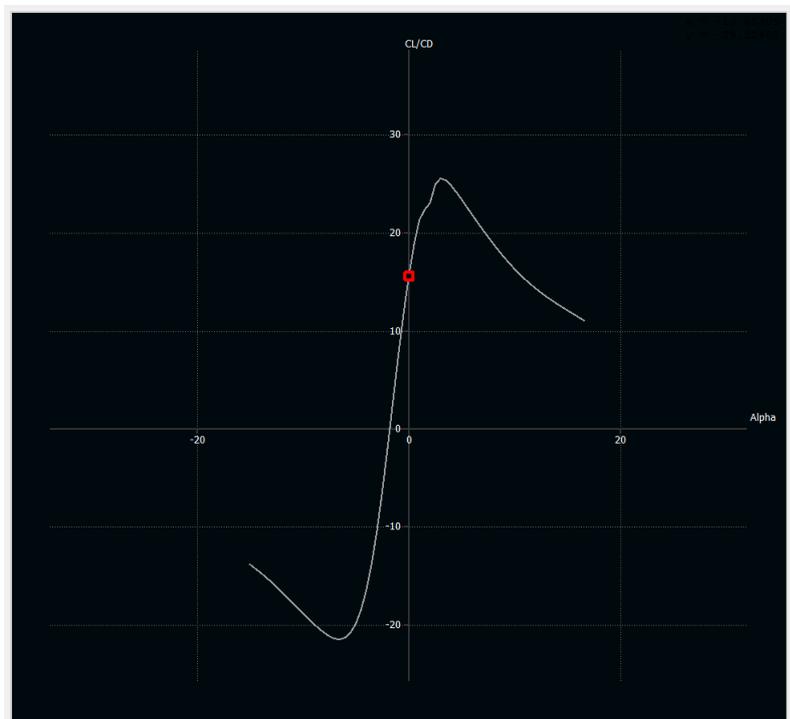


Figura 3.9: Polar de la avioneta

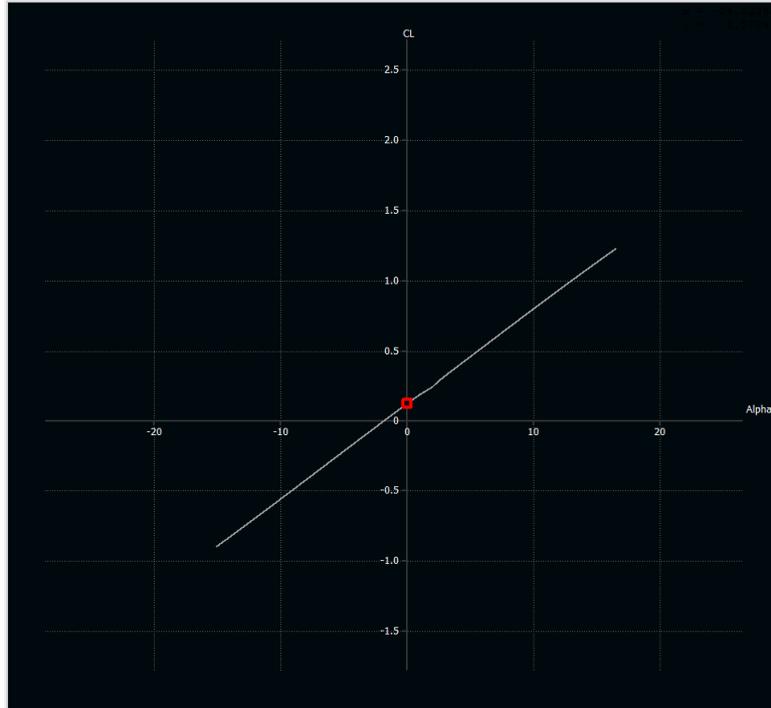


Figura 3.10: Distribución del coeficiente de sustentación

A pesar de que se han obtenido un mayor número de gráficas, se muestran solo la del coeficiente de sustentación respecto al ángulo de ataque, comprobando que la pendiente de la zona recta es del orden de 2π . También se adjunta la gráfica de las relaciones entre coeficientes de sustentación y resistencia respecto al ángulo de ataque.

El parámetro que es interesante para el cálculo de las actuaciones es la eficiencia. Para ello, es necesario conocer la fórmula de la misma. A continuación se presenta un pequeño desarrollo para, una vez obtenidos los valores de coeficiente de sustentación y resistencia, calcular la eficiencia.

$$E = \frac{C_L}{C_D} \quad (3.1)$$

Partiendo de la relación entre el coeficiente de sustentación y de resistencia:

$$C_D = C_{D0} + k \cdot (C_L)^2 \quad (3.2)$$

Para calcular la eficiencia aerodinámica máxima:

$$E_{max} = \frac{d\left(\frac{C_L}{C_D}\right)}{dC_L} = 0 \quad (3.3)$$

Desarrollando:

$$E_{max} = \frac{C_{D0} + k \cdot C_L^2 - 2 \cdot k \cdot C_L^2}{(C_{D0} + k \cdot C_L^2)^2} = 0 \quad (3.4)$$

$$C_{D0} + k \cdot C_L^2 - 2 \cdot k \cdot C_L^2 = 0 \quad (3.5)$$

$$C_{L_{OPT}} = \sqrt{\frac{C_{D0}}{k}} \quad (3.6)$$

Introduciendo este valor en la formula de (3.2), se tiene:

$$C_D = 2 \cdot C_{D0} \quad (3.7)$$

Por tanto, en la ecuación (3.1):

$$E_{max} = \frac{C_{L_{opt}}}{C_D} = \frac{\sqrt{\frac{C_{D0}}{k}}}{2 \cdot C_{D0}} \quad (3.8)$$

En conclusión,

$$E_{max} = \frac{1}{2 \cdot \sqrt{C_{D0} \cdot k}} \quad (3.9)$$

Mediante un archivo matlab, indicado en el anexo, se extrae la información del XF5 de las curvas, y se obtienen los valores de eficiencia, que será el *input* del cálculo de actuaciones. Por tanto, se obtiene un valor de eficiencia igual a:

$$E = 20.3 \quad (3.10)$$

Se concluye en este punto el apartado de análisis de misión, donde se han añadido al Trabajo conocimientos relacionados con el uso de herramientas de dinámica de fluidos computacional (CFD), muy útiles y empleados en gran medida en la industria aeroespacial actual. Así, se continúa con el cálculo de actuaciones de la aeronave. Posteriormente, se realizará un ejercicio de comparación con los valores de alcance y autonomía de la avioneta seleccionada.

Capítulo 4

Cálculo de actuaciones de la aeronave

Este capítulo tiene como objetivo el cálculo de los parámetros de actuaciones, es decir, alcance y autonomía, de una avioneta como la que se ha definido previamente, con el objetivo de satisfacer las necesidades de la misión.

En primer lugar, se desarrollará un fundamento teórico en el que se establecerán los pasos a seguir a nivel analítico para llegar a la solución del problema. A medida que se avance en el estudio, se irán añadiendo los datos que sean necesarios para el cálculo.

Una vez se tenga toda la información, se procederá a la resolución del problema, donde se obtendrán los resultados del mismo. Para continuar, se compararán estos resultados con los de la avioneta que se ha seleccionado como modelo a seguir, y con los de una avioneta de propulsión convencional.

4.1. Fundamento teórico

Este ejercicio teórico tiene como punto de partida la definición de la condición de vuelo a la que se someterá el análisis. Como es preliminar, se solucionará el problema para un punto de diseño: vuelo en crucero. Antes de mostrar las ecuaciones que definen el problema, se apuntan a continuación las hipótesis que se han realizado para llegar a la solución:

- Se considera la condición de vuelo estacionario: Esto supone que las tres componentes de la velocidad lineal, y las tres de la velocidad angular, permanecen constantes con el tiempo.
- Vuelo simétrico en el plano vertical: Este punto quiere decir que no existen fuerzas laterales que generen un ángulo de resbalamiento.

- Vuelo horizontal y rectilíneo: Al igual que en el caso anterior, no se contempla la posibilidad de incluir un ángulo de subida o de descenso.

Las hipótesis anteriores proporcionan un esquema como el que se muestra a continuación:

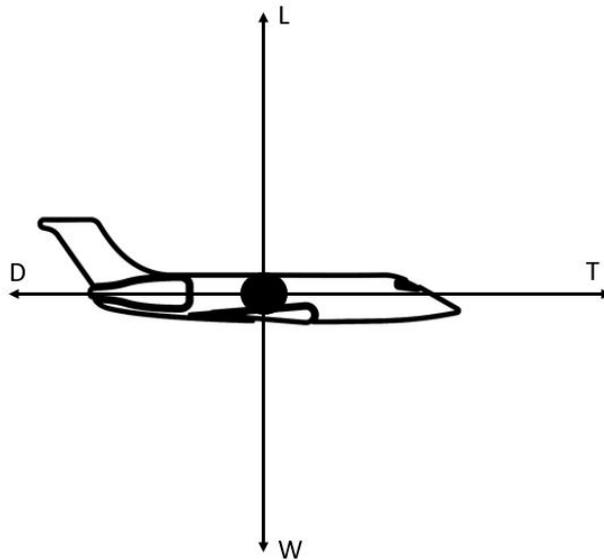


Figura 4.1: Diagrama de fuerzas de una aeronave en crucero

En la imagen anterior, se muestran cuatro fuerzas, que se corresponden con:

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

A continuación, es posible mostrar cómo sería el equilibrio de fuerzas del sistema, que se define a continuación:

$$T = D \quad (4.1)$$

$$L = W \quad (4.2)$$

Estas ecuaciones pueden desarrollarse, sabiendo que los valores de las variables se definen de la forma:

$$L = \frac{1}{2}\rho SV^2 C_L \quad (4.3)$$

$$D = \frac{1}{2}\rho SV^2 C_D \quad (4.4)$$

Por tanto, las ecuaciones anteriores resultan en:

$$W = \frac{1}{2}\rho SV^2 C_L \quad (4.5)$$

$$T = \frac{1}{2}\rho SV^2 C_D \quad (4.6)$$

Dividiendo las ecuaciones (4.5) y (4.6), se tiene que:

$$\frac{W}{T} = \frac{\frac{1}{2}\rho SV^2 C_L}{\frac{1}{2}\rho SV^2 C_D} \quad (4.7)$$

Simplificando,

$$\frac{W}{T} = \frac{C_L}{C_D} = E \quad (4.8)$$

En la ecuación, E es la eficiencia aerodinámica. Por tanto, de aquí se obtiene la primera relación importante para el cálculo de las actuaciones, ya que el valor de la eficiencia ha sido calculado previamente en el capítulo anterior.

$$\frac{W}{T} = E \quad (4.9)$$

El siguiente punto consiste en establecer una relación entre el empuje y el peso. En una aeronave de propulsión convencional, esto se basa en el combustible, que va variando a lo largo de la misión, provocando que la masa del avión disminuya. Más adelante, cuando se compruebe con una avioneta convencional el resultado obtenido, se desarrollará esta fórmula. Sin embargo, en este caso, la masa de la aeronave se mantiene constante a lo largo de todo el vuelo.

El análisis parte de la otra ecuación que previamente se había descrito.

$$T = D; \quad (4.10)$$

Introduciendo la ecuación anterior en (4.9) y despejando, se tiene:

$$\frac{W}{E} = D \quad (4.11)$$

El empuje de la aeronave puede relacionarse con la potencia de la aeronave ($P_{aircraft}$) de la forma:

$$T = \frac{P_{aircraft}}{V_{\infty}} \quad (4.12)$$

Relacionándolo con la ecuación (4.10)

$$\frac{P_{aircraft}}{V_{\infty}} = D \quad (4.13)$$

Además, uniéndolo con la ecuación (4.11), se tiene:

$$\frac{P_{aircraft}}{V_{\infty}} = \frac{W}{E} = \frac{m \cdot g}{E} \quad (4.14)$$

Por tanto:

$$P_{aircraft} = \frac{m \cdot g \cdot V_{\infty}}{E} \quad (4.15)$$

Esta ecuación es de vital importancia ya que relaciona los elementos propulsivos de la aeronave con los términos másicos y aerodinámicos.

El punto siguiente consiste en establecer una relación entre la potencia de las aeronaves y de las baterías, que están relacionadas entre si por medio de la siguiente ecuación:

$$\eta_{aircraft} = \frac{P_{aircraft}}{P_{battery}} \quad (4.16)$$

Por tanto, se tiene que:

$$\eta_{aircraft} \cdot P_{battery} = \frac{m \cdot g \cdot V_{\infty}}{E} \quad (4.17)$$

Esto es:

$$P_{battery} = \frac{m \cdot g \cdot V_{\infty}}{E \cdot \eta_{aircraft}} \quad (4.18)$$

Es el momento de introducir en el cálculo el parámetro de alcance, que se definirá como X , y de autonomía, que será t . Para ello, se puede saber el tiempo de uso de la batería, que en definitiva será el valor de la autonomía de la aeronave, de la siguiente forma:

$$P_{battery} = \frac{m_{battery} \cdot C^*}{t} \quad (4.19)$$

En la ecuación anterior, C^* se define como la energía disponible de la batería. Uniendo las últimas dos ecuaciones,

$$\frac{m \cdot g \cdot V_{\infty}}{E \cdot \eta_{aircraft}} = \frac{m_{battery} \cdot C^*}{t} \quad (4.20)$$

Por otro lado, se partirá de la definición básica de un movimiento rectíneo uniforme, que se define como:

$$V_{\infty} = \frac{X}{t} \quad (4.21)$$

En ambas ecuaciones (4.20) y (4.21) aparece como variable el tiempo y por lo tanto se puede considerar que:

$$\frac{X}{V_{\infty}} = \frac{E \cdot \eta_{aircraft} \cdot m_{battery} \cdot C^*}{m \cdot g \cdot V_{\infty}} \quad (4.22)$$

Reordenando, se tiene el valor del alcance, que es:

$$X = E \cdot \eta_{aircraft} \frac{m_{battery}}{m} \frac{1}{g} \cdot C^* \quad (4.23)$$

Se concluye entonces que el valor de la autonomía y el alcance de la aeronave depende principalmente de cinco parámetros:

- E : Eficiencia aerodinámica
- $\frac{m_{battery}}{m}$: Cociente de masas entre las baterías y la masa total.
- $\eta_{aircraft}$: Rendimientos
- C^* : Energía específica de las baterías.
- V_{∞} : Velocidad de vuelo en crucero.

Es interesante destacar que el análisis depende de parámetros másicos, aerodinámicos y eléctricos. Para clarificar cómo influyen los cambios en estos valores, antes de obtener unos resultados, se mostrarán diferentes gráficas sobre cómo varía el alcance en función de los mismos.

4.2. Variación de los parámetros objeto de estudio

Como se anotaba en el punto anterior, a continuación se presenta cómo varían los parámetros que se encuentran en la fórmula del alcance con la que se concluyó

el apartado anterior. El primer gráfico muestra cómo varía el alcance en función de las masas, manteniendo constante la eficiencia en el valor obtenido en el capítulo anterior, 20.3. En segundo lugar, para un valor fijo de cociente de masas (0.4), se muestra el cambio con la eficiencia de la aeronave.

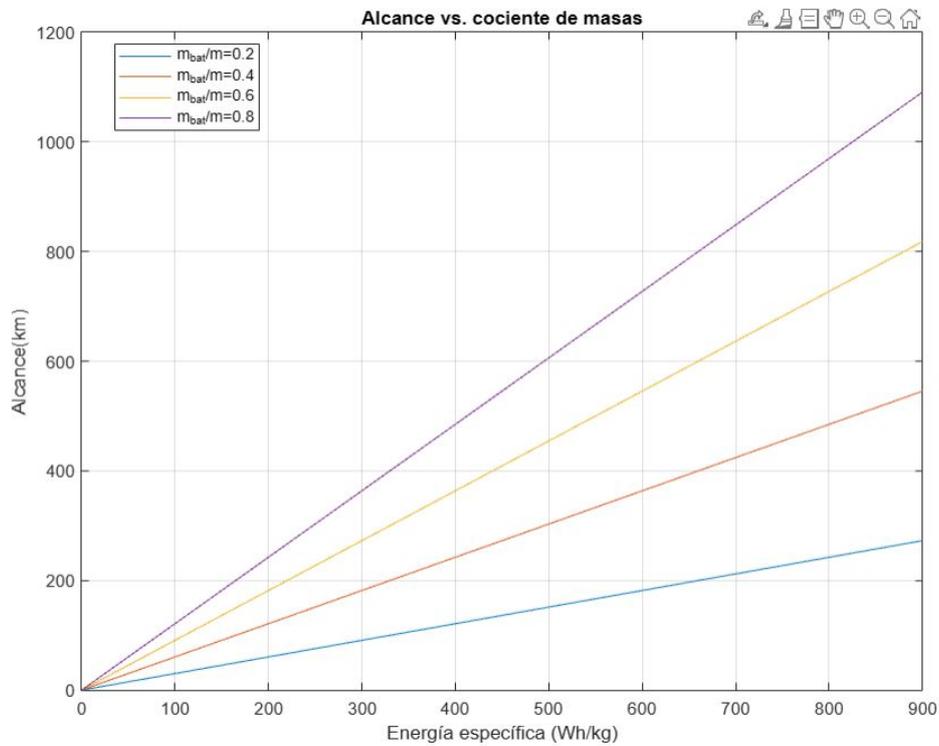


Figura 4.2: Alcance en función del cociente de masas de la aeronave.

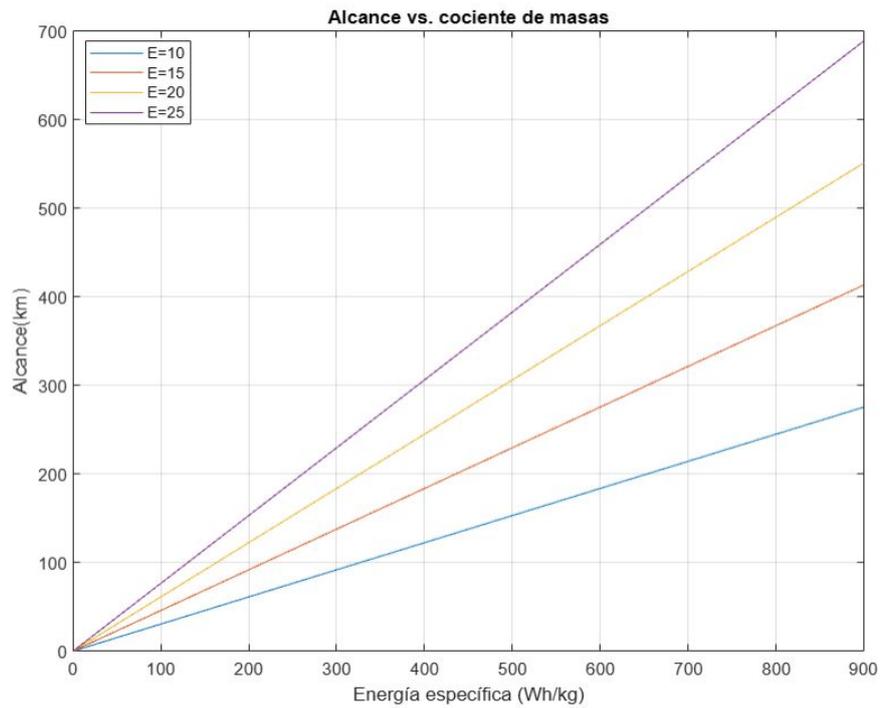


Figura 4.3: Alcance en función de distintos valores de eficiencia.

Sabiendo que la velocidad de crucero puede ser de unos 90-100 km/h, se obtiene el valor de la autonomía, que se muestra a continuación.

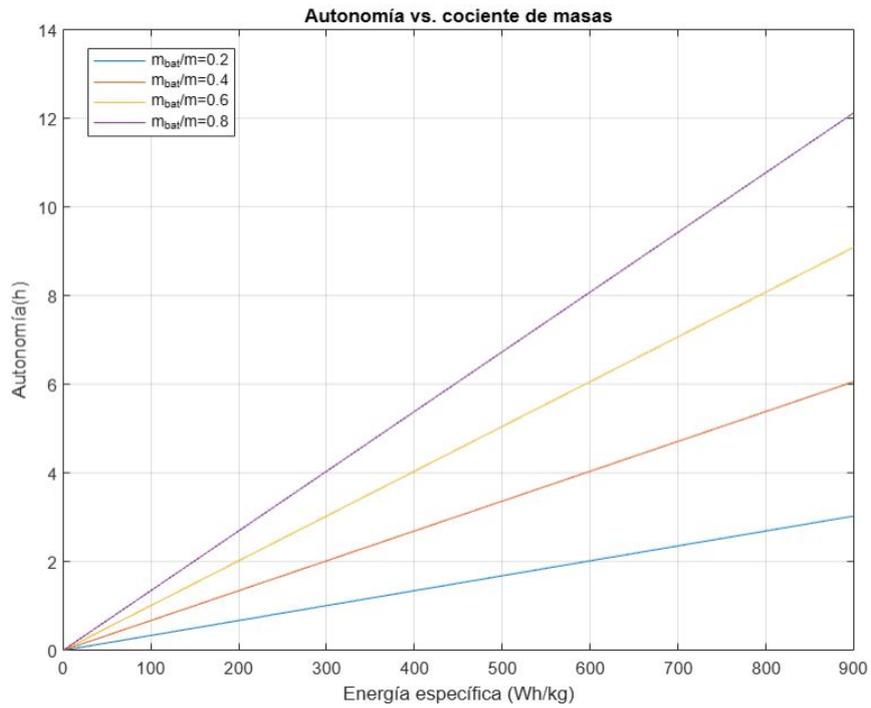


Figura 4.4: Autonomía en función del cociente de masas de la aeronave

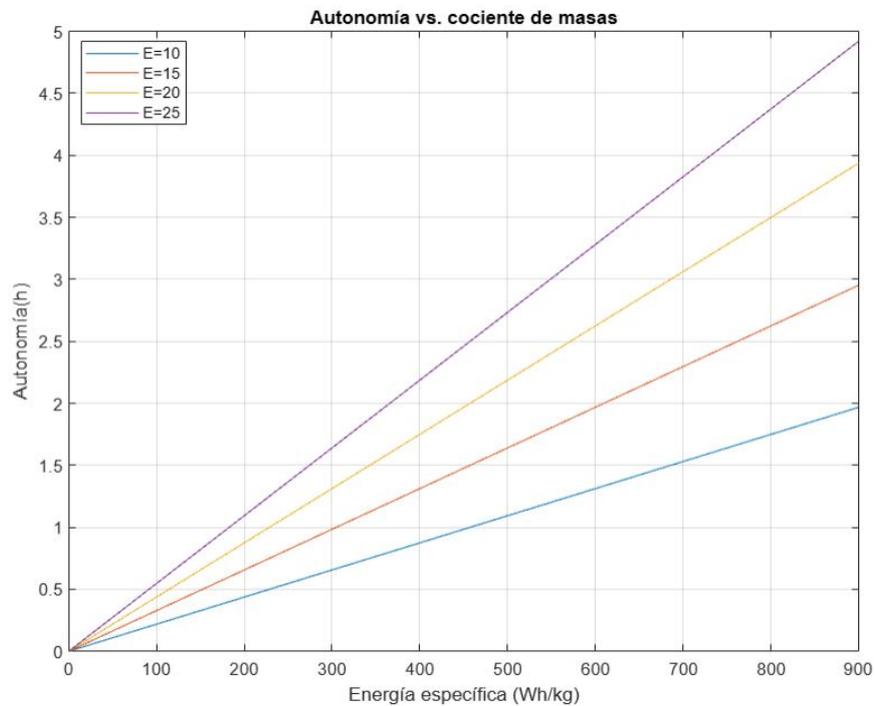


Figura 4.5: Autonomía en función de distintos valores de eficiencia.

Como se puede observar, a medida que se aumenta la masa de las baterías, y la

eficiencia, el valor del alcance crece de manera significativa. Sin embargo, existen configuraciones que no pueden llegar a darse, es decir, no es posible fabricar una aeronave en la que el 80 % del peso sean las baterías, debido al peligro en relación a otros temas como integridad estructural, vibraciones etc. A su vez, tampoco es posible fabricar una avioneta con un alargamiento infinito, obteniendo una eficiencia muy alta, donde pueden ocurrir problemas de flameo, o de imposibilidad física de aterrizaje en pistas de aeródromos.

Debido a este fenómeno, es necesario establecer una hipótesis de cálculo para obtener los valores finales del análisis. Para ello, se comenzará resolviendo el problema de las masas, y estableciendo un cociente razonable entre el peso de las baterías y el MTOW.

4.2.1. Estimación de masas

Para este punto, se supone una aeronave de las características que se han analizado en apartados previos, como la del Yuneec International E430.

Es necesario conocer los valores de ciertos componentes importantes, como el motor, la estructura, y sistemas auxiliares, que ayudan a dimensionar la aeronave. Para ello, se ha acudido a los valores que el fabricante aporta.

Componente	Masa (kg)
Estructura	135
Motor	19
Aviónica y equipos	20
Carga de pago	160
Baterías	165
Masa total	500

Tabla 4.1: Componentes y masas

Con una estimación de pesos como la que se muestra, se cumpliría el requisito de MTOW del fabricante (500kg). Tras el resultado obtenido anteriormente, se observa cómo el cociente entre la masa de baterías y el peso total de la aeronave es de 0.33. Para observar el resultado que se obtendría, se particulariza la gráfica anterior a este caso, y se obtiene un valor de alcance.

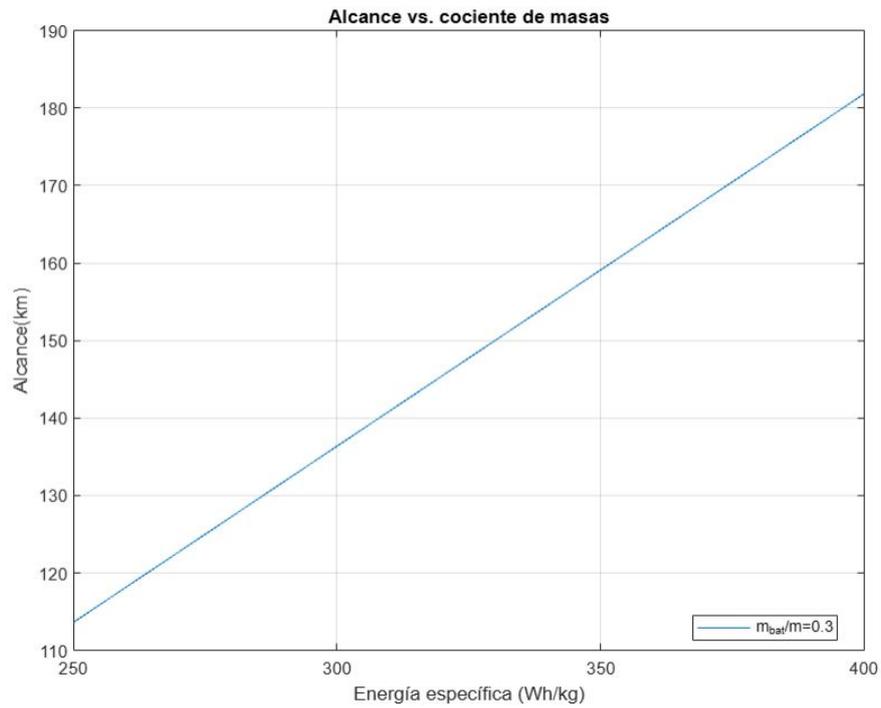


Figura 4.6: Alcance para el cociente de masas calculado.

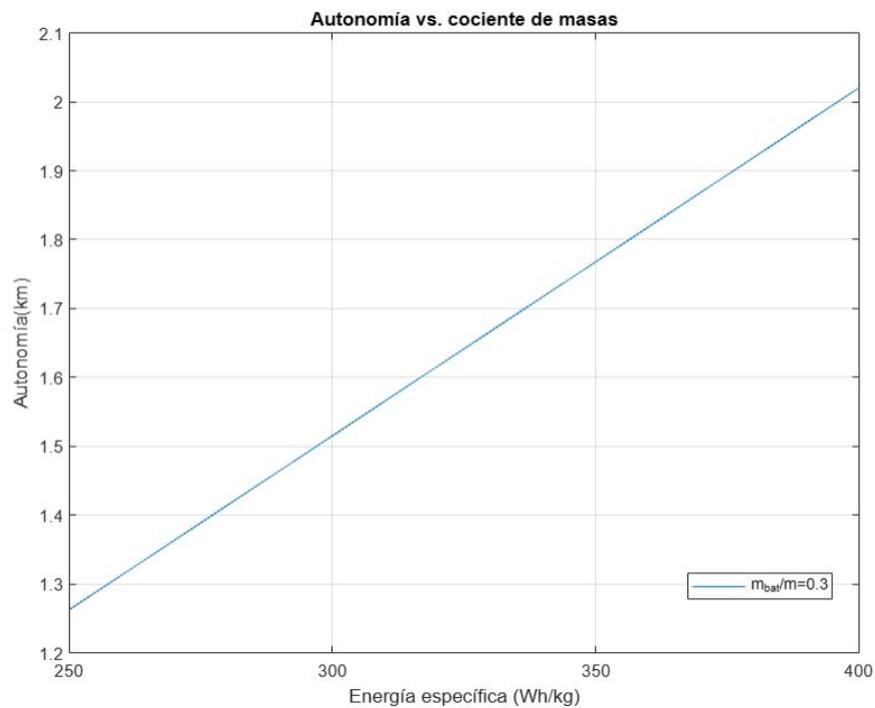


Figura 4.7: Autonomía para el cociente de masas calculado.

4.3. Resultados obtenidos

En la tabla que se muestra a continuación se adjuntan los resultados exactos que se han obtenido en este análisis.

Energía específica de baterías (Wh/kg)	400
Eficiencia	20.3
Rendimiento	0.75
Cociente de masas	0.33
Velocidad de vuelo (km/h)	90
Alcance (km)	205.1
Autonomía (h)	2.27

Tabla 4.2: Resultados obtenidos

A partir de la tabla que se presenta se puede concluir en este apartado que la aeronave diseñada cumple con los objetivos de alcance (200km) y de autonomía, (2h) necesarios para realizar la misión.

4.4. Comparación con una aeronave de propulsión eléctrica

Es interesante conocer cómo es el comportamiento de la aeronave que ha sido objeto de estudio en relación a la de un caso real.

Como se ha adelantado en capítulos anteriores, la aeronave que se ha seleccionado como ejemplo es la del fabricante Yuneec International, el E430, una aeronave de dos pasajeros que tuvo su primer vuelo en 2009.



Figura 4.8: Yuneec E430. Source: Yuneec International

Para ello, se añade una tabla comparativa de datos de autonomía y alcance de ambas.

Parámetro	Yuneec International E430	Modelo teórico
Autonomía (h)	2.5	2.27
Alcance (km)	227	205.1

Tabla 4.3: Tabla comparativa de valores obtenidos

Tras realizar una investigación sobre la aeronave, se ha observado que el ámbito de aplicación de las mismas es principalmente en países asiáticos como vuelos de entrenamiento, lo que establece una semejanza con la misión que se había marcado como objetivo. Por otro lado, el cociente de masas del mismo ronda un 25 %, muy similar al del estudio.

Como se puede observar, no existe una desviación muy elevada en cuanto a los valores de alcance y autonomía entre ambos casos. A continuación se muestra una tabla con los valores de desviación.

Error en autonomía (%)	11
Error en alcance (%)	11

Tabla 4.4: Error de medida entre el valor teórico y el real

En función de los datos que se han obtenido, se puede concluir que como una primera aproximación, el resultado es válido y se aproxima en gran medida a los valores de una aeronave real.

4.5. Comparación con una aeronave de propulsión convencional.

La principal diferencia que se tiene respecto a un motor eléctrico, es que la masa va cambiando a lo largo del proceso, lo que permite estudiar este fenómeno desde el punto de vista de la cantidad de masa de combustible que se consume a lo largo de un vuelo. Por tanto, los parámetros que alcanzan más importancia son los del combustible, es decir, el consumo específico (BSFC). Esta será la hipótesis inicial de cálculo.

Para este análisis, se va a suponer unas condiciones teóricas para comparar la mayor cantidad de datos posibles. La ecuación de Breguet, que se encuentra desarrollada en el Anexo, para una aeronave de características similares a las del análisis previo, con vuelo en crucero, simétrico y horizontal rectilíneo, concluye de la siguiente forma:

$$R = \frac{V_{\infty}}{BSFC} \cdot E \cdot \ln \frac{W_0}{W_1} \quad (4.24)$$

En la ecuación anterior, los parámetros se corresponden con:

- V_∞ : Velocidad de vuelo en crucero
- $BSFC$: Consumo específico de la aeronave
- E : Eficiencia
- W_0 : Peso de la aeronave al comienzo del vuelo
- W_1 : Peso de la aeronave en vacío

A continuación, se definen estos valores con el objetivo de asemejarse lo máximo posible a los de la aeronave eléctrica.

Parámetro	Valor
V_∞ (m/s)	25
$BSFC$ (kg/Ns)	$2.0 \cdot 10^{-4}$
E	20.3
$\frac{W_0}{W_1}$	1.45

Tabla 4.5: Valores para la ecuación de Breguet

Como se puede observar, la velocidad de vuelo que se ha supuesto es la misma que en el caso de la aeronave eléctrica (90 km/h). Por otro lado, para el BSFC, se ha seleccionado un valor típico de una avioneta similar a la eléctrica como el Cessna 152. Se ha considerado la misma eficiencia que para el caso objeto de estudio, y para la relación de pesos se ha supuesto que la fracción de combustible se equipara a la de baterías (0.3), y se suma un porcentaje para tener en cuenta la carga de pago de dos pasajeros, ya que el valor de W_0 se corresponde con el peso de la aeronave al comienzo del vuelo.

Introduciendo estos datos en la hoja de cálculo, se obtienen los siguientes resultados:

$$R = 761.5km \quad (4.25)$$

Como se puede observar, el valor del alcance es significativamente mayor que el de la aeronave eléctrica. Esto se debe a la energía que es capaz de generar el combustible fósil. Sin embargo, es un hecho que los fabricantes de baterías cada vez son capaces de generar un producto con un valor de energía específica mayor,

lo que indica que en un futuro probablemente pueda equipararse a la energía de combustible y ser igual de eficientes.

Se ha demostrado que a nivel de *performances*, las aeronaves convencionales aun siguen por delante. Sin embargo, se propone a continuación un análisis económico preliminar en el que se tienen en cuenta diferentes gastos e inversiones en ambos tipos de aeronave, para observar cuál de todos es más rentable.

4.6. Comparativa económica entre una avioneta eléctrica y convencional.

Esta parte del Trabajo tiene como objetivo realizar una aproximación a los costes de una aeronave eléctrica frente a una convencional. Para ello, se estudiarán diferentes tipos de gasto, acudiendo al mercado actual para obtener unos valores reales.

4.6.1. Coste de la aeronave

El gasto principal que se ha de tener en cuenta es el de la adquisición de la aeronave. Tras investigar dos ejemplos en el mercado, los precios son los siguientes:

Tipo de aeronave	Precio (euros)
Eléctrica (Yuneec E430)	80000
Convencional (Cessna 152)	30000

Tabla 4.6: Precios de aeronaves.

Como puede observarse, el precio de las aeronaves convencionales es por norma general menor que el de las eléctricas, debido a que es una tecnología mucho más conocida y con mayor cantidad de opciones en la industria actual.

4.6.2. Coste de combustible

Con medidas del mercado actual, y con el consumo que se ha empleado en cálculos anteriores, puede hacerse una estimación de cuál sería el coste del combustible y la electricidad necesarias en una aeronave.

Tipo de aeronave	Precio (euros/hora)
Eléctrica (Yuneec E430)	0.1
Convencional (Cessna 152)	0.37

Tabla 4.7: Precios del combustible.

Es notorio que el combustible es más caro que la electricidad. A largo plazo, puede ser un factor determinante en el resultado de las cuentas. Además, se prevé que el precio de la electricidad sea más estable que el del combustible, que seguirá aumentando debido a la escasez de recursos.

4.6.3. Costes de mantenimiento

Se han de tener en cuenta ciertas consideraciones:

- Los motores de combustión interna son más complejos, con un mayor número de partes móviles que requieren más horas de mantenimiento que una avioneta eléctrica.
- Es necesario el cambio de aceite y de flujos de lubricación en una avioneta convencional, algo que no ocurre en una eléctrica.
- Las avionetas convencionales sufren un mayor desgaste de las partes debido a la rotación de las mismas.
- Debido a la mayor complejidad del sistema, la mano de obra ha de ser más especializada en las aeronaves convencionales, y por lo tanto, con un precio mayor.

Teniendo todos estos aspectos en cuenta, se tienen unos gastos que son de la forma:

Concepto	Avioneta Convencional	Avioneta Eléctrica
H.Mantenimiento/100 H.vuelo	10 horas	5 horas
Mano de Obra(EUR/hora)	75 EUR/hora	65 EUR/hora
Cambios de Aceite y Lubricación	Cada 100 horas de vuelo	No aplica
Precio de Cambio (EUR)	150 EUR	No aplica
Gastos en Repuestos (EUR/año)	2100 EUR	1300 EUR

Tabla 4.8: Precios del mantenimiento.

4.6.4. Costes de instalación

Se ha de tener en cuenta que las instalaciones para una avioneta eléctrica son en cierto grado más caras, debido a la novedad de las mismas, que una convencional. Tras investigar sobre posibles presupuestos, se añade una diferencia de unos 25000 euros más en las instalaciones de una aeronave eléctrica.

4.6.5. Costes de repuestos

Como se conoce que las piezas mecánicas en un motor convencional sufren más que en el eléctrico, se ha supuesto un sobrecoste en los primeros. Se establecen los siguientes costes de repuesto:

Tipo de aeronave	Precio (euros/año)
Eléctrica (Yuneec E430)	1300
Convencional (Cessna 152)	2100

Tabla 4.9: Precios de repuestos.

4.6.6. Cuenta de resultados

Tras tener en cuenta los datos aportados anteriormente, se procede a hacer un análisis económico de la rentabilidad de cada una de las avionetas. Para ello, se imagina que se van a realizar tres misiones diarias (ya sea de entrenamiento o investigación) de dos horas de duración, seis de los siete días por semana. Esto implica que cada mes, la aeronave volará durante:

$$144h/mes \quad (4.26)$$

Para hacer más real el cálculo, se estudiará el comportamiento de los precios a 1, 5, 10, 15 20 y 25 años. Se hace una demostración de cómo se calcula el valor del gasto total para un caso, y luego se adjunta una tabla resumen de todos los resultados. El ejemplo es el de 1 año, es decir, 1728 horas de vuelo.

Concepto	Precio convencional (EUR)	Precio eléctrica (EUR)
Aeronave	30000	80000
Instalación	30000	55000
Combustible	639	172
Precio de mantenimiento	12960(172 h)	5610 (82.4 h)
Precio de aceite	2592 (17 cambios)	0 (0 cambios)
Repuestos	2100	1300
Resultados	78291 euros	142088 euros

Tabla 4.10: Cuenta de resultados para un año de servicio.

Como se puede observar, para un año, es significativamente más rentable una avioneta convencional. Se realiza el cálculo para años posteriores. Cabe destacar que a partir de los 15 años se ha añadido un sobrecoste en las aeronaves eléctricas de 15000 euros por el cambio de las baterías. Así, se tiene:

Tiempo	Precio convencional (EUR)	Precio eléctrica (EUR)
1 año	78291	142088
5 años	151456	170444
10 años	242913	205888
15 años	334370	256332
20 años	425827	291776
25 años	517284	327220

Tabla 4.11: Cuenta de resultados para varios años.

Para que sea más sencillo de procesar, se adjunta un gráfico que muestra cómo es la evolución de los costes en ambos casos durante los años.

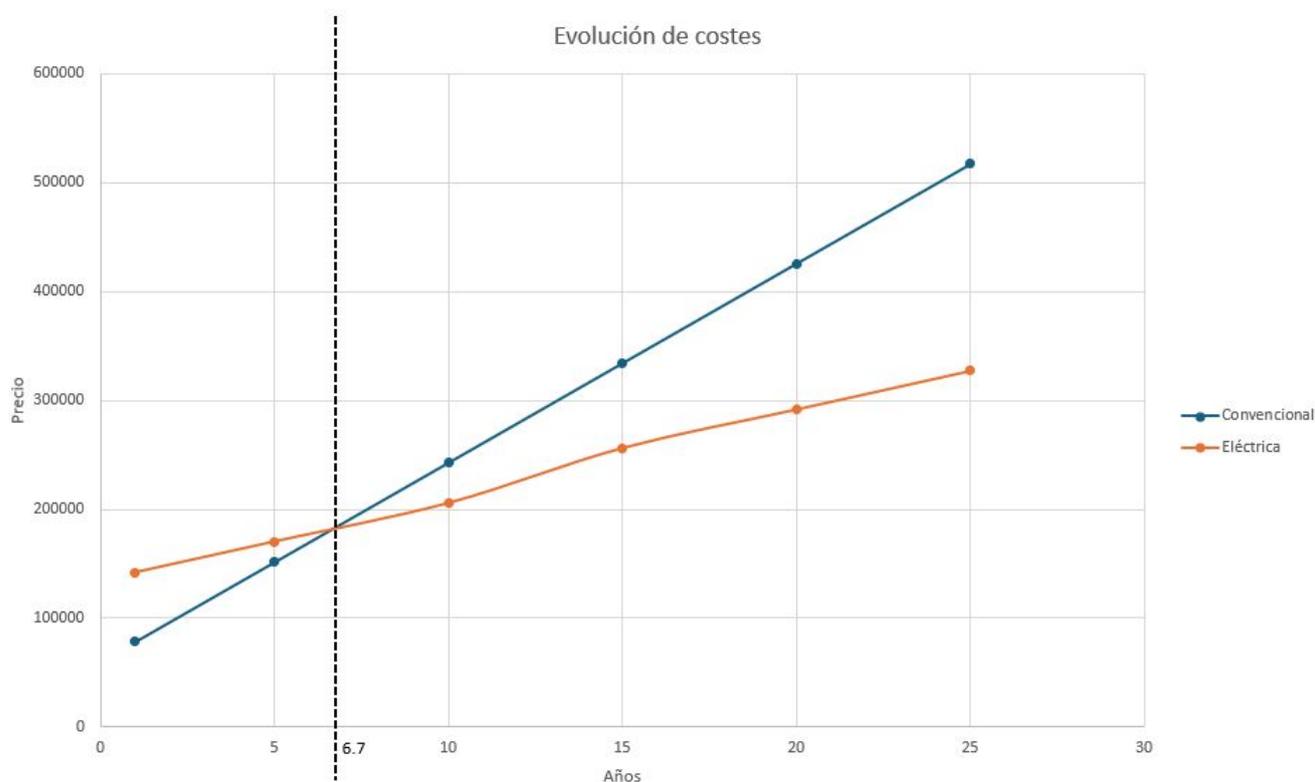


Figura 4.9: Evolución de los costes durante los años para los dos tipos de aeronave.

Como puede observarse, es significativamente más económica la opción eléctrica si se piensa a largo plazo. Esto es debido a que, a pesar de que la inversión inicial en cuanto a instalaciones y avioneta es mayor en la parte eléctrica, los gastos de combustible, mantenimiento y repuestos son significativamente menores. Para ser más concretos y a modo de conclusión, las avionetas eléctricas comienzan a ser más rentables para estos conceptos de coste y horas de vuelo a partir de los 6.7 años.

Capítulo 5

Conclusiones

Este apartado tiene como objetivo hacer un breve resumen de los puntos más importantes que se han tratado en el mismo, destacando cómo se ha llegado al punto de análisis y los resultados que se han obtenido.

Para comenzar, se ha fijado cuál es el objetivo del trabajo, diseñar una aeronave propulsada eléctricamente que sea capaz de realizar dos misiones.

- Vuelo de entrenamiento para adquisición de licencias.
- Vuelo de investigación por zonas de difícil acceso.

Ambas misiones han de cumplir un alcance de 200 km y una autonomía de dos horas. Para llegar a este objetivo, se ha realizado un estudio del estado del arte actual, seleccionando, entre varias aeronaves, la Yuneec E430 International, que se adaptaba en gran medida a los valores que se buscan. Además, se ha seleccionado un motor y baterías específicos que son capaces de llevar a cabo la misión. Además, se ha realizado un estudio aerodinámico de una aeronave con las características del E430, para obtener la eficiencia en el *software* XFLR5.

Una vez se reúnen todos los datos disponibles, se ha procedido al cálculo de resultados, en los que se ha seguido el siguiente esquema:

- Cálculo de las actuaciones teóricas.
- Comparación de las actuaciones con una aeronave de propulsión eléctrica actual.
- Comparación con una aeronave convencional.
- Estudio económico de la viabilidad de ambos tipos de propulsión.

Tras este análisis, se han obtenido las siguientes conclusiones:

- Se ha conseguido diseñar una aeronave que cumpla los requisitos de alcance y autonomía exigidos para la misión, ya que el alcance calculado es de 205.1 km, y la autonomía de 2.27 h.
- Los resultados en comparación con los de una aeronave que opera actualmente como es la Yuneec E430 se desvían un 11 % sobre el valor real, lo que se considera válido para este análisis preliminar.
- Cuando se comparan los resultados con una aeronave convencional se observa claramente la ventaja actual del combustible respecto las baterías, que son el factor determinante para el resultado obtenido. El alcance de una avioneta convencional con las mismas características que la propulsada eléctricamente es 3 veces mayor.
- A nivel económico, se obtienen varias conclusiones. En primer lugar, el ingreso inicial a realizar es un 55 % más alto en el caso de las avionetas eléctricas, ya que los gastos de instalación y aeronave son considerablemente más elevados por el estado de la tecnología. Por otro lado, es importante destacar que los gastos de combustible, mantenimiento, aceites y lubricación son más altos en las aeronaves de propulsión convencional, lo que hace que, como se indica en la figura 4.9, las avionetas eléctricas sean más rentables a partir de los 6.7 años.

En definitiva, este Trabajo ha servido para conocer en mayor medida el estado de la tecnología eléctrica en la aviación y sobretodo, concluyendo que un futuro en el que la propulsión eléctrica sea un competidor de la motorización convencional es posible.

Capítulo 6

Mejoras a la investigación

El Trabajo que se ha realizado ha conseguido el objetivo por el cuál se planteó. Sin embargo, se han ido observando ciertas mejoras que se pueden introducir para que el análisis sea más completo.

En cuanto al estado del arte, sería interesante realizar un breve estudio sobre cómo es el sistema que conecta las baterías con el motor, así como los sistemas auxiliares que permiten que el conjunto funcione correctamente. Esto es, refrigeración, sistemas de redundancia etc. Así, podría hacerse un estudio más completo de la masa de los componentes, que influye en el cálculo del alcance y autonomía.

Uno de los puntos en los que se podría mejorar el rendimiento de la aeronave es en el parámetro de la eficiencia, ya que posiblemente con un análisis más detallado y tras una optimización, se obtendrían valores más altos que ayudarían en el cálculo de las *performances*.

En cuanto al almacenamiento de energía y las baterías, será interesante ver cómo evoluciona en un futuro el desempeño de las mismas en cuanto a energía específica, ya que aportará mejores resultados al estudio.

Para concluir, otros temas que podrían elevar el Trabajo estarían relacionados con:

- Explorar las posibilidades de incluir sistemas híbridos.
- Investigar sobre aspectos relacionados con el reciclaje y la sostenibilidad de las baterías.
- Integrar en el estudio las energías renovables.
- Extrapolar el cálculo realizado a aeronaves de una mayor capacidad.
- Analizar en mayor profundidad los aspectos de seguridad y regulaciones específicas relacionadas con las operaciones de aeronaves eléctricas.

En definitiva, se puede observar cómo existen una gran variedad de temas que pueden ayudar a tener una visión más global y completa sobre la aviación eléctrica. Todos ellos aportan una cualidad más a tener en cuenta en el futuro de esta rama de la aeronáutica que cada vez tendrá mayor peso en la industria.

Bibliografía

- [1] BERGER, R. ,2017, *Aircraft Electrical Propulsion*, Think : Act, www.rolandberger.com[Consulta: Mayo de 2023]
- [2] VENTA GLOBAL DE VEHÍCULOS ELÉCTRICOS,www.ev-volumes.com[Consulta: Mayo de 2023]
- [3] VENTA NACIONAL DE VEHÍCULOS ELÉCTRICOS,www.anfac.com[Consulta: Mayo de 2023]
- [4] HISTÓRICO DEL PRECIO DEL QUEROSENO,www.eia.gov[Consulta: Mayo de 2023]
- [5] INFORME SOBRE AVIACIÓN EN 2050,<https://op.europa.eu/>[Consulta: Mayo de 2023]
- [6] REDUCCIÓN DE EMISIONES EN LA AVIACIÓN COMERCIAL,www.transportenvironment.org[Consulta: Mayo de 2023]
- [7] EVOLUCIÓN HISTÓRICA DE LOS MOTORES ELÉCTRICOS,<https://www.hyundai.com>[Consulta: Junio de 2023]
- [8] LILIUM AIR MOBILITY,<https://lilium.com/>[Consulta: Junio de 2023]
- [9] VOLOCOPTER,<https://www.volocopter.com/>[Consulta: Junio de 2023]
- [10] EHANG216,<https://www.ehang.com/ehangaav/>[Consulta: Junio de 2023]
- [11] JOBY AVIATION S4,<https://www.jobyaviation.com/>[Consulta: Junio de 2023]
- [12] EVIATION ALICE,<https://www.eviation.com/>[Consulta: Junio de 2023]
- [13] HEART AEROSPACE ES-19,<https://heartaerospace.com/>[Consulta: Junio de 2023]
- [14] AMPAIRE ELECTRIC EEL,<https://www.ampaire.com/>[Consulta: Junio de 2023]
- [15] WRIGHT ELECTRIC WEBSITE,<https://www.weflywright.com/>[Consulta: Junio de 2023]
- [16] BYE AEROSPACE WEBSITE,<https://bye aerospace.com/>[Consulta: Junio de 2023]

- [17] PIPISTREL VELIS WEBSITE,<https://www.pipistrel-aircraft.com/>[Consulta: Junio de 2023]
- [18] SUN FLIER WEBSITE,<https://www.sunflyer.com/>[Consulta: Junio de 2023]
- [19] EMRAX WEBSITE,<https://emrax.com/>[Consulta: Junio de 2023]
- [20] EPEC TECHNOLOGY WEBSITE,<https://www.epectec.com/>[Consulta: Junio de 2023]
- [21] EPEC TECHNOLOGY WEBSITE,<https://www.saft.com/>[Consulta: Junio de 2023]
- [22] DATASHEET DE LAS BATERÍAS CUBERG,<https://www.datocms-assets.com/38709/1658475133-cuberg-cell-validation-july-2022.pdf> [Consulta: Junio de 2023]

ANEXO A: Código Matlab para el cálculo de eficiencia

```
1 %Definición de los puntos de las gráficas
2 datosCL=readmatrix("CLalfa.csv");
3 datosCD=readmatrix("CLCD.csv");
4 C_L=datosCL(2,:);
5 alfa_CL=deg2rad(datosCL(1,:));
6 C_D=datosCD(1,:);
7 CL_CD=datosCD(2,:);
8 coeficientes_C_L=polyfit(alfa_CL,C_L,1);
9 coeficientes_C_D=polyfit(CL_CD,C_D,2);
10 CL0=coeficientes_C_L(2);
11 CLalfa=coeficientes_C_L(1);
12 CD0=coeficientes_C_D(3);
13 k1=coeficientes_C_D(2);
14 k2=coeficientes_C_D(1);
15 E=1/(2*sqrt(CD0*k2))
16
```

Figura 6.1: Cálculo de la eficiencia en MATLAB

ANEXO B: Código Matlab para el cálculo de actuaciones

```
1 % Definir los valores de Z
2 Z=0.2
3 Z1=0.4
4 Z2=0.6
5 Z3=0.8
6 E=19.8
7 C=0:10:900
8 g=9.8
9 eta=0.75
10 R0=Z*E*C/g*eta
11 R1=Z1*E*C/g*eta;
12 R2=Z2*E*C/g*eta;
13 R3=Z3*E*C/g*eta;
14 % Graficar los valores
15 plot(C, R0, '-.', C, R1, '-.', C, R2, '-.', C, R3, '-.' )
16 xlabel('Energía específica (Wh/kg)')
17 grid
18 ylabel('Alcance(km)')
19 title('Alcance vs. cociente de masas')
20 legend('m_{bat}/m=0.2', 'm_{bat}/m=0.4', 'm_{bat}/m=0.6', 'm_{bat}/m=0.8', 'Location','best')
21 V=140;
22 t1=R0/V;
23 t2=R1/V;
24 t3=R2/V;
25 t4=R3/V;]
26
```

Figura 6.2: Cálculo de actuaciones en MATLAB

ANEXO C: Deducción de la fórmula de Breguet

Se parte en este punto de una aeronave que realiza un vuelo en crucero, estacionario, rectilíneo, horizontal y en el plano de simetría. La ley de masas que determina cómo es el gasto de combustible en función de los parámetros de empuje es de la forma:

$$\frac{dW}{dT} = -g \cdot \dot{m}_f \quad (6.1)$$

En la ecuación anterior se añade la derivada del peso respecto del tiempo como función de la gravedad, g , y el gasto de combustible. Esto puede compararse respecto al impulso específico y el empuje de la forma:

$$\frac{dW}{dT} = -g \cdot \dot{m}_f = \frac{T}{I_{sp}} \quad (6.2)$$

Conociendo las relaciones entre las diferentes fuerzas, se tiene que:

$$W = L = D \cdot \frac{L}{D} = T \cdot E \quad (6.3)$$

Por tanto,

$$\frac{dW}{W} = -\frac{dt}{E \cdot I_{sp}} \quad (6.4)$$

Integrado la ecuación anterior,

$$\ln \left(\frac{W_f}{W_i} \right) = -\frac{t}{E \cdot I_{sp}} \quad (6.5)$$

Cabe destacar que el impulso específico puede relacionarse con el consumo específico de la forma:

$$I_{sp} = \frac{1}{BSFC} \quad (6.6)$$

Por tanto, se tiene que:

$$t = \frac{E}{BSFC} \cdot \ln \frac{W_i}{W_f} \quad (6.7)$$

Como se sabe que el alcance se relaciona con la autonomía de la forma:

$$R = V_{\infty} \cdot t \quad (6.8)$$

Se concluye que la ecuación de Breguet que se puede aplicar a este ejercicio es de la forma:

$$R = V_{\infty} \cdot \frac{E}{BSFC} \cdot \ln \frac{W_i}{W_f} \quad (6.9)$$