



UNIVERSITAT
POLITÈCNICA
DE VALÈNCIA



UNIVERSITAT POLITÈCNICA DE VALÈNCIA

Escuela Técnica Superior de Ingeniería del Diseño

Diseño preliminar de una aeronave ligera de efecto suelo
con capacidad de VTOL propulsada por pila de
combustible

Trabajo Fin de Grado

Grado en Ingeniería Aeroespacial

AUTOR/A: Caballero García, Diego

Tutor/a: López Juárez, Marcos

Cotutor/a: Tiseira Izaguirre, Andrés Omar

CURSO ACADÉMICO: 2022/2023

Agradecimientos

Me gustaría agradecer en primer lugar a mis padres y a mi hermano por todo el cariño y el apoyo que me han dado siempre estando por y para mí cuando lo he necesitado e impulsándome para conseguir mis metas. Gracias a Aitana por acompañarme y animarme siempre que lo he necesitado. Gracias a mi amigo Adrià por estar siempre disponible para ayudarme a despejar la cabeza. Gracias a mis amigos de la universidad Alba, Batiste, Pau y Sergi, por su paciencia y ayuda infinita en estos cuatro años. Por último, gracias a mis tutores, a Marcos pero sobre todo a Andrés, que por su forma de ser y dar clase me hizo iniciar este proyecto con el que tanto he aprendido. Gracias a todos.

Resumen

Durante este trabajo se pretende realizar un estudio sobre la viabilidad y de las limitaciones asociadas a las pilas de hidrógeno como sistema de propulsión de una aeronave. Esto se hará desde la perspectiva ingenieril ya que se evaluarán los condicionantes que surgirán en cuanto a eficiencia, autonomía, almacenamiento y densidad energética. Las pilas de combustible son una tecnología clave actualmente, ya que la intención de reducir al mínimo las emisiones de CO₂ es una de las máximas prioridades hoy en día y esta se prevé como una de las grandes alternativas a los combustibles fósiles por sus múltiples ventajas frente a otros competidores. Para intentar maximizar las prestaciones de esta aeronave, se va a diseñar la aeronave a fin de aprovechar el efecto suelo y lograr la máxima eficiencia aerodinámica posible, teniendo en cuenta el tamaño de los componentes asociados al sistema propulsivo. Además, se va a plantear de tal forma que tenga capacidad de hacer despegue y aterrizaje vertical para que pueda operarse desde embarcaciones marítimas.

Palabras clave

VTOL, Pila de hidrógeno, Diseño WIG, Cálculo de aviones, Sostenibilidad.

Índice general

Índice de figuras	v
Índice de tablas	vii
1. Introducción	1
1.1. Antecedentes históricos	2
1.2. Motivación	6
1.3. Objetivos de Desarrollo Sostenible	8
1.4. Objetivos y estructura del proyecto	11
2. Marco teórico	13
2.1. Aerodinámica de ala fija	13
2.1.1. Principios de la aerodinámica	13
2.1.2. Estimación de la polar	15
2.1.3. Efecto suelo	18
2.2. Aerodinámica de ala rotatoria	20
2.2.1. Teoría de la cantidad de movimiento	20
2.2.2. Correcciones del modelo TCM	23
2.3. Grados de libertad en el diseño	25
2.4. Fundamentos de las pilas de combustible	26
2.4.1. Pilas de hidrógeno tipo PEMFC	27
2.4.2. Sistemas de obtención y almacenamiento de hidrógeno	29
2.4.3. Sistemas propulsivos basados en pila de combustible	31
3. Metodología	33
3.1. Boceto Inicial	34
3.2. Cálculos iniciales	37

3.3. Inicio del proceso iterativo	39
3.4. Proceso iterativo	44
3.5. Ubicación de sistemas	52
4. Resultados	60
4.1. Características de la aeronave obtenida	61
4.2. Estabilidad y centro de gravedad	68
4.3. Actuaciones	69
4.4. Limitaciones	73
5. Conclusiones y pasos futuros	77
5.1. Conclusiones	77
5.2. Pasos futuros	79
Bibliografía	81
A. Presupuesto	84
B. Pliego de condiciones	85
C. Planos 3 vistas de la aeronave diseñada	87

Índice de figuras

1.1. Evolución de la aviación. Obtenido de: [1].	2
1.2. Diferentes conceptos de aeronaves de ala rotatoria. De izquierda a derecha, Tornillo aéreo de da Vinci (1483), Bamboocopter chino (400 a.c.), Fw 61 (1936) y VS-300 (1939). Obtenido de: [1] [2] [3].	3
1.3. Comparativa dominio de vuelo de diferentes aeronaves. Obtenido de: [4]. . .	3
1.4. Conceptos WIG	4
1.5. Comparación años de vida perdidos en cada área vs media anual de $PM_{2,5}$ en el aire en Europa. Obtenido de: [8].	6
1.6. Proyección de uso de combustibles en vehículos. Obtenido de: [10].	7
1.7. Objetivos de Desarrollo Sostenible de la ONU. Obtenido de: [11].	8
2.1. Lift y Drag de una sección alar. Obtenido de: [14].	14
2.2. Medidas y definiciones geométricas en alas. Obtenido de: [17].	15
2.3. Diferencia de vórtices fuera y dentro de efecto suelo. Fuente: [21].	19
2.4. Volumen de control para la TCM. Obtenido de: [1].	21
2.5. Variación de la velocidad inducida en función de la tasa de ascenso y descenso basada en la TCM. Obtenido de: [1].	23
2.6. Comparación de la temperatura máxima, potencia máxima y eficiencia de diferentes pilas de combustible. Obtenido de: [23].	26
2.7. Esquema básico de una PEMFC. Obtenido de: [25].	27
2.8. Reacción química de la pila de hidrógeno.	28
2.9. Esquema de un posible sistema propulsivo completo. Obtenido de: [26]. . .	28
2.10. Ecuaciones de la curva de polarización. Obtenido de: [24].	29
2.11. Clasificación de métodos de almacenamiento de hidrógeno. Obtenido de: [27].	29
2.12. Clasificación de métodos de almacenamiento de hidrógeno. Obtenido de: [28].	31
3.1. Proceso de diseño preliminar general. Obtenido de: [17]	33

3.2. Proceso de diseño conceptual adaptado.	34
3.3. Tendencias de fracción de peso en vacío. Obtenido de: [17]	35
3.4. Diferentes influencias de configuraciones para el diseño. Obtenido de: [30] [31] [32] [33].	36
3.5. Esbozo inicial elegido.	36
3.6. Relación entre potencia inducida y radio de las hélices.	37
3.7. Esquema vista en planta del ala.	38
3.8. Esquema gráfico de la misión de estudio.	40
3.9. Incremento de resistencia parásita por discontinuidad en las alas. Obtenido de: [34].	41
3.10. Advance Ratio vs Efficiency. Obtenido de: [35].	41
3.11. Esquema sistema propulsivo F-35B. Obtenido de: [39].	43
3.12. Proceso iterativo de Potencia-Peso.	45
3.13. Mapa de eficiencia del motor-inversor del Toyota Prius 2010. Obtenido de: [40].	46
3.14. Eficiencia de hélice según velocidad en punta de pala. Obtenido de: [41].	47
3.15. C_l vs α del NACA1418. Obtenido de: [42].	51
3.16. C_l vs α del NACA0012. Obtenido de: [42].	52
3.17. Bucle iterativo de estabilidad.	53
3.18. Primer modelo 3D dibujado.	55
3.19. Esquema 3D de la ubicación de los sistemas.	59
4.1. Modelo 3D final obtenido.	60
4.2. Comparativa reducción del factor K con la altura de crucero.	66
4.3. Comparativa de la aerodinámica fuera y dentro del efecto suelo.	67

Índice de tablas

1.1. Relación del proyecto con los ODS.	10
1.2. Directrices iniciales.	11
2.1. Factores de interferencia para diferentes componentes. Obtenido de: [19]. . .	17
3.1. Características geométricas y aerodinámicas cotejadas.	39
3.2. Comparación entre tipos y eficiencias de reductoras. Obtenido de: [38]. . . .	42
3.3. Potencias en cada fase de vuelo.	42
3.4. Comparativa reducción de potencia requerida en despegue con ayuda del 3 ^{er} rotor.	43
3.5. Fracción de peso en vacío vs peso en despegue para diferentes tipos de aeronaves. Obtenido de: [17].	44
3.6. Par y RPMs del motor en 1 ^a it.	46
3.7. Par y RPMs de la hélice en 1 ^a it.	47
3.8. Pesos sist. prop. 1 ^a it.	48
3.9. Desglose de pesos de la aeronave.	48
3.10. Potencia, Par y RPMs en 2 ^a iteración.	49
3.11. Pesos sist. prop. 2 ^a it.	49
3.12. Caract. sist. prop. 2 ^a it.	49
3.13. Potencia, Par y RPMs en 3 ^a iteración.	49
3.14. Pesos sist. prop. 3 ^a it.	50
3.15. Caract. sist. prop. 3 ^a it.	50
3.16. Potencia, Par y RPMs en 4 ^a iteración.	50

3.17. Pesos sist. prop. 4 ^a it.	50
3.18. Caract. sist. prop. 4 ^a it.	50
3.19. Potencia, Par y RPMs en 5 ^a iteración.	51
3.20. C_{L_w} , C_{D_w} y Re en 5 ^a it.	51
3.21. Eficiencias de los motores interpoladas para última iteración [13].	52
3.22. Centro de gravedad en 1 ^a iteración.	55
3.23. Centro de gravedad en 2 ^a iteración.	56
3.24. Centro de gravedad en 3 ^a iteración.	57
3.25. Centro de gravedad en última iteración.	58
4.1. Geometría final del ala principal.	61
4.2. Reynolds y coeficientes de fricción del ala.	62
4.3. Geometría final del estabilizador horizontal.	62
4.4. Reynolds y coeficientes de fricción del estabilizador horizontal.	62
4.5. Geometría final del estabilizador en V.	63
4.6. Reynolds y coeficientes de fricción del estabilizador en V.	63
4.7. Geometría final del fuselaje.	64
4.8. Reynolds y coeficientes de fricción del fuselaje.	64
4.9. Reynolds y coeficientes de fricción del motor.	65
4.10. Reynolds y coeficientes de fricción del tren de aterrizaje.	65
4.11. Potencias y cálculos de la misión predeterminada.	70
4.12. Potencias y cálculos de la misión con $h = 2 m$	71
4.13. Características con $h = 2 m$	71
4.14. C con $h = 2 m$	71
4.15. Potencias y cálculos de la misión con $h = 8 m$	71
4.16. Características con $h = 8 m$	72
4.17. C con $h = 8 m$	72
4.18. Potencias y cálculos de la misión con $h = 14 m$	72

4.19. Características con $h = 14 m$	72
4.20. C con $h = 14 m$	72
4.21. Potencias y cálculos de la misión de emergencia.	73
4.22. Características para emergencia.	73
4.23. C para emergencia.	73
4.24. Potencia, Par y RPMs en iteración futura.	75
4.25. Resumen de actuaciones del helicóptero de comparación. Obtenido de: [44].	76
A.1. Presupuesto estimado del Trabajo de Fin de Grado desarrollado.	84

Nomenclatura

Símbolos latín

a	Velocidad del sonido	$[m/s]$
b	Envergadura	$[m]$
b	Número de palas del rotor	$[-]$
C	Tasa de descarga	$[h^{-1}]$
c	Cuerda del perfil	$[m]$
C_D	Coefficiente de drag 3D	$[-]$
C_d	Coefficiente de drag 2D	$[-]$
C_L	Coefficiente de lift 3D	$[-]$
C_l	Coefficiente de lift 2D	$[-]$
C_M	Coefficiente de momento	$[-]$
C_S	Coefficiente de Sutherland	$[K]$
C_T	Coefficiente de tracción	$[-]$
D	Drag	$[N]$
e	Factor de Oswald	$[-]$
h	Altura	$[m]$
k	Rugosidad superficial	$[m]$
L	Lift	$[N]$
l	Longitud característica	$[m]$
M	Moment	$[N \cdot m]$
M	Número de Mach	$[-]$
m	Masa	$[kg]$

P	Potencia	[W]
p	Presión	[Pa], [atm]
R	Radio del rotor	[m]
R	Resultant force	[N]
Re	Número de Reynolds	[-]
S	Superficie	[m ²]
T	Empuje	[N]
T	Temperatura	[K]
T	Torque	[N · m]
t	Espesor del perfil	[m]
V	Velocidad	[m/s]
W	Peso	[N]
w	Velocidad angular	[rad ⁻¹], [rpm]

Símbolos griego

α	Ángulo de ataque	[rad], [deg]
λ	Estrechamiento alar	[-]
μ	Viscosidad dinámica	[Pa · s]
Ω	Velocidad angular	[rad ⁻¹], [rpm]
ρ	Densidad	[kg/m ³]

Acrónimos

AR	Aspect Ratio	[-]
EA	Eficiencia Aerodinámica	[-]
$EASA$	European Aviation Safety Agency	
EEA	European Environment Agency	
EH	Estabilizador Horizontal	
EV	Estabilizador en V	
$eVTOL$	Electric Vertical Takeoff and Landing aircraft	
FC	Fuel Cell	

<i>FF</i>	Factor de forma	[-]
<i>FI</i>	Factor de interferencia	[-]
<i>IEA</i>	International Energy Agency	
<i>ISA</i>	International Standard Atmosphere	
<i>LG</i>	Landing Gear	
<i>MTOW</i>	Maximum Takeoff Weight	[kg]
<i>MTOW</i>	PayLoad Weight	[kg]
<i>ODS</i>	Objetivos de Desarrollo Sostenible	
<i>OEW</i>	Overall Empty Weight	[kg]
<i>PEMFC</i>	Proton-Exchange Membrane Fuel Cell	
<i>TCM</i>	Teoría de la Cantidad de Movimiento	
<i>UAM</i>	Urban Air Mobility	
<i>UAV</i>	Unmanned Aerial Vehicle	
<i>UE</i>	Unión Europea	
<i>USD</i>	United States Dollar	
<i>VTOL</i>	Vertical Takeoff and Landing aircraft	
<i>WIG</i>	Wing In Ground effect aircraft	

Subíndices

0	Parásito
∞	Flujo no perturbado
<i>AC</i>	Aerodynamic Chord
<i>C</i>	Crew
<i>CoG</i>	Centro de Gravedad
<i>cr</i>	Cruise
<i>cutt</i>	Corte
<i>def</i>	Definición
<i>E</i>	Empty
<i>F</i>	Fuselaje
<i>f</i>	Fricción

<i>f</i>	Fuel
<i>FC</i>	Fuel cell
<i>h</i>	Hélice
<i>i</i>	Inducido
<i>LA</i>	Landing
<i>Lam</i>	Laminar
<i>M</i>	Motor
<i>m</i>	Máxima
<i>mr</i>	Main rotor
<i>PL</i>	Payload
<i>PN</i>	Punto Neutro
<i>r</i>	Root
<i>ref</i>	Referencia
<i>S</i>	Superficie
<i>t</i>	Tip
<i>TO</i>	Takeoff
<i>Turb</i>	Turbulento
<i>w</i>	Ala
<i>wet</i>	Mojado
<i>z</i>	Ascendente / Vertical

Capítulo 1

Introducción

El diseño de aeronaves es una disciplina separada en la ingeniería aeroespacial, es distinta de otros campos como la propulsión, aerodinámica, el control, estructuras, etc. Para ser capaz de diseñar por completo una aeronave es necesario tener conocimiento de todas ellas, aunque lo que realmente hace un diseñador es crear descripciones geométricas de lo que será construido. Puede parecer que el trabajo de diseñador consiste únicamente en dibujar, y en realidad eso es el producto de su trabajo, sin embargo el verdadero esfuerzo se halla en el análisis.

Es sencillo saber si un diseñador es hábil y experimentado ya que con su trabajo y sin la necesidad del profundo análisis que hacen los especialistas es capaz de ubicar correctamente todos los equipos y puntos como el centro de gravedad. Esto se comprueba posteriormente con los cálculos detallados de estos especialistas pero si es un buen diseñador no diferirá en gran medida de lo inicialmente propuesto.

Esto no es fruto de la casualidad, sino del conocimiento y el trabajo del diseñador ya que el diseño no se limita únicamente a la disposición física, sino que también abarca los procesos analíticos utilizados para determinar qué se debe diseñar y cómo se debe modificar el diseño para cumplir de mejor manera con los requisitos.

Con el avance constante de la tecnología se abre la posibilidad de construir aeronaves cada vez más diversas por lo que el trabajo de los diseñadores, pero también del resto de equipo de trabajo, se expande continuamente hacia nuevos retos. En este proyecto se tratará de hacer frente a uno de estos nuevos retos para la movilidad aérea como es el diseño preliminar de una aeronave de efecto suelo con capacidad de despegue y aterrizaje vertical con sistema propulsivo basado en pila de hidrógeno.

1.1. Antecedentes históricos

La aviación fue indiscutiblemente uno de los mayores logros y avances tecnológicos del siglo XX. Empezando por el primer vuelo realizado por los hermanos Wright se ha continuado desde entonces en el desarrollo de esta industria creando así numerosas y diversas configuraciones, cada una con el propósito de intentar explotar algún aspecto del modelo físico con el que se trabajaba.

Durante este camino evolutivo aparecieron los helicópteros. Bien es cierto que los intentos de levantar el vuelo con ingenios de ala rotatoria fueron previos a los de ala fija, como se puede ver en la Figura (1.1), y que los primeros diseños con dicho propósito datan del 1483, cuando Leonardo da Vinci esbozó su famoso "tornillo aéreo", aunque se conoce la existencia de juguetes voladores chinos conocidos como taketombos o bambucópteros desde alrededor del 400 a.c.

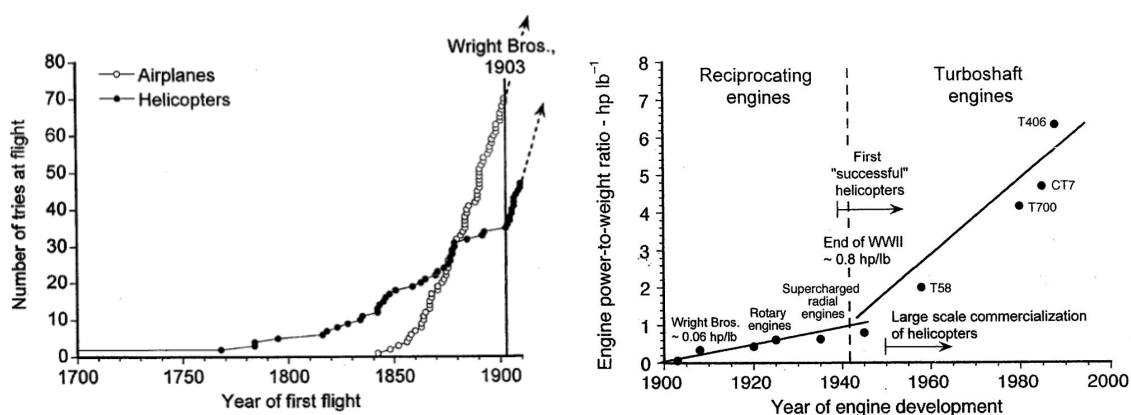


Figura 1.1: Evolución de la aviación. Obtenido de: [1].

Este sueño de vuelo vertical no se pudo cumplir hasta 1936, cuando se realizó el primer vuelo controlado exitoso a bordo del Focke-Wulf Fw 61, más de tres décadas después del primer vuelo de ala fija. Esta demora fue debida a múltiples factores tecnológicos ya que para realizar un despegue así era necesario disponer de un modelo teórico adecuado y una relación potencia-peso mucho mayor en los motores. Además, para llegar a la configuración que hoy en día conocemos se debían añadir las complicaciones de compensar el par de reacción creado por el rotor principal, solucionar la complejidad mecánica para el vuelo de avance y también solventar los problemas de vibraciones, estabilidad y controlabilidad que este tipo de aeronaves sufrían. Es por esto que hasta 1939 no hubo ninguna aeronave capaz de volar de forma tal y como hoy en día conocemos a los helicópteros. Este logro fue gracias al diseño del VS-300 por parte de Igor Sikoski, cuyo modelo es considerado el primer helicóptero moderno y se muestra junto con los previamente mencionados en la Figura (1.2).

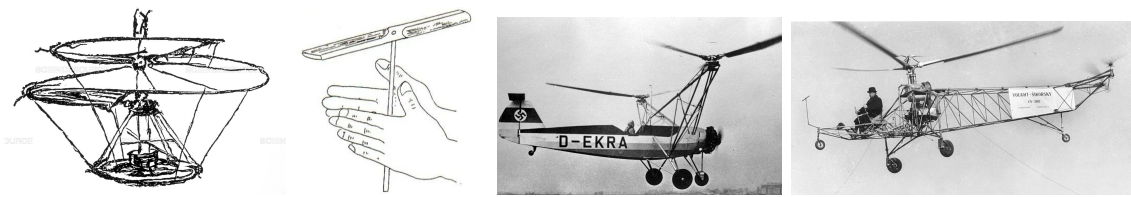


Figura 1.2: Diferentes conceptos de aeronaves de ala rotatoria. De izquierda a derecha, Tornillo aéreo de da Vinci (1483), Bamboocopter chino (400 a.c.), Fw 61 (1936) y VS-300 (1939). Obtenido de: [1] [2] [3].

Los helicópteros actuales son productos tecnológicos muy sofisticados puesto que son el resultado de más de un siglo de investigación y desarrollo. Aunque son extremadamente complejos en cuanto a mecánica y aerodinámica, sus ventajas operativas superan claramente los desafíos a los que se ha tenido que hacer frente, ya que poseen características que no se pueden alcanzar en ninguna otra aeronave. Estos dispositivos han logrado llenar el vacío tecnológico en la región de baja velocidad del dominio de vuelo de las aeronaves de ala fija tal y como se puede observar en la Figura (1.3).

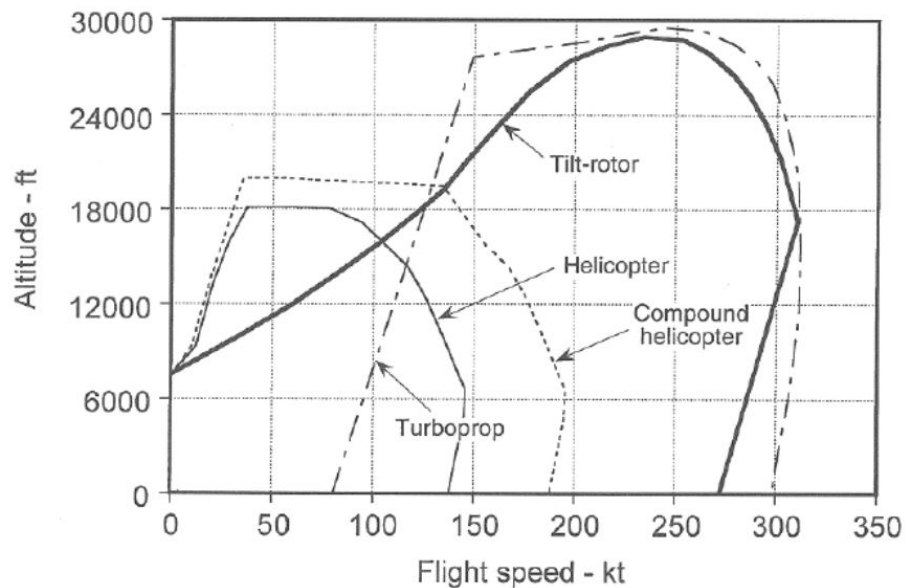


Figura 1.3: Comparativa dominio de vuelo de diferentes aeronaves. Obtenido de: [4].

Aún no siendo tan protagonistas existen otras aeronaves de ala rotatoria además de los helicópteros. Desde los primeros intentos nombrados previamente se han intentado hacer vehículos de todo tipo: girodinós, combinados o convertibles, todos ellos buscando la capacidad de hacer despegues verticales, es decir, ser VTOL. Recientemente este tipo de diseños están en auge ya que hay una especie de carrera por lograr modelos viables tanto económica como ingenierilmente de taxis aéreos, ya que se espera que este sea uno de los próximos grandes avances en la movilidad entre urbes pero también, dentro de las mismas.

Independientemente, otro fenómeno que se ha intentado explotar en múltiples ocasiones es el efecto suelo. La primera vez que se experimentó de forma práctica en la aviación fue, lógicamente, por parte de los hermanos Wright los cuales reportaban un efecto amortiguador al aterrizar. Posteriormente se observó un aumento de carga útil y del alcance del transatlántico alemán Dornier DO-X, pero también mejoras en el manejo de aviones militares tipo caza como el F105D, el B-58 o el Avro Vulkan incluso en alturas cinco veces superiores a sus envergaduras. Visto este resultado, en 1935 se construyó el Aerotrineo Kaario No.8, la primera aeronave diseñada con el fin de aprovechar dicho fenómeno. Posteriormente se crearon múltiples y diversos diseños para intentar explotar estas interesantes características durante las décadas de los años 50 y 60, dejando más aeronaves peculiares como el Lippisch X-114 o el Kawasaki KAG-3 craft, todos ellos se muestran en la Figura (1.4).

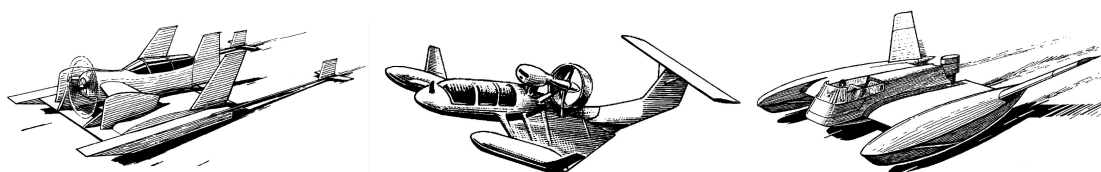


Figura 1.4: Diferentes aeronaves WIG. De izquierda a derecha, Aerotrineo Kaario No.8, Lippisch X-114, Kawasaki KAG3. Obtenido de: [5].

El máximo exponente de esta tendencia fueron los mundialmente conocidos ekranoplanos rusos como el monstruo del mar caspio. Estas aeronaves eran únicas ya que conseguían muy altas velocidades (del orden de los 500 km/h) a alturas muy bajas por lo que eran óptimas para operar en áreas costeras y marítimas, aunque tenían problemas de estabilidad provocados por las olas y de mantenimiento a causa de la corrosión por el contacto con el agua salada.

Recientemente, aún se sigue investigando sobre este tipo de diseños, ya que se continúan sacando proyectos y prototipos en muchos países alrededor del mundo como el AWIG-751 chino, el Airfich-8 alemán, o el Hydrofret 2 propuesto por Gazuit y Goupil, entre otros. Esto sugiere que muchos investigadores ven en el efecto suelo la oportunidad de crear una aeronave muy innovadora y con buenas perspectivas de mercado, por lo que se seguirá intentando hallar un diseño mejorado para tal fin.

Otra cuestión que está siendo introducida en los últimos años son las pilas de combustible, concretamente las de hidrógeno. Desde la aparición de la voluntad de reducir las emisiones de los aviones por su rápido crecimiento en su uso como transporte han aparecido algunas alternativas para sus sistemas propulsivos. La primera opción que pareció viable a los diseñadores fue construir aeronaves eléctricas que cuya energía se almacenase en baterías suficientes como para proporcionar corriente eléctrica a los motores durante el vuelo, aunque con las limitaciones tecnológicas en cuanto a capacidad de densidad energética se empezaron a explorar otras vías.

Las pilas de hidrógeno son dispositivos electroquímicos que generan corriente eléctrica, además de agua y calor, a partir de una reacción electroquímica que se da entre el combustible (hidrógeno en este caso) y el oxidante. A diferencia de las baterías convencionales, estas necesitan de un abastecimiento continuo de reactivos y mientras lo tengan seguirán produciendo corriente, es decir, no tienen una capacidad limitada como si la tie-

nen las baterías. En contraste, un generador que funciona mediante combustibles fósiles necesita del paso de esta energía por diferentes transformaciones (primero térmica, luego mecánica y finalmente eléctrica). Esto supone una ventaja en cuanto a eficiencia se refiere que, sumada a las nulas emisiones puede llegar a compensar el mayor peso que supone el sistema propulsivo y la inferioridad en, por ejemplo, velocidad alcanzable.

El término pila de combustible proviene del inglés *Fuel Cell Stack*, que se refiere a la pila o conjunto de celdas de combustible ya que una pila de combustible está compuesta por múltiples celdas de combustible, cada una generando una diferencia de potencial de aproximadamente $0,9 V$ en circuito abierto y alrededor de $0,6 V$ a plena carga. Dado que esta tensión es baja, se suelen apilar varias celdas en serie para formar un *stack*, de manera que al sumar sus potenciales se obtenga un valor adecuado para satisfacer los requisitos de consumo de la aplicación específica. Los *stacks* también incluyen conductos para el suministro de combustible y oxidante a cada celda, así como conductos para la evacuación de los productos de reacción generados, como el agua. Además, las pilas de combustible requieren componentes auxiliares como válvulas, filtros, electrónica de control, sensores y sistemas de refrigeración que ayudan a mantener una temperatura óptima para lograr la máxima conductividad iónica del electrolito y disipar el calor generado.

1.2. Motivación

Después de más de un siglo de vuelo en todo tipo de aeronaves, el desarrollo tecnológico y, por tanto, las mejoras en asequibilidad y accesibilidad de cualquier aeronave ha provocado que se esté dando la búsqueda de nuevos mercados como bien podrían ser los taxis aéreos. Otras claves que han favorecido esta tendencia son la creciente congestión del tráfico ya que las ciudades están experimentando un crecimiento exponencial de la población y la urbanización, lo que ha llevado a una congestión cada vez mayor en las carreteras. Esta congestión del tráfico está afectando negativamente a la eficiencia de los sistemas de transporte terrestre y generando retrasos y frustraciones para los viajeros. Los taxis aéreos ofrecerán una alternativa rápida y directa para superar los atascos de tráfico y llegar rápidamente a destinos específicos y es por ello que según el report de IMARC Group del mes de abril de 2022, en 2021 este mercado tenía ya un valor de 817,5 millones de USD, y está previsto que para 2027 tenga un valor de 2326,8 millones de USD lo que supone un aumento anual del 19,1 % en los próximos seis años, es decir, un gran mercado en claro aumento [6].

Adicionalmente, se está dando un incremento de la demanda de viajes personalizados. Con el aumento de los ingresos y la creciente demanda de experiencias personalizadas, los viajeros buscan opciones de transporte más exclusivas y cómodas. Los taxis aéreos brindan la posibilidad de viajar directamente desde un punto de origen a un destino deseado, sin las limitaciones y los inconvenientes de los viajes en vehículos terrestres. Se espera que la Movilidad Aérea Urbana (UAM) tenga una entrada disruptiva en el mercado del transporte ya que las previsiones auguran que en el año 2050 haya un incremento de la población mundial urbana de alrededor del 50 % [7]. Bien es cierto que en los países más desarrollados este aumento se reduce a alrededor del 12 % que, aunque de forma menos acelerada, no hace más que acentuar el problema existente en la actualidad.

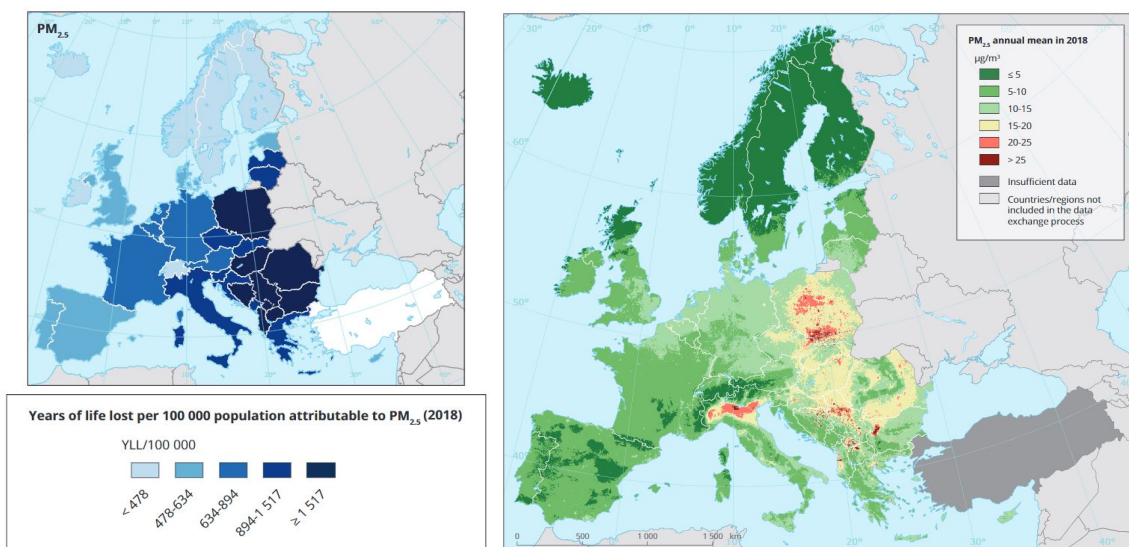


Figura 1.5: Comparación años de vida perdidos en cada área vs media anual de $PM_{2,5}$ en el aire en Europa. Obtenido de: [8].

Por tal razón, lo que más está favoreciendo el auge en la demanda de este tipo de aeronaves es el hecho de que se espera que estas sean eléctricas y por tanto ayuden a reducir las emisiones de gases de efecto invernadero ya que gracias a la enorme flexibilidad operacional que ofrecen los vehículos aéreos se favorecería la disminución de los atascos y por tanto de su dañina aportación. Según la UE, el 60,6 % de los gases de efecto invernadero producidos por medios de transporte son debidos a los coches, representando el total de las provenientes del transporte alrededor de un cuarto de las emisiones absolutas [9].

Estas emisiones son causantes de desastres medioambientales como deshielo, inundaciones o desertificación de algunas zonas así como de la posible futura extinción de especies animales y vegetales. Además, la contaminación también está afectando a la esperanza de vida humana ya que tal y como se puede observar en la Figura (1.5), y tal y como cabía esperar, este mapa de Europa muestra como las zonas más contaminadas son las que más años de vida pierden sus habitantes.

En vista de todas estas razones y como se ha comentado anteriormente, se prevé que el sistema de movilidad actual sufra importantes cambios y es aquí donde los taxis aéreos podrían hacerse con una parte del mercado. En la misma línea se encuentran las pilas de combustible, las cuales emergen como una solución prometedora para electrificar distintas partes de las aeronaves, así como unidades en tierra y más. Ambas tendencias van de la mano ya que su reciente mejora en las últimas décadas sugiere que puedan ser una realidad casi de forma inminente, puesto que ha habido ya prototipos puestos en vuelo. Y es que todo apunta a que así será ya que, como se puede ver en la Figura (1.6) se espera que el hidrógeno como propulsor de vehículos para el 2050 se habrá ganado el 20 % del total.

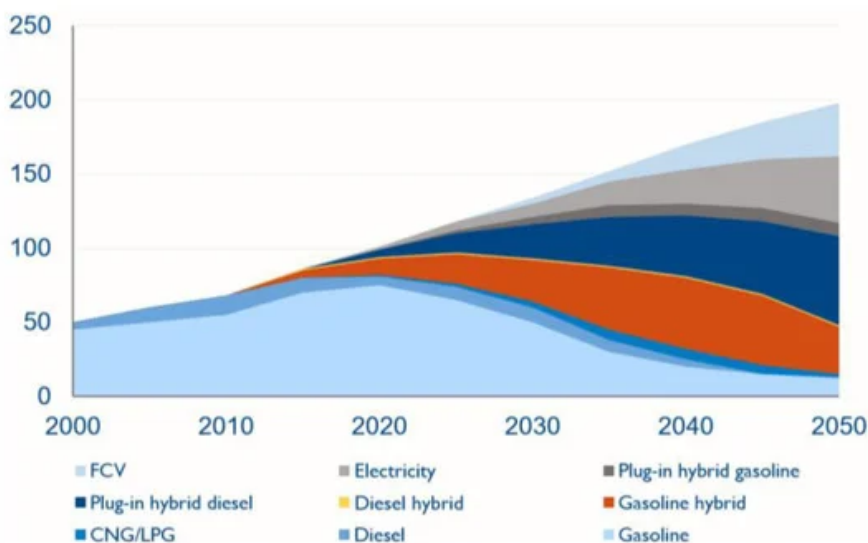


Figura 1.6: Proyección de uso de combustibles en vehículos. Obtenido de: [10].

1.3. Objetivos de Desarrollo Sostenible

Los Objetivos de Desarrollo Sostenible son un conjunto de metas globales establecidas por las Naciones Unidas con el fin de tomar acción sobre desafíos sociales, económicos y ambientales. Estos objetivos fueron adoptados en el año 2015 por todos los países miembros de la Organización de Naciones Unidas como parte de la Agenda 2030 para el Desarrollo Sostenible y son los que se muestran en la Figura (1.7).



Figura 1.7: Objetivos de Desarrollo Sostenible de la ONU. Obtenido de: [11].

Entre los 17 objetivos se cubre una alta gama de áreas como la erradicación de la pobreza y el hambre, la acción climática, la igualdad de género, la educación de calidad, la energía sostenible, la salud y el bienestar, y la protección de los ecosistemas, entre otros. Con ellos se busca orientar los esfuerzos a nivel global hacia un desarrollo sostenible tanto en lo económico como en lo social y lo ambiental.

En este proyecto podría tener influencia sobre algunos de ellos, como se va a exponer a continuación:

- ODS 7: Energía asequible y no contaminante. El uso de pilas de hidrógeno, tal y como se explicará en este documento, puede contribuir en el avance de este objetivo ya que no produce emisiones de gases contaminantes y no es necesario extraer el hidrógeno de combustibles fósiles, sino que hay muchos otros métodos basados en energías renovables. Por tanto, mientras esto se respete las emisiones por el uso de este tipo de sistemas propulsivos serán únicamente agua.
- ODS 9: Industria, innovación e infraestructura. El desarrollo de una aeronave de este tipo implica claramente innovación tecnológica a la par que promueve el avance en la industria de la movilidad urbana sostenible, por lo que este proyecto puede tener un valor respecto al objetivo número nueve.

- ODS 11: Ciudades y comunidades sostenibles. Como ya se ha comentado en el apartado de motivación, la entrada de este tipo de aeronaves como *air taxis* puede suponer no únicamente una reducción directa por el menor uso de vehículos convencionales que funcionan con motores térmicos, sino también una disminución de la congestión del tráfico que tanto daño hace al medio ambiente.
- ODS 13: Acción por el clima. Tal y como se ha comentado para los demás objetivos, el uso de pilas de combustible de hidrógeno contribuye al cese del uso de combustibles fósiles y de las emisiones de efecto invernadero, ya que el transporte es en multitud de estados del sector que más toneladas de CO_2 produce.
- De la misma manera, aunque no directamente, este proyecto puede tener peso sobre otros objetivos como el de salud y bienestar (ODS 3) o los de vida submarina y de ecosistemas terrestres (ODSs 14 y 15) ya que la disminución de emisiones y uso de combustibles fósiles promueve una mejora de todos los ecosistemas cercanos y por tanto una mejora en las condiciones de salud de los seres vivos que habitan en ellos. De la misma forma podría tener influencia sobre el objetivo de agua limpia y saneamiento (ODS 6) pues la acidificación del agua es causada por el aumento de los niveles de CO_2 en la atmósfera. Este suceso puede derivar en cambios importantes en el pH del agua y afectar en organismos sensibles como los corales, los moluscos y demás organismos marinos.

Así pues, el grado de relación del trabajo con los Objetivos de Desarrollo Sostenible se puede resumir en la Tabla (1.1). Asimismo se puede concluir, a la vista de este análisis, que este proyecto puede contribuir con cierto valor a múltiples objetivos y por tanto puede ser parte del progreso que colabore con la acción en el presente y en el futuro que se pretende con estos objetivos. Cabe destacar que no solo se puede aportar valor al mundo aeronáutico con el desarrollo de la tecnología utilizada en este trabajo, sino que también puede ser aplicable a todo tipo de vehículos a los que se les pueda adaptar este tipo de sistemas propulsivos como ya se ha hecho con los automóviles comerciales y ya se está avanzando con aviones y trenes.

Objetivos de Desarrollo Sostenible	Alto	Medio	Bajo	No procede
ODS 1: Fin de la pobreza				X
ODS 2: Hambre cero				X
ODS 3: Salud y bienestar			X	
ODS 4: Educación de calidad				X
ODS 5: Igualdad de género				X
ODS 6: Agua limpia y saneamiento			X	
ODS 7: Energía asequible y no contaminante	X			
ODS 8: Trabajo decente y crecimiento económico				X
ODS 9: Industria, innovación e infraestructuras		X		
ODS 10: Reducción de las desigualdades				X
ODS 11: Ciudades y comunidades sostenibles		X		
ODS 12: Producción y consumo responsables				X
ODS 13: Acción por el clima		X		
ODS 14: Vida submarina			X	
ODS 15: Vida de ecosistemas terrestres			X	
ODS 16: Paz, justicia e instituciones sólidas				X
ODS 17: Alianzas para lograr objetivos				X

Tabla 1.1: Relación del proyecto con los ODS.

1.4. Objetivos y estructura del proyecto

Una vez establecido el planteamiento previo, el principal objetivo de este trabajo se podría sintetizar en contribuir al desarrollo actual de aeronaves eVTOL, concretamente a las que su sistema propulsivo se base en pilas de hidrógeno. Todo ello en vista de participar en el avance de una nueva movilidad aérea urbana más limpia y sostenible.

Para ello, este proyecto parte de una investigación previa [12]. Las directrices iniciales dadas se pueden resumir en la Tabla 1.2.

Envergadura (m)	3
Peso (kg)	600
Velocidad crucero (km/h)	130
Altura de vuelo (m)	20
Alcance (km)	60
Hélices	Inductadas

Tabla 1.2: Directrices iniciales.

También se estableció que el objetivo era hacer el diseño preliminar de una pequeña aeronave con capacidad de despegue y aterrizaje vertical que volase con efecto suelo y mediante un sistema propulsivo de pila de hidrógeno, siendo así un híbrido entre transporte rápido y aeronave recreativa ya que se esperaba que se pudiese operar desde una relativamente pequeña embarcación y por tanto, operar mayoritariamente en vuelo sobre agua.

Una vez establecido el punto de inicio los pasos a seguir serán los siguientes:

- Hacer un estudio de los diferentes conceptos y proyectos actuales y previos a partir de los que hacer el esbozo de un prototipo.
- Calcular datos de potencia necesarios a partir de las dimensiones y morfología dibujadas.
- Definir medidas y potencias.
- Iniciar el proceso iterativo Peso calculado - Potencia requerida.
- Ubicar sistemas y centro de gravedad.
- Obtener las características finales de la aeronave diseñada.

Cabe añadir que no es objeto de este trabajo calcular y diseñar el sistema propulsivo, ya que se trata de una cooperación entre varios alumnos, los cuales diseñamos un avión con características similares y otro compañero diseña la pila de combustible para cada una de estas aeronaves [13].

Ante lo expuesto previamente, este trabajo se dividirá en diferentes capítulos tratando ordenadamente los aspectos que se darán naturalmente en el transcurso del proyecto. En primer lugar se expondrá la fundamentación teórica utilizada para el diseño de la parte de ala fija y la de ala rotatoria así como del funcionamiento de la pila de combustible, a continuación se abordará el propio proceso de diseño para posteriormente analizar los resultados, la viabilidad y las limitaciones de la aeronave calculada. Por último se expondrán las conclusiones que se extraigan y establecerán los pasos futuros.

Capítulo 2

Marco teórico

El objeto de este capítulo es presentar los fundamentos teóricos que sostienen los cálculos realizados, es decir, la combinación aerodinámica de ala fija y la rotatoria y los principios químicos de las pilas de combustible.

Estos campos son de gran complejidad y profundidad, por tanto solo se expondrán los conceptos que vayan a ser utilizados y que se adhieran al rigor necesario del diseño preliminar. Para el caso del análisis aerodinámico se subdividirá en, inicialmente una presentación de los fundamentos aerodinámicos de ala fija y a continuación de los de ala rotatoria. Para cerrar el capítulo se hará un análisis descriptivo de las pilas de combustible y de su funcionamiento y arquitectura.

2.1. Aerodinámica de ala fija

Para poder calcular las propiedades de un diseño se necesitan conocimientos propios de mecánica del vuelo. Esta disciplina estudia los principios y fenómenos que permiten que una aeronave se mantenga en el aire y pueda moverse de manera controlada, basándose en la aerodinámica.

2.1.1. Principios de la aerodinámica

El principio fundamental sobre el que se cimienta el vuelo de aeronaves, bien sean de ala fija o rotatoria, es la creación de una diferencia de presión entre la parte superior e inferior del ala, la cual genera una fuerza resultante R . Esta fuerza se divide en la sustentación L y la resistencia D tal y como se aprecia en la Figura (2.1), las cuales actúan sobre el centro de presiones del ala. Estas son las componentes perpendicular y paralela al vector velocidad respectivamente y definen la actuación general de la aeronave. Debido a la aparición de estas fuerzas también aparece el momento aerodinámico M , y permite definir el centro aerodinámico (punto sobre el cual al cambiar el ángulo de ataque no varía el momento, ya que el centro de presiones si se desplaza). Este suele estar ubicado en el 25 % de la cuerda alar.

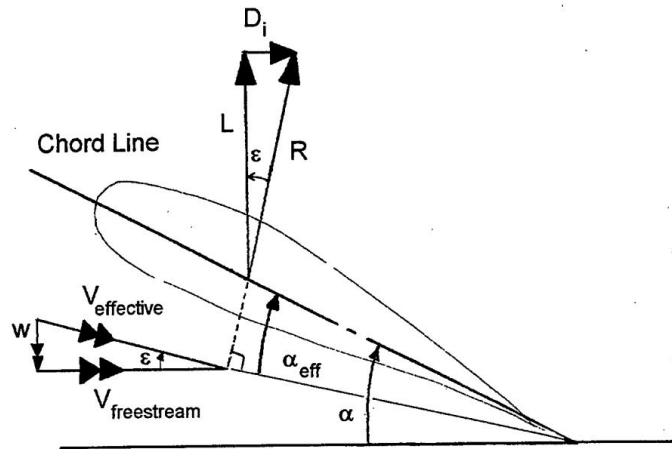


Figura 2.1: Lift y Drag de una sección alar. Obtenido de: [14].

En el contexto de la aerodinámica son muy comunes las adimensionalizaciones, y es por esto que la sustentación y la resistencia se definen en función de sus respectivos coeficientes C_L y C_D tal y como se muestran en la expresión (2.1).

$$L = \frac{1}{2}\rho SV^2 C_L \quad D = \frac{1}{2}\rho SV^2 C_D \quad (2.1)$$

Estas ecuaciones son de gran utilidad ya que sirven para calcular fácilmente la potencia requerida en situaciones en las que se busca equilibrio de fuerzas verticales, es decir, el vuelo en crucero. El proceso es el que se muestra en la expresión (2.2). Inicialmente, en la ecuación de la sustentación se sustituye el peso por el *Lift* y se calcula el C_L , siendo conocidos todos los demás datos. A continuación se calcula la resistencia utilizando el modelo que se presenta en la sección (2.1.2), donde el resto de datos también son conocidos. Finalmente se puede calcular la potencia que será necesaria para volar en tal condición.

$$C_L = \frac{W}{\frac{1}{2}\rho SV^2} \rightarrow D = \frac{1}{2}\rho SV^2 C_D \rightarrow P = D \cdot V \quad (2.2)$$

Cabe destacar que en este marco teórico no se pretende explicar toda la aerodinámica utilizada, sino introducirla. Para una mayor profundidad es posible consultar bibliografía como [15] o [16] a partir de la cual se basa este apartado del proyecto.

Adicionalmente se adjuntan los esquemas de Daniel P. Raymer [17] los cuales son de gran utilidad para calcular las propiedades de una aeronave en base a su geometría. Esto se puede ver en la Figura (2.2).

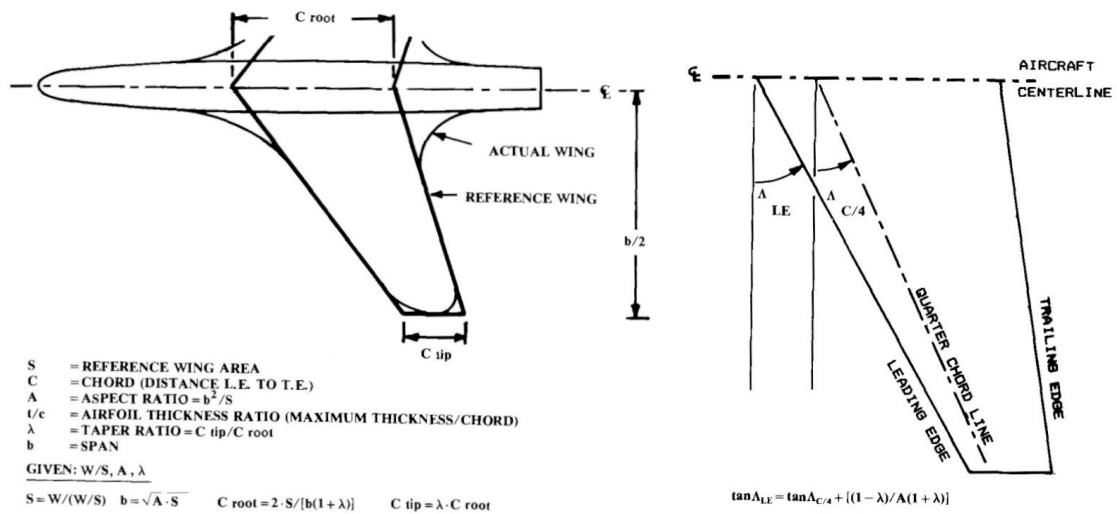


Figura 2.2: Medidas y definiciones geométricas en alas. Obtenido de: [17].

2.1.2. Estimación de la polar

La gráfica polar es una representación en la que se muestra la relación entre la sustentación y el arrastre de una aeronave (C_L y C_D), por tanto da información sobre la eficiencia aerodinámica en cada condición de vuelo. Para el diseño de esta aeronave se ha propuesto el modelo parabólico de coeficientes constantes, el cual sigue la expresión (2.3).

$$C_D = C_{D0} + C_{Di} = C_{D0} + K C_L^2 \quad (2.3)$$

Para hallar dicha expresión se requiere obtener los coeficientes de resistencia parásita y de resistencia inducida, los cuales se detallan en los siguientes apartados.

Coefficiente de resistencia parásita

El coeficiente de resistencia parásita es en el que se agrupa la resistencia debida a fricción, a forma (es decir debido al desprendimiento de la capa límite), y a interferencia (es decir debido a la relación entre los diferentes elementos de la aeronave). En el caso que nos ocupa no se van a tener en cuenta efectos de compresibilidad ya que las velocidades alcanzables quedan muy lejanas a las del sonido y por tanto estos efectos no serán relevantes. Para calcular el coeficiente total de la aeronave se debe calcular individualmente el de cada elemento y hacer el sumatorio de todos ellos.

Para el cálculo del C_{D0} de cada uno de los elementos se utilizará la analogía de la placa plana [18]. Dicho método consiste en considerar cada elemento como una placa plana según una superficie de referencia y así poder calcular su fricción. Posteriormente se procede a corregir dicho valor mediante los factores de forma e interferencia. Finalmente, se multiplica dicho valor por la superficie mojada del elemento de estudio y se divide entre la superficie de referencia.

Así pues, para iniciar este proceso se calcula el C_f de cada elemento, el cual presenta una fuerte dependencia con el número de Reynolds. Para empezar este cálculo es necesario obtener el Re que hace que el coeficiente sea máximo, ya que es preferible diseñar desde el caso más demandante por seguridad. Esto se debe hacer teniendo en cuenta tres definiciones diferentes: el Reynolds por definición propia (2.4), el Reynolds de corte subsónico (2.5) y el de corte transónico (2.6). Estas últimas hacen referencia al valor del Re a partir del cual el coeficiente de fricción se mantiene constante. Es importante subrayar que hay que tener en cuenta el tipo de acabado superficial que se tiene en cada elemento, el cual se definirá en el correspondiente apartado.

$$Re_{def} = \frac{\rho l V}{\mu} \quad (2.4)$$

$$Re_{cutt,subs} = 38,21 \left(\frac{c}{k} \right)^{1,053} \quad (2.5)$$

$$Re_{cutt,trans} = 44,62 \left(\frac{c}{k} \right)^{1,053} M^{1,44} \quad (2.6)$$

Tras calcular el valor del número de Reynolds se procede a hallar el coeficiente de fricción, el cual depende del comportamiento del flujo, más concretamente la capa límite. Por ello, se debe determinar un C_f para ambos casos, haciendo uso de las expresiones (2.7) para el laminar y (2.8) para el turbulento. Generalmente, a excepción del fuselaje y los motores, se considera que el coeficiente de fricción es una combinación de ambos en función del porcentaje de flujo laminar y turbulento que se tenga en cada elemento. Todo ello se ve reflejado en la expresión (2.9), en la cual se podrán variar los porcentajes según cada caso.

$$C_{f,Lam} = \frac{1,328}{Re} \quad (2.7)$$

$$C_{f,Turb} = \frac{0,455}{\log_{10} Re^{2,58} (1 + 0,144M^2)^{0,65}} \quad (2.8)$$

$$C_f = \%_{Lam} C_{f,Lam} + \%_{Turb} C_{f,Turb} \quad (2.9)$$

Tal y como se había comentado previamente, a continuación se debe corregir el C_f con los respectivos factores de forma e interferencia de cada elemento. Para los FF hay que tener en cuenta la morfología y geometría de cada uno y, según Raymer [17], existen diferentes expresiones para cada uno de ellos. A continuación se muestran las empleadas para el ala y estabilizadores (2.10), el fuselaje (2.11), los motores (2.12) y otro tipo de elementos externos elipsoidales de longitud l y semiejes mayor a y menor b (2.13).

$$FF = \left[1 + \frac{0,6}{\left(\frac{x}{c}\right)_m} \frac{t}{c} + 100 \left(\frac{t}{c} \right)^4 \right] \left[1,34M^{0,18} (\cos \lambda_m)^{0,28} \right] \quad (2.10)$$

$$FF = \left(1 + \frac{60}{f^3} + \frac{f}{400} \right) \quad f = \frac{l_F}{d_F} \quad (2.11)$$

$$FF = 1 + \frac{0,35}{f} \quad f = \frac{l_M}{d_M} \quad (2.12)$$

$$FF = 1 + \frac{0,35}{f} \quad f = \frac{l}{b\sqrt{1 + \frac{1}{2}\left(1 - \frac{b}{a}\right)\frac{b^2}{a^2}}} \quad (2.13)$$

En el caso del FI se trata simplemente de un valor entre 1 y 1,4 dependiendo de la suavidad de transición entre los elementos. Para estipular el valor correspondiente a cada uno se utilizarán los datos propuestos por el estudio de Scholz [19]:

Interference factor with respect to ...	Property	Interference factor Q
nacelle	engine mounted directly on the wing or fuselage	1.5
	distance of engine to wing respectively fuselage is <i>smaller</i> than engine diameter d_N	1.3
	distance of engine to wing respectively fuselage is <i>greater</i> than engine diameter d_N	1.0
wing	high-wing, mid-wing or low-wing position <i>with</i> aerodynamically optimized wing-fuselage fairing	1..0
	low-wing position <i>without</i> aerodynamically optimized wing-fuselage fairing	1.10 ... 1.40
fuselage	-	1.0
horizontal or vertical tailplane	conventional empennage	1.04
	H-tail	1.08
	V-tail	1.03

Tabla 2.1: Factores de interferencia para diferentes componentes. Obtenido de: [19].

Por último, con los datos ya calculados se puede obtener el coeficiente de resistencia parásita mediante la expresión (2.14).

$$C_{D0} = \frac{\sum (C_{fi} FF_i FI_i S_{wet,i})}{S_{ref}} \quad (2.14)$$

Cabe destacar que tanto para este apartado como para los siguientes se hará uso de la Atmósfera Estándar Internacional (ISA por sus siglas en inglés). En este caso se usa para calcular la viscosidad dinámica del fluido según la Ley de Sutherland la cual viene dada por la expresión (2.15), donde $\mu_0 = 18,27 \cdot 10^{-6} Pa \cdot s$, $T_0 = 291,15 K$ y $C_s = 120 K$.

$$\mu = \mu_0 \left(\frac{T_0 + C_s}{T + C_s} \right) \left(\frac{T}{T_0} \right)^{\frac{3}{2}} \quad (2.15)$$

Coefficiente de resistencia inducida

El coeficiente de resistencia inducida introduce en el modelo la resistencia creada debido a la generación de sustentación. El objetivo es obtener el valor de K , que relaciona el C_D con el C_L , y se puede hallar según la expresión (2.16).

$$K = \frac{1}{\pi AR_w e} \quad (2.16)$$

Se puede ver como en esta expresión afectan fundamentalmente dos parámetros constructivos de la aeronave. El primero es el *aspect ratio* del ala ($AR_w = b^2/S_w$), ya que la aportación en cuanto a resistencia de la cola es prácticamente cero y es por ello que se toma la resistencia inducida del ala como la de la aeronave íntegra. El segundo es el factor de Oswald (e), el cual se utiliza para cuantificar la eficiencia en la generación de sustentación. Para calcular dicho factor se va a utilizar el método semi-empírico de Kroo [20], el cual se rige por la expresión (2.16).

$$e = \frac{1}{Q + P \pi AR_w} \quad (2.17)$$

En ella identificamos de nuevo dos parámetros desconocidos. Según este método el factor de Oswald se ve influenciado por los efectos viscosos (modelizado por P) y por los no viscosos (modelizado por Q), los cuales se pueden calcular con el conjunto de expresiones (2.18), donde $u = 0,99$ por definición y d_F representa el diámetro hidráulico del fuselaje.

$$Q = \frac{1}{u \cdot s} \quad s = 1 - 2 \left(\frac{d_F}{b_w} \right)^2 \quad P = K C_{D0} \quad (2.18)$$

Una vez calculado el aspect ratio y el factor de Oswald ya se puede calcular el coeficiente de resistencia inducida tal y como indica la expresión (2.19).

$$C_{D_i} = \frac{1}{\pi AR_w e} C_L^2 = K C_L^2 \quad (2.19)$$

2.1.3. Efecto suelo

El efecto suelo es un fenómeno aerodinámico que ocurre cuando una aeronave se acerca a la superficie terrestre, generando cambios significativos en su rendimiento y comportamiento. Esto se debe a la distorsión del flujo de aire debajo de las alas atribuible a la proximidad del suelo. El incremento de eficiencia aerodinámica viene provocado fundamentalmente por la reducción de la resistencia inducida aunque también se da un aumento directo de la sustentación.

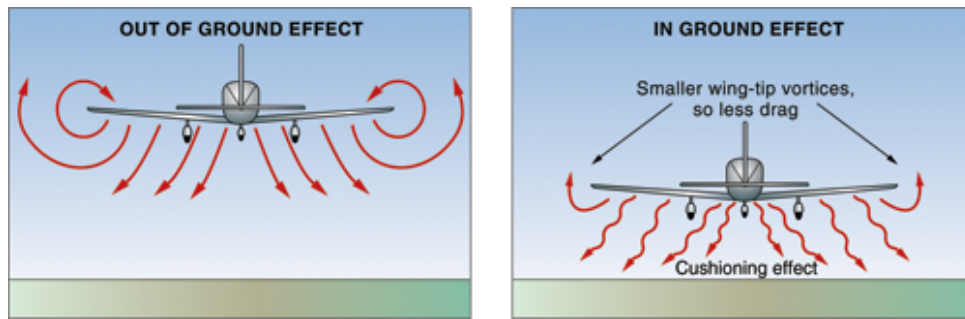


Figura 2.3: Diferencia de vórtices fuera y dentro de efecto suelo. Fuente: [21].

La reducción en la resistencia inducida, llamada así porque es una función de la sustentación generada por el ala, ocurre en la punta del ala. Cuando se genera en la proximidad del suelo, se modifica la forma del vórtice de la punta del ala que siempre se genera cuando un perfil aerodinámico se mueve por el aire, ya que al haber más presión en el intradós que en el extradós, este tiende a desplazarse por las puntas alares buscando igualar el salto de presiones. Por tanto, los vórtices cercanos al suelo se vuelven elípticos, en lugar de ser circulares, lo que hace que la relación de aspecto efectiva del ala sea mayor que la relación de aspecto geométrica y reduce la resistencia inducida.

El efecto directo sobre la sustentación surge porque una reducción tanto en la corriente ascendente como descendente, ya que el aire debajo de un ala se comprime por la proximidad al suelo, crea un efecto de colchón. El efecto es proporcional a la cuerda del ala, pero la medida en que se produce depende del perfil de la superficie inferior del ala. La combinación de ambos efectos se puede ver representada en la Figura (2.3).

Con el fin de modelizar este fenómeno se presenta el modelo hallado en [15], el cual cuantifica la reducción de la resistencia inducida alterando el valor del parámetro K y se rige por la expresión (2.20).

$$\frac{K_{effective}}{K} = \frac{33(h/b)^{1,5}}{1 + 33(h/b)^{1,5}} \quad (2.20)$$

2.2. Aerodinámica de ala rotatoria

Para estimar los consumos de potencia de aeronaves de ala rotatoria existen múltiples métodos entre los que se destacan los siguientes tres:

- Teoría de la cantidad de movimiento: Este modelo matemático toma la aeronave como una masa puntual y permite calcular ciertas actuaciones con el rigor que supone esta iteración inicial.
- Modelado de helicóptero como sólido rígido, lo cual requiere de ecuaciones diferenciales ordinarias. Permite considerar efectos como el equilibrio estático, la inercia y la distribución de masa de forma más realista.
- Modelado de la aeronave como sólido deformable, también conocido como aeromecánica, permite tener en cuenta la flexibilidad y deformación de las partes estructurales, como las aspas y el fuselaje dando resultados más precisos en términos de tensiones y deformaciones.

Debido a que el objetivo de este proyecto es el diseño preliminar y abarca muchas otras facetas se va a trabajar con la teoría de la cantidad de movimiento.

2.2.1. Teoría de la cantidad de movimiento

La teoría de la cantidad de movimiento es ampliamente utilizada para realizar primeras aproximaciones en aeronaves de ala rotatoria gracias a su compromiso entre precisión y simplicidad de cálculo. Este modelo se basa en la utilización de las ecuaciones de conservación de masa, cantidad de movimiento y energía. En él se considera el flujo de aire alrededor del rotor del helicóptero como una serie de discos de flujo en los que se conserva la cantidad de movimiento. Según esta teoría el rotor actúa como un disco que desvía el flujo de aire hacia abajo, generando la sustentación necesaria para sostener el helicóptero en el aire.

Para simplificar las ecuaciones mencionadas se han establecido las siguientes hipótesis:

- El rotor está idealizado como una superficie de discontinuidad sobre la que hay un salto de presión del fluido.
- No se dan velocidades azimutales ni radiales, es decir, el flujo solo circula en la dirección vertical de forma unidimensional.
- El flujo es incompresible, es decir, su densidad permanece siempre constante.
- Flujo cuasi-estacionario, manteniendo así su velocidad constante.
- El número de Reynolds es elevado y por tanto es posible despreciar los efectos viscosos.

Una vez definidas estas hipótesis y antes de desarrollar las ecuaciones de la conservación, se debe establecer el volumen de control, el cual se esquematiza en la Figura (2.4) y en el que se puede apreciar que se muestra que habrá una frontera de estela más allá de la cual se considera que la velocidad es insignificante y que el diámetro del flujo se reducirá aguasabajo y es por ello que su velocidad aumentará.

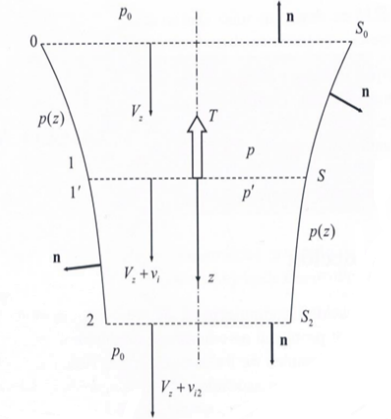


Figura 2.4: Volumen de control para la TCM. Obtenido de: [1].

Teniendo claro el volumen de control y las hipótesis aplicables se puede proceder a simplificar las ecuaciones de conservación. Empezando por la ecuación de la conservación de la masa se puede demostrar que:

$$\iint \rho d\vec{V} d\vec{S} = 0 \quad \rightarrow \quad -\rho V_z S_0 + (V_z + v_{i2}) S_2 = 0 \quad (2.21)$$

De donde se puede extraer que:

$$\dot{m} = \rho V_z S_0 = \rho (V_z + v_{i2}) S_2 = \rho (V_z + v_{i2}) S_1 \quad (2.22)$$

Análogamente, para la ecuación de la conservación de la cantidad de movimiento:

$$\vec{F} = \iint_S p d\vec{S} + \iint_S (\rho \vec{V} d\vec{S}) \vec{V} \quad \rightarrow \quad -\vec{F} = T = \iint_{\infty} (\rho \vec{V} d\vec{S}) \vec{V} - \iint_0 (\rho \vec{V} d\vec{S}) \vec{V} \quad (2.23)$$

Entonces, para vuelo estacionario (a punto fijo) se requiere de un empuje tal que:

$$T = \iint_{\infty} (\rho \vec{V} d\vec{S}) \vec{V} = \dot{m} v_{i2} \quad (2.24)$$

Finalmente, según la ecuación de la conservación de la energía.

$$W = \iint_S \frac{1}{2} (\rho \vec{V} d\vec{S}) |\vec{V}|^2 \quad \rightarrow \quad T v_i = \iint_{\infty} \frac{1}{2} (\rho \vec{V} d\vec{S}) \vec{V}^2 - \iint_0 \frac{1}{2} (\rho \vec{V} d\vec{S}) \vec{V}^2 \quad (2.25)$$

Y, de nuevo, para un vuelo estacionario:

$$T v_i = \iint_{\infty} \frac{1}{2} (\rho \vec{V} d\vec{S}) \vec{V}^2 = \frac{1}{2} \dot{m} v_{i2}^2 \quad (2.26)$$

Combinando ahora las expresiones (2.24) y (2.26) es trivial demostrar que $v_{i2} = 2v_i$. Así pues, ya se tiene una relación simple entre la velocidad inducida en el plano del rotor y la velocidad en el límite del volumen de control, al que Leishman se refiere como vena contracta. A partir de estos desarrollos se pueden obtener las expresiones de la velocidad inducida y la potencia inducida necesarias para volar a punto fijo, las cuales se muestran en la expresión (2.27), sustituyendo el empuje por el peso.

$$v_{i0} = \sqrt{\frac{T}{2\rho S}} \quad P_{i0} = T \sqrt{\frac{T}{2\rho S}} \quad (2.27)$$

A continuación se plantea la necesidad de calcular las potencias en vuelo ascendente y descendente. Para ello se utiliza el siguiente procedimiento partiendo de la expresión (2.23):

$$T = 2\rho S(V_z + v_i)v_i = 2\rho S v_{i0}^2 \quad \rightarrow \quad \frac{T}{2\rho S} = (V_z + v_i)v_i = v_{i0}^2 \quad (2.28)$$

Operando convenientemente se puede hallar la velocidad inducida adimensional en la expresión (2.29) de la cual escogeremos la solución positiva.

$$\frac{v_i}{v_{i0}} \frac{V_z + v_i}{v_{i0}} = 1 \quad \rightarrow \quad \left(\frac{v_i}{v_{i0}}\right)^2 + \frac{V_z}{v_{i0}} \frac{v_i}{v_{i0}} - 1 = 0 \quad \rightarrow \quad \bar{v}_i = \frac{-\bar{V}_z \pm \sqrt{\bar{V}_z^2 + 4}}{2} \quad (2.29)$$

Y a continuación es trivial llegar a la expresión (2.30) en la que se cuantifica la potencia necesaria para vuelo axial.

$$\frac{P_i}{P_{i0}} = \frac{T(V_z + v_i)}{T v_{i0}} = \frac{V_z + v_i}{v_{i0}} = \bar{V}_z + \bar{v}_i \quad \rightarrow \quad P_i = P_{i0}(\bar{V}_z + \bar{v}_i) \quad (2.30)$$

Para finalizar, cabe destacar que en vuelo ascendente no hay problema alguno por la velocidad vertical para la que se esté calculando. En cambio, para el vuelo ascendente existen cuatro regímenes de vuelo diferenciados:

- Anillos turbillonarios, donde $-v_i < V_z < 0$.
- Autorrotación ideal, donde $v_i + V_z = 0$.
- Estela turbulenta, donde $-2v_i < V_z < v_i$.

- Molinete frenante, donde $-2v_i > V_z < 0$.

De entre los cuatro, solo la condición de molinete frenante es compatible con la teoría de la cantidad de movimiento, según se puede ver en la Figura (2.5).

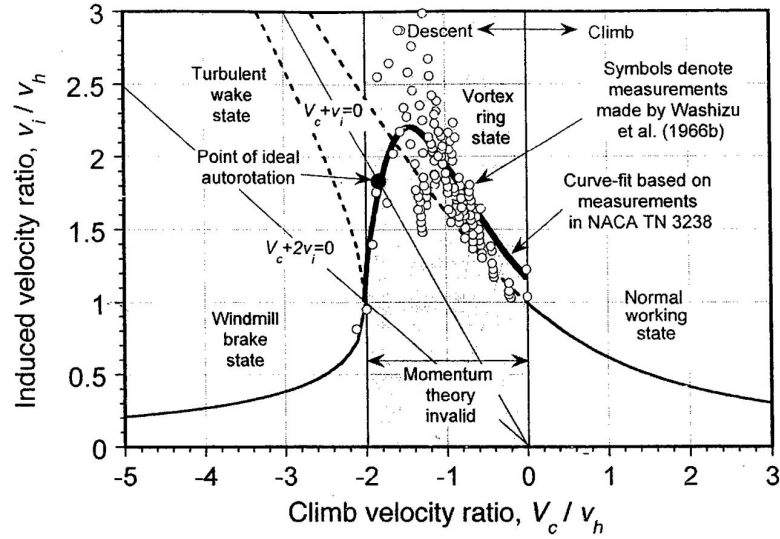


Figura 2.5: Variación de la velocidad inducida en función de la tasa de ascenso y descenso basada en la TCM. Obtenido de: [1].

Por tanto se tendrá en cuenta la posibilidad de usar el modelo de las constantes que, aunque menos preciso y algo más pesimista, sigue cumpliendo con el rigor necesario para este punto del diseño. Este modelo extraído de [22] se rige por la expresión (2.31), donde $A = 0,745$ y $B = 0,447$.

$$A \frac{v_i}{v_{i0}} \sqrt{B^2 \left(\frac{V_z}{v_{i0}} \right)^2 + \left(\frac{V_z}{v_{i0}} + \frac{v_i}{v_{i0}} \right)^2} - 1 = 0 \quad (2.31)$$

Llegados a este punto ya se tienen las bases necesarias para calcular los requerimientos de la aeronave de ala rotatoria que se pretende diseñar.

2.2.2. Correcciones del modelo TCM

Dada la mencionada imprecisión del modelo escogido, existen diferentes correcciones para ajustar la influencia de la pérdida en punta de pala. Para introducir este impacto existen varios modelos [4].

- Modelo de Goldstein, el cual resuelve analíticamente la distribución radial y azimutal de la velocidad inducida local en la estela para un rotor en vuelo axial. De este se extrae que el rotor no es capaz de inyectar cantidad de movimiento al fluido de forma homogénea a lo largo de toda la pala, siendo menos eficaz en las regiones exteriores

y que el fluido recirculante en la punta de las palas disminuye el ángulo de ataque en las secciones de punta. Como consecuencia de ser tan completo es muy complejo matemáticamente.

- Modelo de Prandtl, el cual se limita a resolver la velocidad axial media del fluido comprendido entre estelas turbillonarias correspondientes a dos palas consecutivas. Para ello se define una función $F(x)$ la cual modifica la distribución radial de tracción según la expresión (2.32) y se resuelve mediante métodos iterativos.

$$F(x) = \frac{2}{\pi} \arccos \left(e^{\left(-\frac{b}{2} \frac{1-x}{v_{i0} \Omega R} \right)} \right) \quad dT = 4\rho\pi r v_{i0}^2 F dr \quad (2.32)$$

- Modelo simplificado, en el cual el rotor se comporta como si no le afectasen las pérdidas en punta de pala al reducir el radio a uno menor que el real y por tanto se requerirá generar una mayor velocidad inducida para proporcionar la misma tracción. El valor efectivo del radio será el resultado de multiplicar el radio por un factor B , que viene definido por la expresión (2.33).

$$B = 1 - \frac{\sqrt{2C_T}}{b} \quad C_T = \frac{T}{\rho S (\Omega R)^2} \quad (2.33)$$

2.3. Grados de libertad en el diseño

Una vez vista esta introducción teórica sobre la aerodinámica de ala fija y rotatoria es necesario hacer la siguiente aclaración. En el diseño de una aeronave se pueden variar infinidad de factores, aunque si esta se ha de adaptar a un tipo específico de misión como es el caso, el número de variables con las que se puede jugar es más limitado. En este proyecto, dado el nivel de precisión con el que se pretende tratar y por consiguiente, la simplicidad de los modelos aerodinámicos adoptados, se va a poder variar fundamentalmente sobre los siguientes datos:

- Parámetros geométricos del ala. Estos serán claves en las características aerodinámicas que se tengan para el crucero ya que se buscará tener la mejor eficiencia aerodinámica posible variando, dentro de los límites, las cuerdas en punta y raíz así como la envergadura buscando el mejor *aspect ratio* alcanzable. De la misma forma se buscará un balance entre este AR_w y el factor de Oswald para tener la menor resistencia inducida posible así como la elección del perfil que, junto con las medidas previamente mencionadas proporcionarán la mayor aportación a la resistencia parásita del total de la aeronave.
- Parámetros geométricos de los estabilizadores como la cuerda, la longitud o la selección de el o los perfiles y también la longitud del fuselaje. Esto se justificará con la necesidad de ubicar los múltiples equipos necesarios para el completo funcionamiento de la aeronave al mismo tiempo que ubicarlos correctamente para obtener una aeronave estable variando con estas iteraciones el centro de gravedad y el punto neutro de la aeronave, lo cual es clave para su posterior control.
- Parámetros geométricos de las hélices, ya que según el radio, número de palas y cuerda de ellas se puede mejorar o empeorar de forma notable el rendimiento de las mismas y, por tanto, la potencia que se le va a requerir al sistema propulsivo para poder realizar la misión.
- Parámetros acerca del punto de funcionamiento del motor, es decir, seleccionar el par y revoluciones con el que se va a operar en cada fase del vuelo buscando la máxima eficiencia a la vez que se deben tener en cuenta los límites estructurales de las transmisiones y los límites en cuanto a velocidad angular de las hélices. Estos dos últimos aspectos son de suma importancia ya que el primero podría suponer directamente una rotura en el sistema propulsivo y el segundo podría conllevar considerables descensos en la eficiencia si se alcanzan velocidades de punta de pala transónicas por lo que se debe diseñar y escoger con cuidado el punto de funcionamiento mencionado.

A grandes rasgos estos son las variables sobre las que se tiene decisión y van a comportar un cambio sustancial en las propiedades de la aeronave. Bien es cierto que hay muchas otras sobre las que se va a decidir, como la capacidad de añadir algunos elementos aerodinámicos para mejorar la eficiencia o la selección de la altura de crucero, que en una aeronave de efecto suelo puede ofrecer una mejoría en las actuaciones del vehículo diseñado, pero para el punto del diseño en el que se quiere ubicar este proyecto no se va a abrir la posibilidad a muchas más variaciones aparte de las mencionadas.

2.4. Fundamentos de las pilas de combustible

Para finalizar esta introducción teórica se va a hacer una breve exposición de los principios de funcionamiento y arquitectura de las pilas de combustible, así como de los beneficios pero también los inconvenientes de contar con un sistema propulsivo de esta índole.

En la actualidad existen diferentes tipos de pilas de combustible, entre los que destacan los siguientes:

- Pila de combustible de membrana de intercambio protónico (PEMFC).
- Pila de combustible alcalinas (AFC).
- Pila de combustible de ácido fosfórico (PAFC).
- Pila de combustible de carbonato fundido (MCFC).
- Pila de combustible de óxido sólido (SOFC).

De entre estos se ha escogido trabajar con una PEMFC en previsión de la potencia que se va a requerir para la aeronave que se pretende diseñar según el análisis de la Figura (2.6) del report [23]. Este tipo de pilas de combustible tienen múltiples ventajas como que están disponibles comercialmente, son compactas, ligeras y la temperatura de operación es relativamente baja. Las PEMFC están adquiriendo bastante popularidad en la actualidad gracias a que están bastante desarrolladas por su uso en, entre otras aplicaciones, algunos automóviles denominados FCV por sus siglas en inglés (*Fuel Cell Vehicles*).

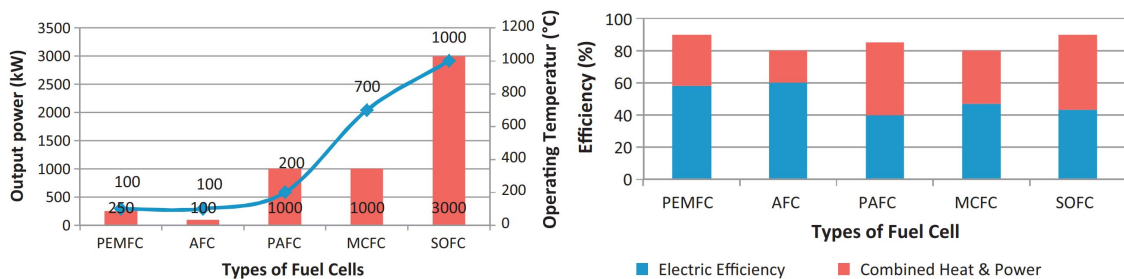


Figura 2.6: Comparación de la temperatura máxima, potencia máxima y eficiencia de diferentes pilas de combustible. Obtenido de: [23].

Es en este último tipo de vehículos donde se encuentra un mayor volumen de bibliografía ya que se ha podido comprobar que el hidrógeno tiene múltiples ventajas, ya no únicamente ambientales, sobre motores de combustibles fósiles sino también sobre vehículos eléctricos de baterías (BEV). Algunas de ellas son la característica de poseer una densidad energética mayor y por tanto poder contar con mayor potencia y/o autonomía para un mismo peso, pero también la posibilidad de, haciendo combinación de ambos, obtener autonomías mucho mayores que suplen la necesidad de ir haciendo paradas de repostaje ya que hoy en día no hay apenas infraestructura para este tipo de combustible en muchos de los países que forman parte del mercado potencial de este tipo de aeronaves.

Esta combinación se denomina FCREx y en automóviles ligeros puede suponer una autonomía de 700 *km*, es decir, la misma o incluso mayor que los convencionales que hacen uso de combustibles fósiles [24]. Para este proyecto se va a tratar de adaptar este tipo de tecnología a una aeronave con el fin de ver sus posibles actuaciones.

Estos sistemas propulsivos tienen como beneficios su eficiencia energética, sus bajas o nulas emisiones, el ser una energía renovable o también ser muy silenciosos. En cambio, tienen algunos inconvenientes como su elevados costes de fabricación, la limitada infraestructura disponible en la actualidad, las dificultades que acarrearán en el almacenamiento de los combustibles o también la vida útil debido al alto mantenimiento que requieren algunos de ellos.

2.4.1. Pilas de hidrógeno tipo PEMFC

Las pilas de combustible de membrana de intercambio protónico generan electricidad gracias a las reacciones redox (abreviatura de reducción-oxidación) que se dan en su interior. En este tipo de reacciones químicas ocurre una transferencia entre especies químicas; una especie química experimenta una reducción al ganar electrones (es el caso del combustible H_2), mientras que otra especie experimenta una oxidación al perder electrones (es el caso del oxidante O_2). La especie que se reduce es llamada agente reductor, ya que proporciona electrones para la reacción. Por otro lado, la especie que se oxida es llamada agente oxidante, ya que acepta los electrones que se han transferido.

Para este fin, en las PEMFC el hidrógeno se activa mediante un catalizador para formar iones de protones y expulsar electrones en el ánodo. El protón pasa a través de la membrana mientras que el electrón es forzado a fluir hacia el circuito externo y generar electricidad. El electrón luego fluye de regreso al cátodo e interactúa con el oxígeno y los iones de protones para formar agua. Esto se puede ver en el esquema de la Figura (2.7).

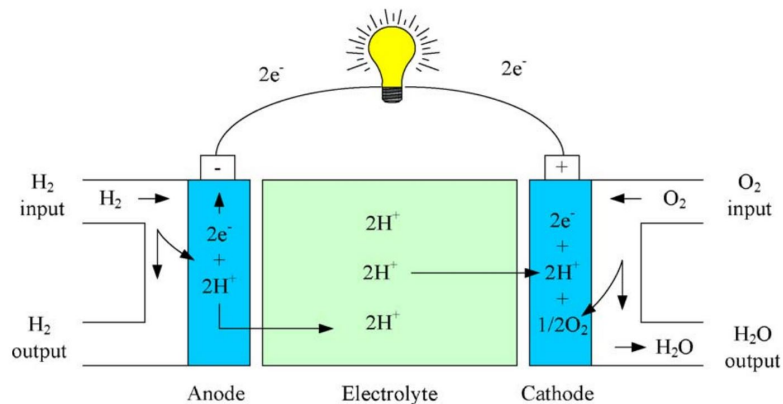


Figura 2.7: Esquema básico de una PEMFC. Obtenido de: [25].

Las reacciones son las de la siguiente expresión (2.8):

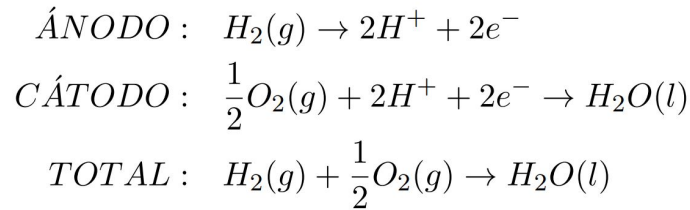


Figura 2.8: Reacción química de la pila de hidrógeno.

La pila de combustible es, lógicamente, parte esencial del sistema propulsivo pero hay otros componentes que participan en el correcto funcionamiento de todo el mecanismo.

En la Figura (2.9) se muestra la propuesta del esquema de un posible sistema.

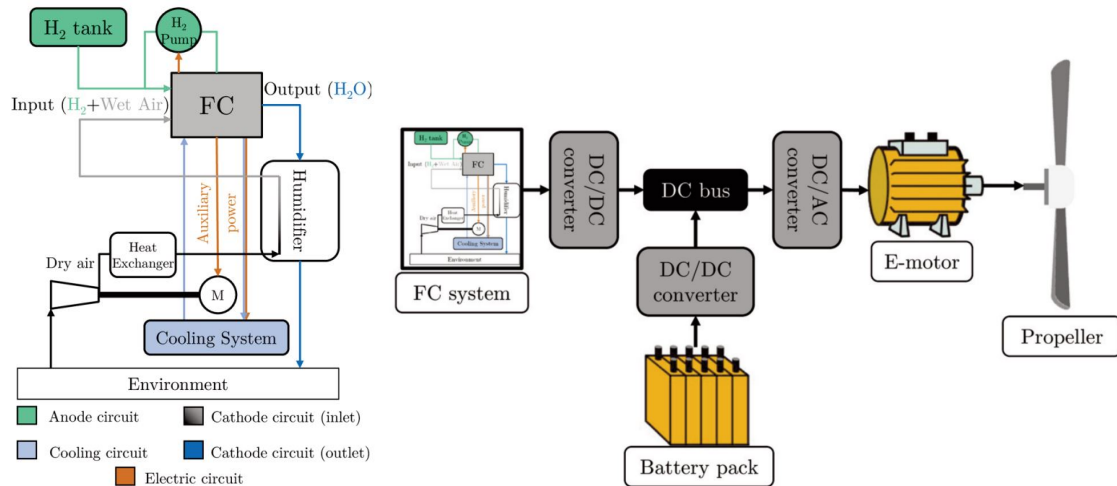


Figura 2.9: Esquema de un posible sistema propulsivo completo. Obtenido de: [26].

Para definir correctamente las características de la pila de combustible se hace uso de la curva de polarización. Esta curva es una representación gráfica en la que se muestra la relación que hay entre voltaje y corriente de estos sistemas propulsivos. Sirve para mostrar las pérdidas y la eficiencia de la misma, que para los valores con los modelos con los que se está trabajando puede oscilar entre el 50% y el 70%. También permite determinar el punto óptimo de funcionamiento y posibles problemas o limitaciones del sistema.

La curva de polarización de la pila que se va a utilizar se define mediante las ecuaciones de la Expresión (2.10), donde V_{OC} es el voltaje de circuito abierto y V_{act} , V_{ohm} y V_{mt} son las pérdidas por activación, ohmicas y transporte de masa. Cabe destacar que se ha utilizado una modelización avanzada de las pérdidas incluyendo la sensibilidad de la resistencia ohmica y de la densidad de corriente de intercambio con las condiciones de funcionamiento de la pila de combustible [24].

$$V_{FC} = V_{OC} - V_{act} - V_{ohm} - V_{conc}$$

$$V_{OC} = \frac{-\Delta\bar{g}_f}{2F}$$

$$V_{act} = \begin{cases} \frac{R_{gas}T}{2F} \left(\frac{i}{i_0} \right) \\ \frac{R_{gas}T}{2\alpha F} \ln \left(\frac{i}{i_0} \right) \end{cases}$$

$$V_{ohm} = R I$$

$$V_{mt} = -C \ln \left(1 - \frac{i}{i_l} \right)$$

Figura 2.10: Ecuaciones de la curva de polarización. Obtenido de: [24].

Tal y como se había dicho, no es objeto de este proyecto diseñar el sistema propulsivo puesto que es un proyecto colaborativo con otros trabajos de fin de grado. Por tanto, con este breve resumen del funcionamiento se concluye el apartado de la definición constructiva de este tipo de pilas.

2.4.2. Sistemas de obtención y almacenamiento de hidrógeno

Para cumplir de forma total con la posibilidad de emisiones nulas que ofrece el uso del hidrógeno como combustible de debe respetar también que su proceso de obtención sea igualmente respetuoso con el medio ambiente. Existen múltiples procesos para la obtención de hidrógeno, los cuales se pueden dividir en tres categorías principales, aunque también existen alguno métodos químicos para su obtención. Las tres categorías en las que se puede sintetizar la Figura (2.11) son:

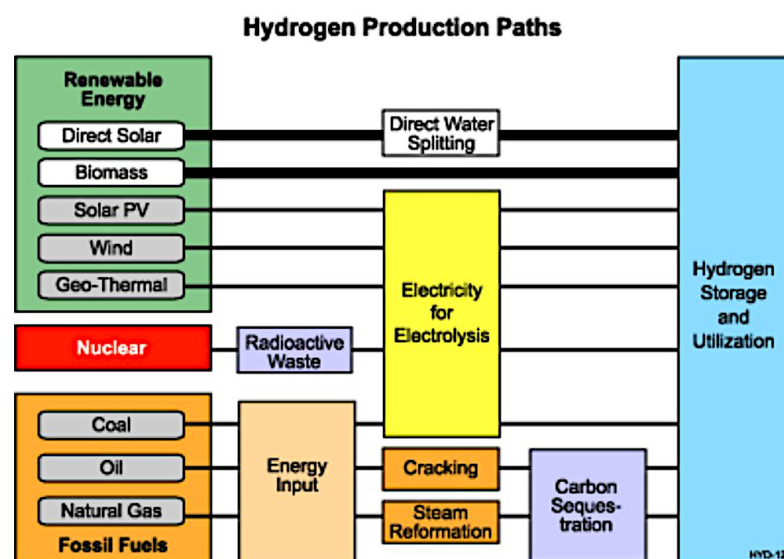


Figura 2.11: Clasificación de métodos de almacenamiento de hidrógeno. Obtenido de: [27].

- Hidrógeno producido a través de energías renovables.
- Hidrógeno producido a través de energía nuclear.
- Hidrógeno producido a través de combustibles fósiles.

Actualmente se utilizan de forma mayoritaria dos métodos para la obtención de hidrógeno, la reforma del vapor de gas natural y la electrólisis del agua. Para el primero (el cual representa acerca del 97 % de la producción total) se utiliza gas natural como materia prima y pese a que su rendimiento económico es positivo no es lo que se está buscando como sustitutivo de los motores más convencionales pues este proceso también genera emisiones de CO_2 como subproducto, por lo que sería necesario implementar tecnologías que capturen y almacenen este gas, lo cual sería mucho más viable que instalar estas tecnologías en cada uno de los vehículos y que después tuviesen que depositarlos en el lugar correspondiente. Este proceso se basa fundamentalmente en reaccionar el gas natural con vapor de agua a alta temperatura en presencia de un catalizador (generalmente níquel). Así pues, se obtiene hidrógeno y monóxido de carbono. Posteriormente se somete a una segunda reacción denominada cambio agua-gas donde se combina este monóxido de carbono con más vapor de agua dando lugar a más hidrógeno y el no deseado dióxido de carbono. Finalmente el hidrógeno obtenido se purifica para poderse utilizar como el combustible buscado.

En cuanto a la producción por electrólisis la gran ventaja de este método es que se pueden utilizar fuentes de energía renovables como la solar o la eólica para generar la electricidad necesaria, lo cual permite la obtención del hidrógeno de forma mucho más limpia y sostenible. Es importante destacar que para este proceso se requieren grandes cantidades de energía y necesita todavía más investigación, ya que su eficiencia y capacidad de grandes volúmenes de producción dista todavía del ideal. Este proceso se fundamenta esencialmente en la descomposición del agua en hidrógeno y oxígeno que sucede al crear un campo eléctrico en la celda electrolítica. En el cátodo, los iones de hidrógeno se reducen y se convierten en átomos de hidrógeno, mientras que en el ánodo, los iones de oxígeno se oxidan y se convierten en moléculas de oxígeno. Así pues se obtiene el hidrógeno apto para usar como combustible.

Según lo expuesto se puede afirmar que la situación en cuanto a producción de hidrógeno no es la óptima, pero se están haciendo avances en este campo y, hasta la consolidación de un método que permita obtener grandes cantidades de hidrógeno, utilizar el método de la reforma del vapor del gas natural es un pequeño paso adelante ya que las emisiones no quedarían libres e irían a la atmósfera, sino que se podrían almacenar y utilizar con otros fines.

Por otra parte un tema que puede marcar las diferencias en cuanto al peso que se deba tener y por tanto a la potencia que se le va a requerir a la aeronave es el sistema en el que se almacenará el hidrógeno. Para esta cuestión existen diferentes tipos de soluciones, las cuales se muestran esquematizadas en la Figura (2.12).

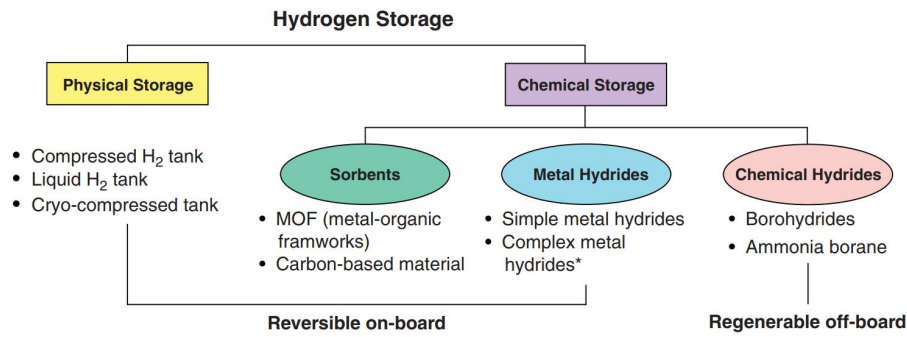


Figura 2.12: Clasificación de métodos de almacenamiento de hidrógeno. Obtenido de: [28].

Como se puede apreciar hay dos tipos diferentes de almacenamiento, el físico y el químico. Para el físico se diseña un dispositivo capaz de soportar las altas presiones o las bajas temperaturas que requieren almacenar el combustible bien sea en estado líquido o gaseoso. En cambio, el almacenamiento químico implica la retención del hidrógeno en compuestos químicos para posteriormente liberarlo a través de reacciones controladas.

En este caso, el hidrógeno se pretende almacenar de forma física, concretamente en forma de gas a 700 *bar*, ya que es el método comúnmente más utilizado en vehículos y dado que el proyecto del sistema propulsivo se fundamenta parcialmente en el artículo [24], el cual se centra en automóviles, se continúa con el uso de este tipo de tanques. Estos ofrecen las ventajas de estar disponibles en el mercado y de contar con suficiente densidad energética y capacidad volumétrica como para satisfacer las necesidades de la aeronave a diseñar.

2.4.3. Sistemas propulsivos basados en pila de combustible

Por último, se pretende hacer una aclaración sobre cómo se va a estructurar el sistema propulsivo. La aeronave que se va a diseñar va a necesitar poder realizar despegues y aterrizajes en vertical, esto quiere decir que durante momentos relativamente cortos respecto a la duración de la misión completa, se le va a requerir una potencia al sistema propulsivo del 500 % de lo que se requerirá para el resto es decir, el crucero. Es por esta razón que no sería eficiente dimensionar la pila de combustible para que sea capaz de suplir las necesidades de potencia durante todas las fases, aunque sería posible ya que este tipo de pilas son capaces de funcionar hasta a un 10 % de su potencia máxima, pero esta construcción conllevaría un sistema propulsivo mucho más pesado y por tanto, de un consumo debido a ello mucho mayor.

Por esta razón la solución adoptada es una combinación de las pilas de combustible de hidrógeno con baterías eléctricas, ciertamente similar a los vehículos *FCREx*. Lo que se pretende hacer es utilizar las baterías para aportar de forma puntual la potencia necesaria para que la aeronave sea capaz de realizar el vuelo axial y dimensionar la pila de hidrógeno de tal forma que pueda proporcionar la energía necesaria para realizar el crucero más un pequeño porcentaje al que se le llamará *charging factor* el cual se destinará a cargar la batería que, una vez vaciada durante el despegue volverá a ser necesaria para el aterrizaje. Esto se describirá de la siguiente forma: si se necesita una potencia para crucero de 30 *kW* y se necesita un *charging factor* del 10 %, la potencia requerida a la pila en esa fase será

de 33 *kW*.

Finalmente se quiere volver a destacar que este proyecto no pretende diseñar el sistema propulsivo y que se nutrirá del modelo, cálculos y resultados proporcionados por otro alumno [13]. Con ello se da fin al apartado del marco teórico y se inicia el desarrollo del proyecto.

Capítulo 3

Metodología

En esta sección se desarrollará el núcleo del proyecto, es decir, se expondrá y justificará cada uno de los pasos desarrollados a lo largo del mismo, describiendo detalladamente el enfoque y los procedimientos utilizados así como las herramientas empleadas y el hilo de pensamiento seguido. Esta sección abarca la estrategia de trabajo seguida desde el primer día en el que se establecieron las directrices presentadas en la Tabla (1.2) hasta el momento que se decidió cesar el desarrollo.

Como se introduce en el inicio del proyecto, este es un trabajo enfocado al diseño de una aeronave lo cual es un proceso iterativo en su totalidad. Una forma muy visual en la que sintetizar este tipo de desarrollos es en diagramas de bloques. En referencias tan importantes como el libro de Raymer [17] para el campo de diseño de aeronaves se encuentra un diagrama de los pasos que se dan generalmente en el proceso de diseño, tal y como se puede observar en la Figura (3.1).

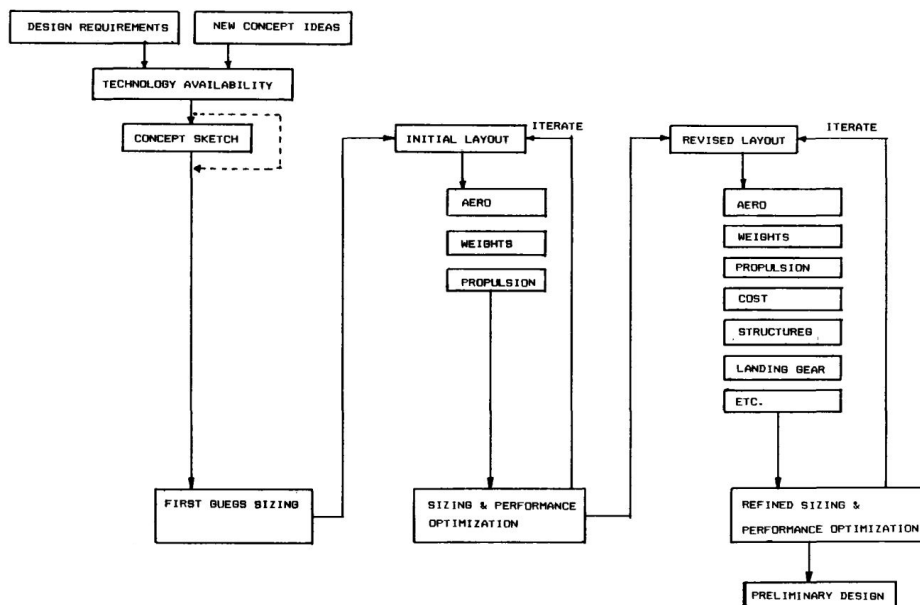


Figura 3.1: Proceso de diseño preliminar general. Obtenido de: [17]

Como se explicará a lo largo del presente capítulo el caso que se va a desarrollar es ciertamente peculiar por lo que se ha adaptado el proceso iterativo a realizar haciéndolo apropiado tanto en términos de tiempo como de amplitud de foco de este proyecto. Este se muestra en la Figura (3.2) y será el esquema a seguir para los próximos apartados.

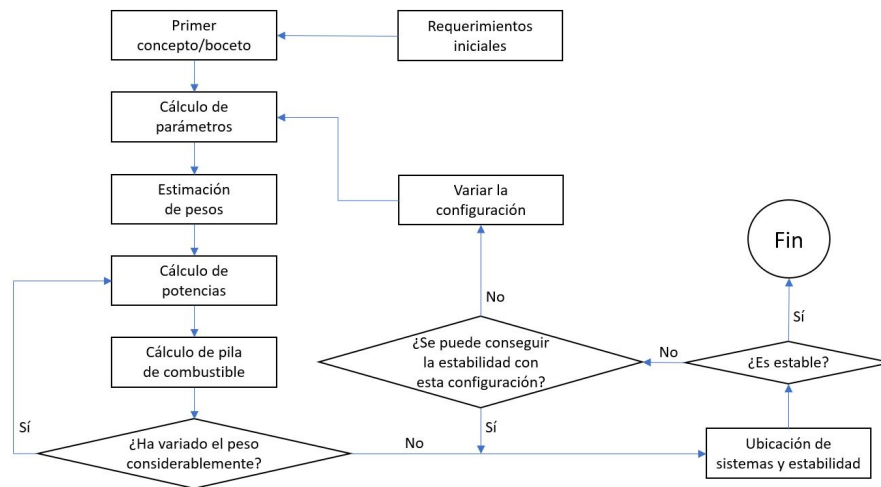


Figura 3.2: Proceso de diseño conceptual adaptado.

Tal y como se puede observar se iniciará proponiendo un boceto de la aeronave a diseñar basado en los requerimientos iniciales, a continuación se hace un estudio sobre algunos parámetros básicos que van a determinar la necesidad de variar alguno de los aspectos del diseño propuesto o de la viabilidad de los objetivos. Se prosigue con un cálculo de las potencias necesarias en las distintas fases para obtener el sistema propulsivo que las satisfaga y obtener su peso. Con ello se hace una valoración sobre el incremento de peso sufrido y si es necesario proseguir con ese bucle iterativo. Una vez finalizado, se procede a ubicar los sistemas con el objetivo de ver si se pueden emplazar correctamente como para asegurar la estabilidad de la aeronave, si no es así se puede ver la necesidad de tener que variar la configuración del diseño y tener que volver al cálculo de parámetros hasta conseguir que la aeronave diseñada sea estable.

Cabe destacar que la estabilidad no es una característica imperiosa para todas las aeronaves, sino más bien elegida según las actuaciones para las que se diseña. En este caso, al ser primordialmente un medio de transporte y no, por ejemplo, un avión acrobático, se decide que la mejor opción es que sí lo sea.

3.1. Boceto Inicial

Tal y como se ha repetido en varios apartados de este proyecto, el objetivo del mismo es realizar el diseño preliminar de una aeronave con ciertas características dadas. Este proyecto se ha efectuado como una especie de trabajo grupal ya que tres alumnos (dos con un proyecto de TFG y uno con TFM) partíamos de los mismos requerimientos y hemos ido realizando reuniones periódicas junto a los tutores para comparar opiniones y perspectivas así como para apoyarnos y respaldarnos durante el proceso de diseño.

Para iniciar el procedimiento de diseño en la mayoría de aeronaves lo habitual es hacer una búsqueda de aeronaves semejantes para ver su configuración y capacidades. Este proceso se basa en recabar información sobre las mismas, es decir, sobre sus características como medidas geométricas de ala y cola, perfiles empleados, pesos como la carga de pago máxima o el peso máximo al despegue, motor utilizado y su consumo específico y potencia entre otros muchos datos. Con ellos se pueden crear regresiones lineales a partir de las cuales definir de forma inicial algunos de los parámetros de la aeronave que se está diseñando. Estas regresiones pueden ser $MTOW - Potencia$, $MTOW - S_w$, $PLW - OEW$, $MTOW - Rango$, $S_w - Rango$, entre otras y con los requerimientos de la misión demandada escoger los puntos convenientes.

También es posible obtener estas regresiones de bibliografía especializada como Aircraft Design: A Conceptual Approach de Daniel P. Raymer [17] o Airplane Design Part I-VII del Dr. Jan Roskam [29]. Un ejemplo se muestra en la Figura (3.3).

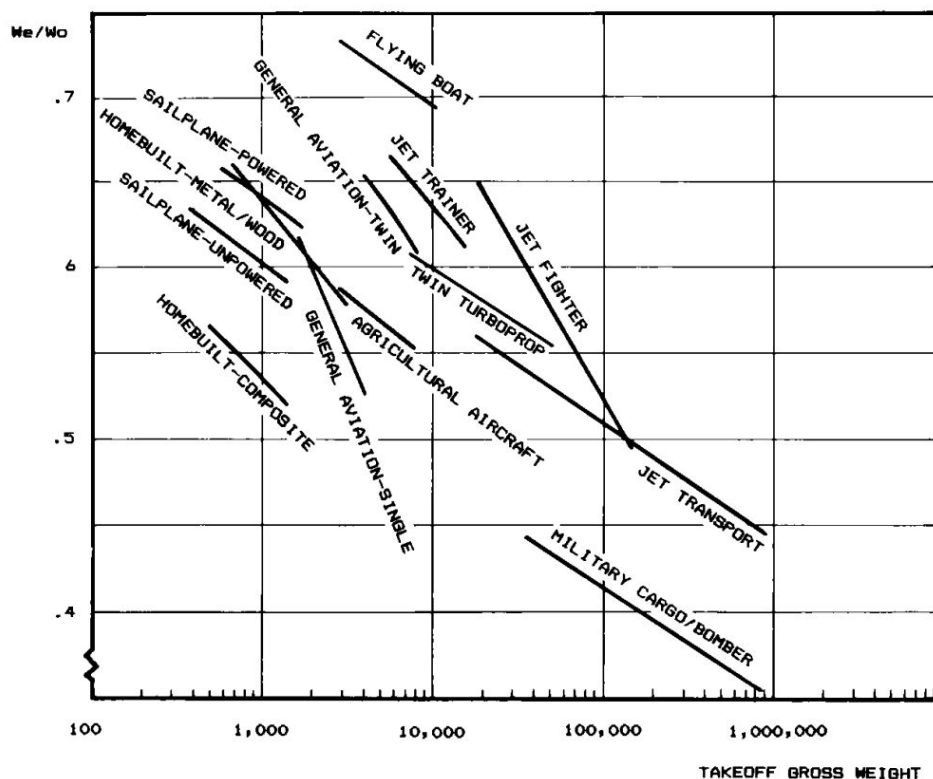


Figura 3.3: Tendencias de fracción de peso en vacío. Obtenido de: [17]

Desafortunadamente, en el caso en que nos encontramos no hay apenas ninguna información disponible sobre aeronaves semejantes que cumplan con las directrices dadas, puesto que son un tipo de aeronave todavía experimental. Los prototipos que se están diseñando en la actualidad son confidenciales y por tanto no es posible conocer sus características. Únicamente se pueden estimar medidas si se ha presentado en alguna conferencia una maqueta o si se ha hecho alguna prueba en ellas con un prototipo.

Por tanto, este proceso inicial se ha basado en observar las configuraciones de prototipos y conceptos actuales junto con otras aeronaves de efecto suelo y/o VTOL existentes

con el fin de realizar bocetos para posibles configuraciones. Algunos de ellos son el Vision Volante Concept de Aston Martin, el Airfish-3, el Tesla Concept Model V de Tom A. Davies, o el XV-58 de Georgia Tech; todos ellos mostrados en la Figura (3.4).



Figura 3.4: Diferentes influencias de configuraciones para el diseño. Obtenido de: [30] [31] [32] [33].

En una de las primeras reuniones grupales se puso como objetivo presentar cada uno los diferentes bocetos para elegir cual era el más viable a la par que interesante para el proyecto. El boceto que fue elegido para este proyecto fue el de la Figura (3.5).

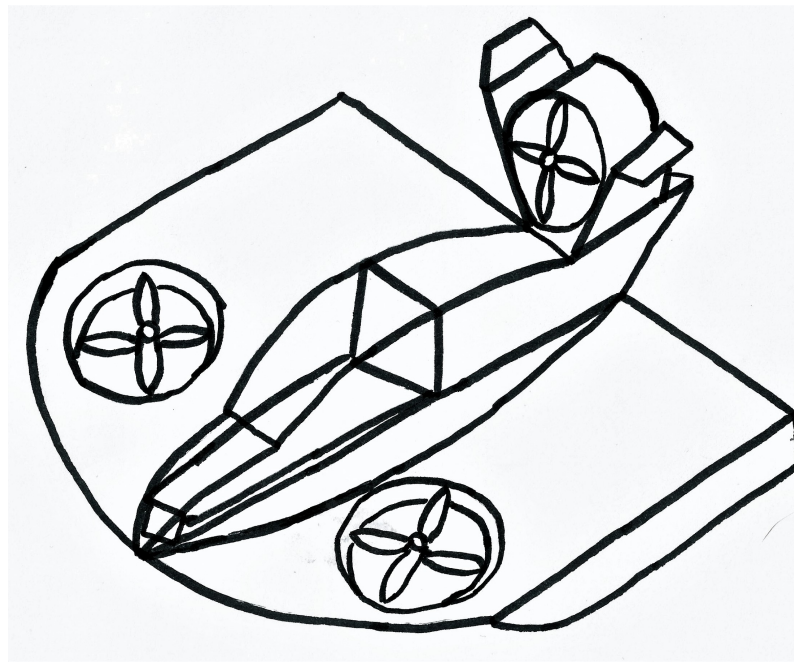


Figura 3.5: Esbozo inicial elegido.

Para este esbozo se tuvieron en cuenta las siguientes consideraciones:

- 3 rotores con hélices inductadas para minimizar el ruido i maximizar el rendimiento. Los dos laterales focalizados en el despegue y aterrizaje vertical y el tercero en el vuelo en crucero. Posibilidad de que sean orientables (ventajas e inconvenientes a estudiar).
- Parte inferior del fuselaje tipo *flying boat* por si en algún momento se rozase con la superficie del agua.
- Álabes en punta de ala para maximizar el incremento de presión por efecto suelo y minimizar la resistencia inducida.

- Cola tipo "V" para evitar la interferencia tanto aguasabajo como aguasarriba del flujo inducido por el tercer rotor.
- Cabina o *cockpit* unipersonal y compacta tipo *glider* para ahorrar espacio y peso.
- Posibilidad de incluir deflectores de corriente bajo los rotores para vectorizar el empuje o también en el borde de fuga para vectorizar la estela y aumentar la maniobrabilidad.
- Intención de ubicar el sistema propulsivo detrás del asiento del piloto.

Cabe volver a destacar que este paso se dio considerablemente a ciegas por la ya mencionada escasez de datos al respecto de este tipo de aeronaves y que fueron claves los conocimientos y experiencia de los tutores para ver la factibilidad de los esbozos y elegir correctamente cuál empezar a desarrollar.

3.2. Cálculos iniciales

Una vez dado este primer paso, el siguiente en tomarse fue el cálculo preliminar de potencia necesaria para realizar el despegue vertical, suponiendo que iba a ser la mayor de todas. Para ello se hizo uso de la TCM (2.2.1). Para ilustrar esta parte del proceso se adjunta la Tabla (3.6) en la que se ven reflejadas las potencias inducidas necesarias para ascender a una velocidad propuesta de $0,3 \text{ m/s}$ a una altura de 0 m sobre el nivel del mar para los 600 kg establecidos. Esta velocidad vertical, pese a no ser muy elevada, proporciona un elevado de la velocidad inducida útil ya que se obtienen valores cercanos a $\vec{v}_i = 0,98$ por lo que se tiene un buen rendimiento y para las distancias que se van a realizar con vuelo vertical no supone una desventaja el ser relativamente lenta, ya que en helicópteros puede llegar a ser mucho mayor.

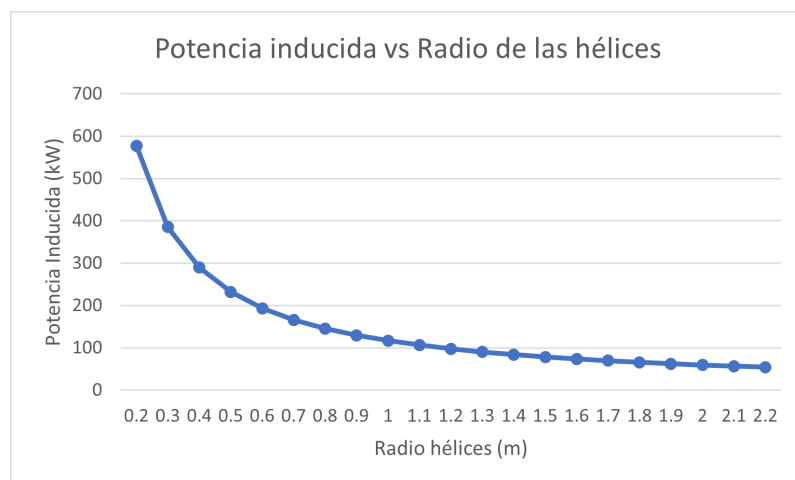


Figura 3.6: Relación entre potencia inducida y radio de las hélices.

En este gráfico se puede apreciar como la potencia necesaria puede llegar a disminuir enormemente la potencia demandada al aumentar el radio de las hélices. Teniendo en

cuenta que se partía de una envergadura establecida de 3 m , rápidamente se vio que para ello se necesitaría inducir una potencia de alrededor de 290 kW , quedando todavía por multiplicar los factores de rendimiento de las hélices y los mecánicos ya que las hélices ubicables no podrían ser mayores de $0,4\text{ m}$. Esto significaría una muy alta demanda de potencia al sistema propulsivo, el cual se vería obligado a ser bastante pesado y voluminoso. Por todas estas razones se optó por ampliar la envergadura hasta ser capaz de albergar hélices de $R = 1,3\text{ m}$ lo cual reduciría esta potencia hasta los 90 kW , una demanda mucho más viable para un pila de combustible tipo PEMFC.

En vista de poder albergar estas hélices se hizo una esquematización de la vista en planta de la aeronave para poder medir la envergadura que iba a ser necesaria. Para ello se ha utilizado la herramienta AutoCAD, creando el plano muy simplificado en la Figura (3.7). Tal y como se puede observar se ha dejado un distancia de más de medio metro entre las aberturas para los rotores y los bordes de las alas, así como espacio suficiente para albergar el fuselaje entre ambos. También se puede observar que aunque a efectos de cálculo se vaya a contemplar la geometría de la semiala izquierda, por pura simplicidad, el diseño más fiel al esbozo inicial sería el de la semiala derecha, con el borde de ataque redondeado. Una vez hecho este plano se observa que sería necesaria una envergadura total de $8,3\text{ m}$, aunque se deja abierta la posibilidad de reducirla si se considera factible.

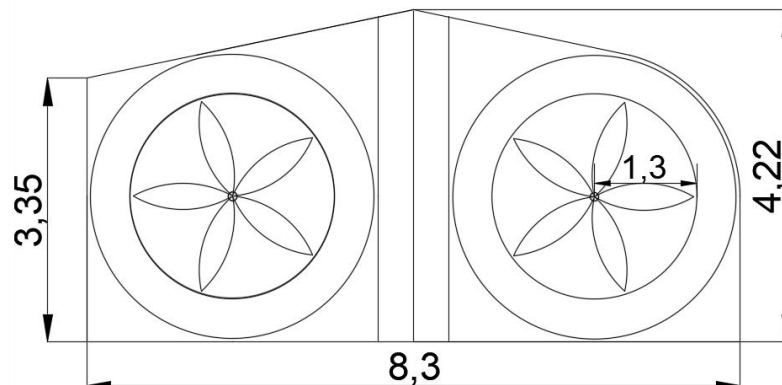


Figura 3.7: Esquema vista en planta del ala.

El siguiente paso en este proceso de diseño es calcular los parámetros aerodinámicos derivados de la geometría alar que se acaba de establecer así como establecer algunas medidas preliminares que pueden verse sujetas a variación en pasos futuros como medidas del fuselaje, estabilizador vertical, estabilizador horizontal, del rotor de cola, etc.

Para ello se ha creado un conjunto de ficheros Matlab con el fin de agilizar las iteraciones con el cual se extraen datos como el C_{D_0} , el factor K o la eficiencia aerodinámica. Pero previo a este paso se ha realizado un conjunto de iteraciones para encontrar el diseño de ala que proporcionase una mayor EA , manteniendo suficiente espacio para ubicar las hélices. Para mostrar algunos de los datos cotejados durante este proceso se tiene la Tabla (3.1) en la que para una masa de 600 kg y una velocidad de $36,11\text{ m/s}$ a nivel del mar se tienen las siguientes características aerodinámicas. Cabe destacar que el C_{D_0} es el de la aeronave completa, manteniendo constantes todos los parámetros excepto los alares y también que se han hecho más iteraciones de las que se muestran aunque las presentes son las que se han considerado más significativas. Para la realización de esta tabla se ha

comprobado la capacidad de poder ubicar los rotores de $R = 1,3 m$ y se han ido variando las cuerdas en punta y raíz así como la envergadura teniendo presentes las limitaciones de tener que construir una aeronave relativamente pequeña, por lo que estas dimensiones no podrán tener grandes variaciones más allá de lo necesario para contener las hélices. Con ello se han ido obteniendo diferentes valores de superficie alar, factor K y coeficiente de resistencia parásita, pudiendo así calcular y comparar las eficiencias aerodinámicas de estas combinaciones.

Comparación de parámetros entre diferentes configuraciones									
b_w	7,66	7,92	7,68	7,84	7,82	7,93	8,04	8,3	[m]
c_{rw}	6,5	5,5	5	4,5	4,35	4,25	4	3,6	[m]
c_{tw}	4,5	4,5	3,5	3,5	3,35	3,5	3,5	3,6	[m]
S_w	49,8	43,58	38,39	35,28	34,03	33,72	32,16	29,88	[m ²]
K	0,31	0,25	0,24	0,21	0,21	0,20	0,18	0,16	[—]
C_{D_0}	0,009	0,010	0,011	0,011	0,012	0,012	0,012	0,013	[—]
EA	8,79	9,21	9,41	9,64	9,72	9,81	9,95	10,18	[—]

Tabla 3.1: Características geométricas y aerodinámicas cotejadas.

Como se ha podido comprobar las alas con menor superficie y mayor envergadura son las que mayor EA muestran por su aumento del AR_w , y por tanto lo lógico sería escoger la opción de la última columna pero hay que tener en cuenta que no se han reflejado todos los aspectos que deben influir en la elección del ala. Como se mencionó en los objetivos del proyecto, esta aeronave pretendía poder ser operada desde una pequeña embarcación por lo que una envergadura muy elevada podría constituir un problema. Adicionalmente esto supondría un mayor peso, al igual que el bajo alargamiento que presentan las alas de las últimas columnas.

Por consiguiente se ha optado por un término medio escogiendo la opción de la columna en la que $b_w = 7,82 m$, al considerarse que hay un balance entre eficiencia y posterior aumento de peso ya que, como se había mencionado, todas las iteraciones están hechas de forma ideal considerando que el peso será el igual en todas ellas. Una vez definida el ala, y habiendo hecho una propuesta inicial del resto de geometrías para hallar el C_{D_0} , se puede dar inicio al proceso iterativo en el que se calculen las potencias requeridas en cada fase del vuelo.

3.3. Inicio del proceso iterativo

Una vez determinadas las características aerodinámicas de la aeronave el siguiente paso es calcular las potencias necesarias y para ello es imperativo definir el perfil de vuelo de la misión. Para facilitar el trabajo del compañero que diseñaba el sistema propulsivo [13] se acordó una altura de despegue de $20 m$. Esta decisión fue tomada en vista de los pesos obtenidos en simulaciones muy prematuras, en los que se observaba que se llegaba a sumar hasta un kilo más de peso por metro de ascenso y descenso vertical si se ascendía demasiado esta cifra. El motivo de este gran incremento de peso del sistema propulsivo era que estaba diseñado para optimizar el peso en crucero y debido al requerimiento de potencia extra durante las fases de vuelo axial se pretendía incluir baterías con suficiente capacidad como

para suplir esta necesidad. Por tanto, al aumentar esta distancia las baterías necesarias eran considerablemente más pesadas y voluminosas y se fijó dicha distancia que, pese a ser muy alta para volar beneficiándose del efecto suelo, será útil en caso de necesitar sortear cualquier obstáculo.

Al ser un tipo de aeronave de despegue vertical y operable desde ubicaciones no convencionales, el perfil de la misión queda reducido a cinco fases contando las fases *parked*, al no necesitarse las habituales fases de taxi y aproximación y poder unirse las fases de despegue y aterrizaje con ascenso y descenso respectivamente debido a su brevedad. Esto se ve resumido en la Figura (3.8).

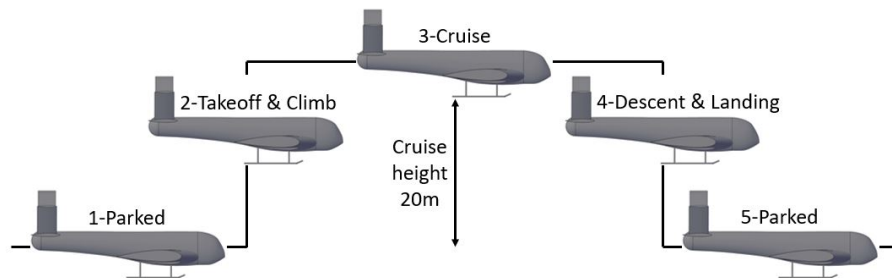


Figura 3.8: Esquema gráfico de la misión de estudio.

Antes de empezar los cálculos de potencias era necesario establecer algunos otros datos que se tendrán en cuenta en esta fase del proyecto y las cuales se disponen a continuación:

- Se ha agregado un incremento del 10 % a la resistencia parásita por la influencia que tendrá la presencia de los orificios de los rotores. Este aumento pretende aproximar a la realidad el modelo aerodinámico dentro de la limitación de mantenerlo como un modelo muy simplificado para poder realizar las iteraciones de forma rápida. Se ha extrapolado a partir de datos no directos pero si relacionados como los que se muestran en la Figura (3.9). Estos gráficos estudian el efecto de diferentes tipos de discontinuidades, las cuales serían similares a la aeronave de estudio si se realizase el correspondiente diseño aerodinámico suavizando las superficies y optimizándolas para conseguir el valor mínimo de resistencia posible.

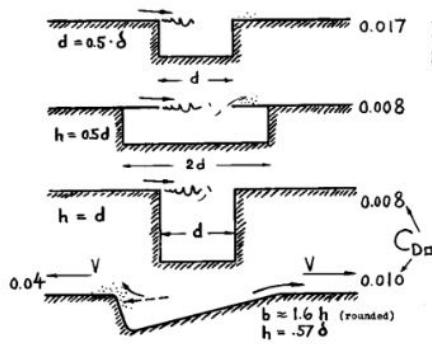


Figure 19. Drag coefficients (on opening area) of several types of holes (12,a,b).

Figure 21. Coefficient (on h times b) of shallow gaps or grooves (12,a,b), tested at $h/x = 0.001$ and $h/\delta = 0.06$.

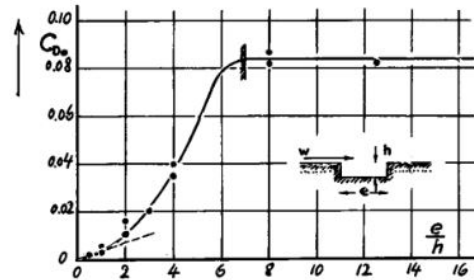


Figura 3.9: Incremento de resistencia parásita por discontinuidad en las alas. Obtenido de: [34].

- Se ha propuesto una eficiencia para las hélices utilizadas del 75% basada en la observación de gráficos en los que se muestra la eficiencia en función del ratio de avance como el de la Figura (3.10). Como se puede ver, la eficiencia elegida no es especialmente optimista tal y como se recomienda en fases iniciales del diseño considerando un margen de seguridad en general pero en este caso a la potencia disponible. La decisión de fijar la eficiencia viene dada por la limitación temporal y de profundidad que se da en proyectos de esta índole por lo que se descartó diseñar la hélice ya que este proceso puede ser muy duradero y complejo por si mismo.

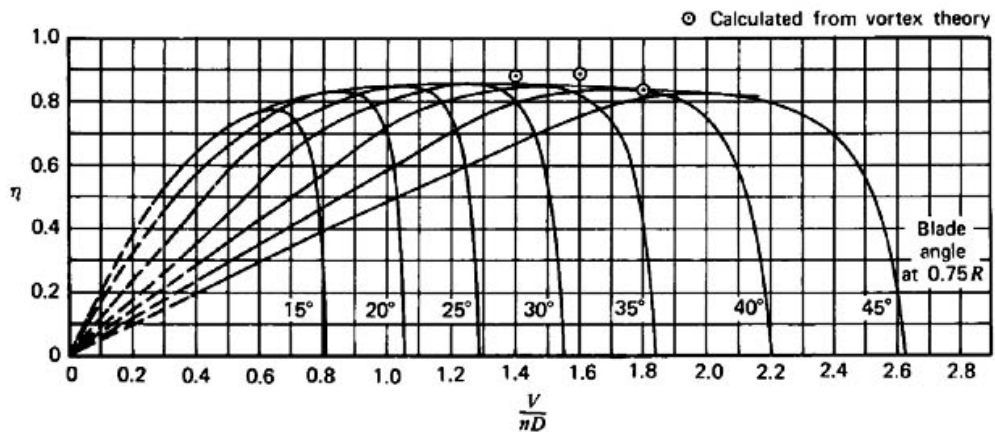


Figura 3.10: Advance Ratio vs Efficiency. Obtenido de: [35].

- Como se ha podido y se podrá observar en las figuras en las que se muestre un plano o esquema de la aeronave diseñada, las hélices implementadas son de 5 palas ($b = 5$), ya que se ha comprobado con iteraciones que sería el número correspondiente a la eficiencia anteriormente propuesta con la calculadora de $E - Props$ [36].
- Debido al incremento en la demanda de potencia requerida, para no desvirtuar la potencia demandada se introduce la influencia de tener las hélices inductadas. Según [37] es posible con relativa facilidad conseguir aumentos de más del 25% y es por esto que se ha escogido este valor haciendo que la eficiencia total de las hélices inductadas sea del 93,75%. Esta mejora en prestaciones se debe a la gran reducción de recirculación en punta de pala, pudiéndose crear así una mayor potencia inducida.

Es por esta razón por la que finalmente se decide no aplicar un factor de corrección de pérdida en punta de pala al modelo introducido, ya que los hallados son para hélices sin inductar.

- En vista de la utilización de reductoras de revoluciones, cuyo motivo de uso se explicará más adelante, se ha establecido un rendimiento mecánico del 95 % según los datos observados en la Tabla (3.2), ya que se espera utilizar una del tipo *Spur* por su relación de reducción, ya que parece que será la que más se adecue a las necesidades del sistema que se está diseñando y, afortunadamente cuenta con un muy alto rendimiento comparada con otras de esta misma tabla. Añadiendo un rendimiento del resto de sistemas mecánicos del 99 % al 96 % que tienen de media este tipo de mecanismos se obtiene el propuesto 95 % para el conjunto total dentro del sistema simplificado en el que se encuentra este trabajo de diseño.

<i>Gear Efficiency Comparison Table</i>			
No	<i>Type</i>	<i>Normal Ratio Range</i>	<i>Efficiency Range</i>
1	<i>Spur</i>	1:1 to 6:1	94 % – 98 %
2	<i>Straight Bevel</i>	3:2 to 5:1	93 % – 97 %
3	<i>Spiral Bevel</i>	3:2 to 4:1	95 % – 99 %
4	<i>Worm</i>	5:1 to 75:1	90 % – 50 %
5	<i>Hypolid</i>	10:1 to 200:1	80 % – 95 %
6	<i>Helical</i>	3:2 to 10:1	94 % – 98 %
7	<i>Cycloid</i>	10:1 to 100:1	75 % – 85 %

Tabla 3.2: Comparación entre tipos y eficiencias de reductoras. Obtenido de: [38].

Una vez dispuestos los anteriores puntos es posible iniciar el cálculo de las potencias que serán requeridas para realizar el ascenso, el crucero y el descenso, Pm_{TO} , Pm_{cr} y Pm_{LA} respectivamente. Para las de ascenso y descenso se recurre a la TCM (2.2.1), en cambio para el crucero se recurre a la aerodinámica de ala fija (2.1.1). Al realizar el cálculo se obtienen los resultados reflejados en la Tabla (3.3). Cabe destacar que se están mostrando las potencias mecánicas, es decir, la potencia que se le requerirá al motor en cada momento y que se siguen fijados el peso (600 kg) y la velocidad de vuelo en crucero (130 km/h) y axial ($\pm 0,3$ m/s). Cabe destacar que, en contra de lo que pudiese parecer intuitivo, la potencia de descenso es mayor a la de ascenso. Esto se debe a la utilización de un modelo diferente tal y como se destacaba en el apartado (2.2.1) ya que al ser relativamente pequeña la velocidad de vuelo axial la diferencia que supone usar un modelo más pesimista en descenso tiene más relevancia que el signo de dicha velocidad axial y por tanto se da este resultado.

Potencias iniciales		
Pm_{TO}	96,34	kW
Pm_{cr}	22,11	kW
Pm_{LA}	110,36	kW

Tabla 3.3: Potencias en cada fase de vuelo.

Con base a lo visto en este cálculo, se ha estudiado la posibilidad adicional de hacer que el rotor de la cola sea orientable y pueda participar en el vuelo axial, intentando

reducir la potencia total requerida y ofreciendo mayor estabilidad en esta fase al contar con esta especie de trípode de hélices. Para ello se ha creado un fichero en la herramienta Excel para poder iterar de forma rápida. En este fichero se ha incluido en el cálculo la posibilidad de que este tercer rotor pueda contribuir en un cierto porcentaje variable del peso a elevar. Las potencias de ascenso obtenidas para diferentes porcentajes se muestran en la Tabla (3.4), así como el ahorro de potencia con respecto al despegue sin hacer uso de este.

Comparativa reducción de potencia requerida con ayuda del tercer rotor							
% de Ayuda	15 %	20 %	22 %	23 %	25 %	30 %	[—]
P_{mTO}	87,14	86,01	85,85	85,83	85,90	86,71	[kW]
Reducción	9,55 %	10,72 %	10,88 %	10,91 %	10,83 %	9,99 %	[—]

Tabla 3.4: Comparativa reducción de potencia requerida en despegue con ayuda del 3^{er} rotor.

Como se puede comprobar hay un máximo en esta reducción de alrededor de un porcentaje de ayuda del 23%, no siendo una tercera parte ya que el rotor de la cola es de radio $R = 1 m$. La reducción máxima alcanzable con esta posibilidad no llega al 11% de la potencia total y es por ello que se desestima esta variante del diseño, puesto que su incorporación añadiría dificultades como la incorporación de un sistema para orientar el rotor o la necesidad de hacer una especie de trampilla similar a la del F-35B que se muestra en la Figura (3.11) para que el flujo aguasabajo de la hélice no se viese afectado por el fuselaje de la aeronave. Asimismo, esta variación añadiría peso a la estructura y complejidad al cálculo del sistema de combustible y, por tanto, ante la escasa mejora aportada se desestima su aplicación.

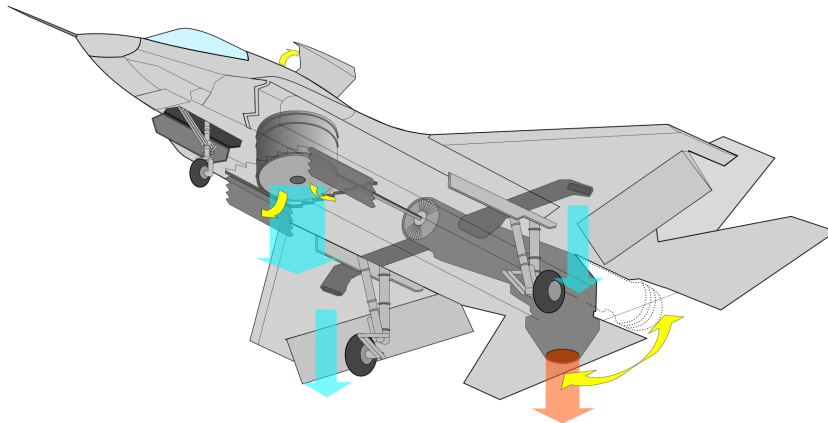


Figura 3.11: Esquema sistema propulsivo F-35B. Obtenido de: [39].

3.4. Proceso iterativo

El proceso iterativo que se presenta a continuación es el que relaciona la potencia requerida con el peso del sistema propulsivo. Este proceso se realiza habitualmente siguiendo el método de las fracciones propuesto por Raymer [17]. En él, una vez se han elegido las fracciones de peso para cada parte de la misión se pueden utilizar correlaciones para hallar el peso en vacío (W_E) y el peso de combustible (W_F), para así conocer el peso en despegue según la expresión (3.1) marcado por el peso de la carga de pago (W_{PL}) que se desee llevar y el peso de la tripulación (W_C) necesaria para realizar dicha misión. A continuación se compara con el peso que se había obtenido del punto de diseño escogido y si su diferencia no cumple la tolerancia marcada se vuelve a hacer una iteración del método de las fracciones.

$$W_{TO} = \frac{W_C + W_{PL}}{1 - \left(\frac{W_F}{W_{TO}} - \frac{W_E}{W_{TO}} \right)} \quad (3.1)$$

Tal y como ocurre con la geometría alar en el apartado (3.2), este cálculo viene respaldado por correlaciones utilizables para los diseños y configuraciones más comunes como la que se muestra en la Tabla (3.5). No siendo el caso de la aeronave que se está diseñando ninguno de ellos, se ha optado por simplificar las fases de la misión a tres en las que hay consumo de potencia (Despegue-Ascenso, Crucero y Descenso-Aterrizaje) y utilizar un método alternativo a este.

$W_e/W_0 = a + bW_0^{C1} A^{C2} (\text{hp}/W_0)^{C3} (W_0/S)^{C4} V_{\max}^{C5}$							
	a	b	$C1$	$C2$	$C3$	$C4$	$C5$
Sailplane—unpowered	0	0.75	-0.05	0.14	0	-0.30	0.06
Sailplane—powered	0	1.20	-0.04	0.14	0.19	-0.20	0.05
Homebuilt—metal/wood	0	0.69	-0.10	0.05	0.10	-0.05	0.17
Homebuilt—composite	0	0.59	-0.10	0.05	0.10	-0.05	0.17
General aviation—single engine	-0.25	1.14	-0.20	0.08	0.05	-0.05	0.27
General aviation—twin engine	-0.90	1.32	-0.10	0.08	0.05	-0.05	0.20
Agricultural aircraft	0	1.64	-0.14	0.07	0.10	-0.10	0.11
Twin turboprop	0.37	0.08	-0.06	0.08	0.08	-0.05	0.30
Flying boat	0	0.41	-0.01	0.10	0.05	-0.12	0.18

Tabla 3.5: Fracción de peso en vacío vs peso en despegue para diferentes tipos de aeronaves. Obtenido de: [17].

El proceso iterativo seguido en este proyecto es una parte del proceso global mostrado previamente en la Figura (3.2) y de la que se podría extraer el bucle mostrado en la Figura (3.12).

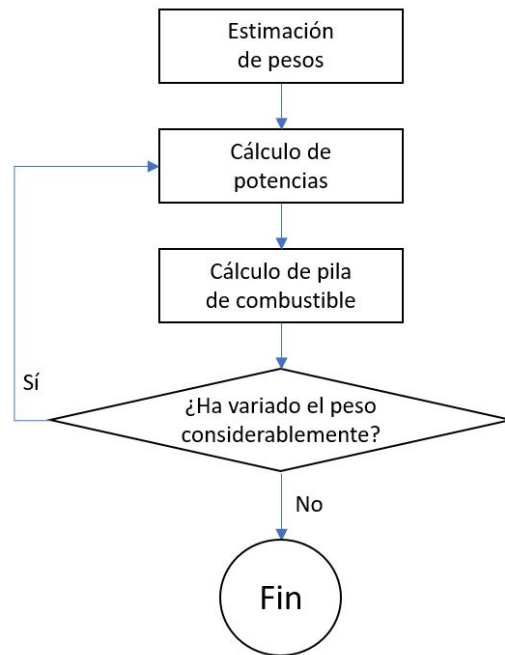


Figura 3.12: Proceso iterativo de Potencia-Peso.

De este se extrae el proceso que se describe a continuación:

- Calcular las potencias en base al requerimiento de peso inicial. Ya realizado, se muestra en la Tabla (3.3).
- Seleccionar un punto de funcionamiento en cuanto a par (T) y velocidad angular del motor (w) según la ecuación $P_m = T \cdot w$.
- Facilitar los datos al compañero que diseña el sistema propulsivo para calcular el peso que tiene el sistema correspondiente a las prestaciones establecidas.
- Calcular las potencias según el nuevo peso obtenido si la diferencia entre el nuevo y el previo no es menor a la tolerancia marcada, si cumple dejar de iterar.
- Volver al segundo ítem.

Al tenerse ya el cálculo de potencias realizado con las oportunas consideraciones y estudios iniciales, el siguiente paso es seleccionar el previamente mencionado punto de funcionamiento. Para ello se recurre a un estudio del sistema híbrido del Toyota Prius de 2010 del Oak Ridge National Laboratory [40] que es de donde se ha extraído el mapa motor para posteriormente escalarlo. En dicho documento se encuentra la Figura (3.13) en la que se muestra la eficiencia del motor para cierto par y cierta velocidad angular, a partir del cual se han construido tablas de la misma índole.

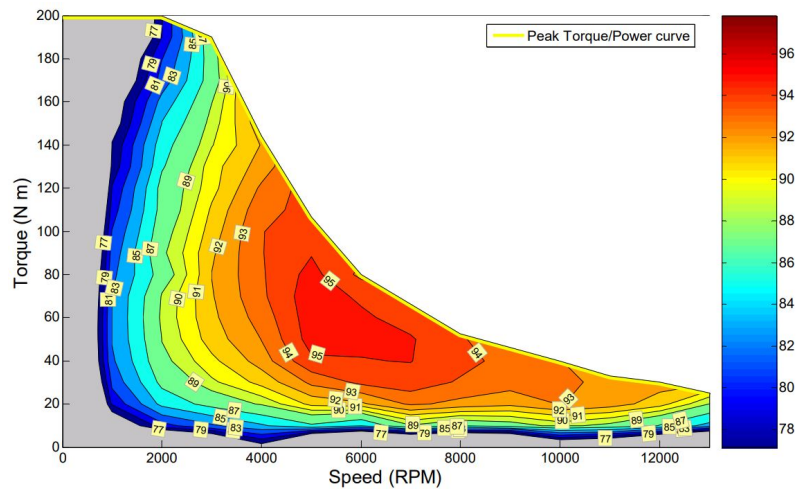


Figura 3.13: Mapa de eficiencia del motor-inversor del Toyota Prius 2010. Obtenido de: [40].

Este estudio tiene algunas ventajas en cuanto al traslado y compatibilidad de cálculos ya que este sistema propulsivo cuenta con una potencia de 60 kW , lo cual encaja para la propulsión distribuida que va a ser necesaria por tener más de un motor eléctrico, también encaja que la suma de potencias será mayor a los requerimientos iniciales.

En la primera iteración, ante las recomendaciones previas a disponer de lo mencionado en el párrafo anterior se estableció no sobrepasar los 150 Nm de par, y se propusieron los valores de par y velocidad angular mostrados en la Tabla (3.6).

Par y RPMs del motor		
<i>Fase</i>	$T_m \text{ (Nm)}$	$w_m \text{ (rpm)}$
<i>Ascenso</i>	130	7077
<i>Crucero</i>	90	2346
<i>Descenso</i>	130	8106

Tabla 3.6: Par y RPMs del motor en 1ª it.

Una vez hecha esta propuesta se ha de ser cuidadoso con las velocidades en punta de pala para no entrar en efectos transónicos. Pese a haber diseños y técnicas constructivas de hélices que permiten aumentar la velocidad a la que se empiezan a advertir estos efectos, como se ha dicho previamente el objetivo de este proyecto no es diseñar una hélice y por tanto se selecciona la velocidad de $Mach = 0,7$ como barrera a no sobrepasar en vista de posibles pérdidas de eficiencia como las que se ven en la Figura (3.14), en la cual se observa como cae considerablemente a partir de $Mach = 0,8$.

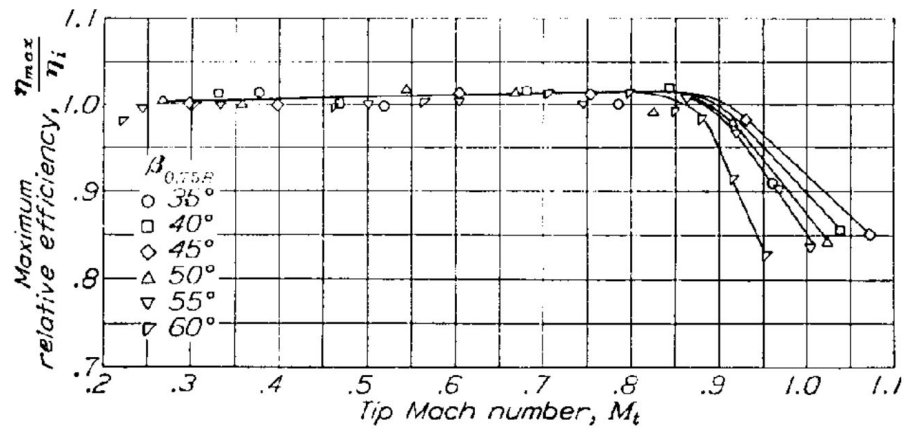


Figura 3.14: Eficiencia de hélice según velocidad en punta de pala. Obtenido de: [41].

Una vez establecido el límite es trivial calcular que se alcanzará dicha velocidad en las puntas de las hélices de $R = 1,3 \text{ m}$ a nivel del mar es a $w = 1224,837 \text{ rpm}$ y para las de $R = 1 \text{ m}$ es a $w = 1592,288 \text{ rpm}$. Comparando ahora con las velocidades angulares de la Tabla (3.6) se ve claramente la necesidad de usar reductoras. Estos componentes son de gran utilidad en la construcción de sistemas mecánicos ya que permiten dividir por el factor deseado la velocidad angular de los rotores transmitiendo a cambio de multiplicar el par por el mismo factor en un sistema ideal (el rendimiento correspondiente ya se ha aplicado en el apartado (3.3)). Para este caso se ve como óptimo reducir entre 5 las revoluciones de las hélices laterales y entre 2 las de cola, quedando sus velocidades angulares y par reflejados en la Tabla (3.7).

Par y RPMs de las hélices		
Fase	$T_h \text{ (Nm)}$	$w_h \text{ (rpm)}$
Ascenso	650	896
Crucero	180	1486
Descenso	650	1027

Tabla 3.7: Par y RPMs de la hélice en 1^a it.

Finalmente se ha de decidir el número de motores eléctricos a implementar. Partiendo de saber que el rotor de cola va a necesitar un rotor independiente, el principal factor a tener en cuenta sobre si incluir un motor para cada uno de los rotores laterales es si va a darse la situación de necesitar que cada uno de ellos esté funcionando a un régimen en cuanto a revoluciones diferente. Esta posibilidad ofrecería una mejora cuantiosa en cuanto a actuaciones y maniobrabilidad pero también añadiría más peso y dificultad en el control de la aeronave, es por ello que se decide tener un total de dos motores, el de los rotores laterales y el de cola.

Al haber calculado ya todos los datos necesarios se facilitan al compañero cuyo proyecto es calcular los sistemas propulsivos y da de vuelta los siguientes datos.

- Motores necesarios: uno de 100 kW y uno de 60 kW ambos con scaling factor de 1.
- Potencia de pila obtenida: 40 kW .

- Batería formada por 3 celdas en paralelo y 130 en serie.
- Charging factor de la batería durante el crucero del 8 %.
- Consumo total de hidrógeno: 0,8206 *kg*.
- Pesos y volúmenes:

Sistema	Peso (<i>kg</i>)	Volumen (<i>L</i>)
Tanque	16,02	21,04
Motores	65,02	24,29
Fuel cell	189,39	328,71
Batería	30,57	58,79
Total	301	432,83

Tabla 3.8: Pesos sist. prop. 1^a it.

Una vez obtenidos estos datos no es posible continuar con la siguiente iteración hasta determinar el peso del resto de sistemas de la aeronave. Para ello se han usado como referencia los pesos de un estudio realizado sobre el diseño conceptual de un helicóptero no-tripulado con pila de hidrógeno [12]. A partir de estos datos se ha hecho una extrapolación la cual se resume en la Tabla (3.9). Como se puede observar, se ha reducido el peso al imprescindible, excluyendo comodidades como la climatización u otros sistemas opcionales que se puedan tener en aeronaves.

Sistema	Peso (<i>kg</i>)
Rotores laterales	61
Rotor trasero	38
Estructura rotor trasero	20
Fuselaje	74
Patín tren de aterrizaje	15
Mandos del ala	15
Mandos de la cola	15
Transmisión	30
Instrumentación de vuelo	10
Sistema hidráulico	15
Aviónica	25
Acondicionamiento interior	10
Piloto	75
Total sin sistema de combustible	405
Total en primera iteración	706

Tabla 3.9: Desglose de pesos de la aeronave.

Con esto podemos observar que la diferencia entre el primer peso, el cual había sido propuesto, y el segundo, el cual ha sido calculado, supera el centenar de quilos y como cabía esperar se debe seguir iterando. Ahora que ya se ha explicado cómo es una iteración íntegra, se muestra la siguiente completa en la Tabla (3.10).

Potencia, Par y RPMs de motor y hélices					
Fase	P_m (kW)	T_m (Nm)	w_m (rpm)	T_h (Nm)	w_h (rpm)
Ascenso	122,77	105	11166	630	1179
Crucero	27,19	105	2473	210	1566
Descenso	140,76	120	11201	720	1182

Tabla 3.10: Potencia, Par y RPMs en 2ª iteración.

En esta segunda iteración se puede apreciar que la demanda de potencia ha sufrido un incremento considerable y, para no sobrepasar la velocidad de punta de pala marcada como límite ni excederse en demanda de par al motor, se ha incrementado la reductora del motor eléctrico que alimenta los rotores laterales a 6. Al entregar estos datos al compañero que diseña el sistema propulsivo, da de vuelta los valores de la Tabla (3.11) donde se refleja el gran incremento de peso de la aeronave en un sistema de propulsión casi 22 kg más pesado, las características del mismo se muestran en la Tabla (3.12).

Sistema	Peso (kg)	Volumen (L)
Tanque	18	23,64
Motores	73,14	27,64
Fuel cell	191,41	334,29
Batería	39,98	76,88
Total	322,53	462,14

Tabla 3.11: Pesos sist. prop. 2ª it.

Motores	150 & 30	kW
Scaling factor	1	–
Potencia pila	40	kW
Celdas	3 x 170	uds
Charging factor	8 %	–
Consumo de H_2	0,9222	kg

Tabla 3.12: Caract. sist. prop. 2ª it.

Para la tercera iteración se parte de un peso de 727,529 kg, con este se calculan los requerimientos reflejados en la Tabla (3.13).

Potencia, Par y RPMs de motor y hélices					
Fase	P_m (kW)	T_m (Nm)	w_m (rpm)	T_h (Nm)	w_h (rpm)
Ascenso	128,4	110	11146	660	1177
Crucero	28,06	110	2436	220	1543
Descenso	147,23	125	11248	750	1187

Tabla 3.13: Potencia, Par y RPMs en 3ª iteración.

Esta vez el incremento de las demandas ha sido menor, puesto que el incremento de masa también ha sido considerablemente menos acusado. Al entregar estos datos al compañero que diseña el sistema propulsivo, da de vuelta los valores de la Tabla (3.14) donde se refleja el gran incremento de peso de la aeronave en un sistema de propulsión unos 10 kg más pesado, las características del mismo se muestran en la Tabla (3.15).

Sistema	Peso (<i>kg</i>)	Volumen (<i>L</i>)
Tanque	18,18	23,89
Motores	73,15	27,33
Fuel cell	187,38	323,12
Batería	54,09	104,02
Total	332,8	478,36

Tabla 3.14: Pesos sist. prop. 3ª it.

Motores	150 & 30	kW
Scaling factor	1	–
Potencia pila	35	kW
Celdas	3 x 230	uds
Charging factor	10 %	–
Consumo de H_2	0,9317	kg

Tabla 3.15: Caract. sist. prop. 3ª it.

Para la cuarta iteración se parte de un peso de 737,7965 *kg*, con este se calculan los requerimientos reflejados en la Tabla (3.19).

Potencia, Par y RPMs de motor y hélices					
Fase	P_m (<i>kW</i>)	T_m (<i>Nm</i>)	w_m (<i>rpm</i>)	T_h (<i>Nm</i>)	w_h (<i>rpm</i>)
Ascenso	131,11	110	11382	660	1201
Crucero	28,48	110	2472	220	1566
Descenso	150,35	125	11486	750	1212

Tabla 3.16: Potencia, Par y RPMs en 4ª iteración.

Esta vez el incremento de las demandas ha sido aún menor. Al entregar estos datos al compañero que diseña el sistema propulsivo, da de vuelta los valores de la Tabla (3.17) donde se refleja el incremento de peso de la aeronave en un sistema de propulsión menos de 3 *kg* más pesado, las características del mismo se muestran en la Tabla (3.18).

Sistema	Peso (<i>kg</i>)	Volumen (<i>L</i>)
Tanque	18,44	24,22
Motores	73,15	27,33
Fuel cell	187,38	323,12
Batería	56,44	108,54
Total	335,4	483,21

Tabla 3.17: Pesos sist. prop. 4ª it.

Motores	150 & 30	kW
Scaling factor	1	–
Potencia pila	35	kW
Celdas	3 x 240	uds
Charging factor	10 %	–
Consumo de H_2	0,9446	kg

Tabla 3.18: Caract. sist. prop. 4ª it.

Como se puede observar, el incremento de peso respecto del total del sistema propulsivo en esta iteración ha sido del 0,78 %, lo cual se considera correcto para el punto del diseño en el que se sitúa este proyecto ya que el coste temporal de estas iteraciones es considerable debido a que no todo está en un mismo fichero, sino que requiere de la comunicación y la disponibilidad de dos personas para intercambiar los datos y cálculos respectivos.

Así pues, una vez realizada la última iteración del sistema propulsivo se calculan los requerimientos para el peso de 740,4006 *kg* obtenido mostrados en la Tabla (3.19).

Potencia, Par y RPMs de motor y hélices					
Fase	P_m (kW)	T_m (Nm)	w_m (rpm)	T_h (Nm)	w_h (rpm)
Ascenso	131,8	110	11441	660	1208
Crucero	28,7	110	2491	220	1578
Descenso	151,1	125	11547	750	1219

Tabla 3.19: Potencia, Par y RPMs en 5ª iteración.

Como era esperable, el incremento de potencias y velocidades angulares ha sido escaso, por lo que se da por finalizado el proceso iterativo con los resultados previamente mostrados tras alcanzar una convergencia satisfactoria. Ahora que el peso final es conocido, es posible calcular el coeficiente de sustentación y de resistencia que se va a tener en crucero, al igual que se puede calcular el número de Reynolds mostrado todo ello en la Tabla (3.20).

C_{L_w}	0,2672
C_{D_w}	0,0274
Re	1,02 e7

Tabla 3.20: C_{L_w} , C_{D_w} y Re en 5ª it.

Así pues el siguiente paso es escoger el perfil alar buscando uno, en el cual el coeficiente de sustentación en crucero se dé a ángulos de ataque bajos y además tenga el suficiente espesor como para albergar las hélices y su estructura pero al mismo tiempo no aporte una resistencia parásita muy elevada. Por ello se escoge el perfil NACA1418, el cual presenta la gráfica C_l vs α de la Figura (3.15). Es trivial calcular mediante una interpolación que logra la sustentación necesaria para el vuelo en crucero con $\alpha = 1,016^\circ$.

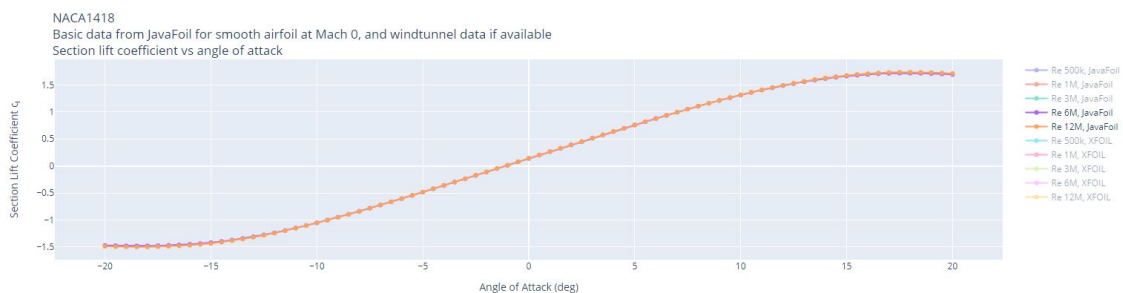


Figura 3.15: C_l vs α del NACA1418. Obtenido de: [42].

En cambio, para los estabilizadores se utilizará un perfil simétrico, como es habitual, para no crear un momento adicional. El NACA0012 es el escogido y presenta la gráfica C_l vs α mostrada en la Figura (3.16).

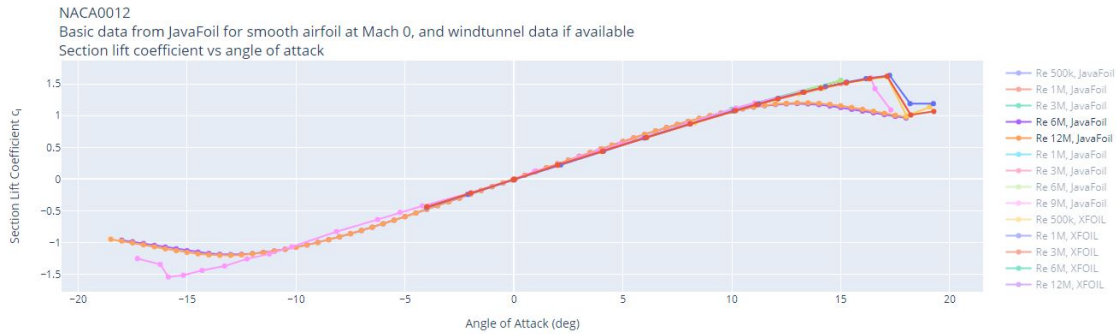


Figura 3.16: C_l vs α del NACA0012. Obtenido de: [42].

Finalmente cabe destacar que el compañero cuyo TFG consistía en el diseño del sistema propulsivo [13] ha escalado el sistema del Toyota Prius previamente mencionado a partir de sus revoluciones, obteniendo los mapas de eficiencia para los motores de 150 kW y 30 kW , los cuales una vez analizados permiten construir la Tabla (3.21) en la que se muestran las eficiencias de los motores en cada fase de la misión para el punto de funcionamiento seleccionado.

Fase	Eficiencia motor 150 kW	Eficiencia motor 30 kW
Ascenso	0,9213	—
Crucero	—	0,9455
Descenso	0,9231	—

Tabla 3.21: Eficiencias de los motores interpoladas para última iteración [13].

Habiendo tomado ya las decisiones sobre todas estas consideraciones es posible continuar con el siguiente paso, la ubicación de los sistemas recogidos en la Tabla (3.9) y la Tabla (3.19).

3.5. Ubicación de sistemas

La ubicación correcta de los sistemas es clave en el diseño y la posterior capacidad de actuación de una aeronave y por ello debe hacerse con máxima precisión. Este proceso no consiste únicamente en conseguir introducir todos los volúmenes dentro del espacio disponible de la aeronave sino que también es realmente influyente para el desarrollo correcto de un diseño dónde está ubicado cada uno de ellos. Tal es este peso que puede ser necesario cambiar la configuración y geometría de la aeronave si el esbozo inicial no ha sido lo suficientemente realista o ha habido algún aspecto que no se ha tenido en cuenta. De forma análoga a lo que se ha hecho en el apartado anterior en la Figura (3.17) se muestra el proceso que se va a seguir en este desarrollo.

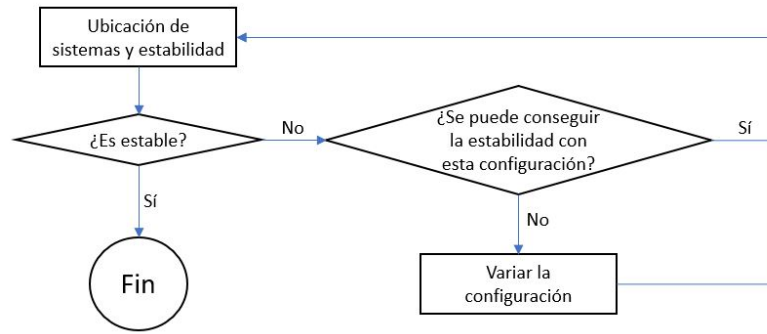


Figura 3.17: Bucle iterativo de estabilidad.

La gran influencia que puede tener la disposición de los diferentes sistemas reside en la ubicación de dos puntos geométricos claves en la futura estabilidad de la aeronave. El centro de gravedad es el punto en el que puede considerarse que se concentra la masa total de la aeronave. Es un concepto fundamental para el análisis del equilibrio y la estabilidad de vuelo. Su ubicación precisa es vital, ya que afecta directamente a la capacidad de control y maniobrabilidad de la aeronave. El centro de gravedad se ubica gracias a sus tres coordenadas cartesianas y se calcula mediante la expresión (3.2).

$$x_{CoG} = \frac{\sum m_i x_i}{\sum m_i} \quad y_{CoG} = \frac{\sum m_i y_i}{\sum m_i} \quad z_{CoG} = \frac{\sum m_i z_i}{\sum m_i} \quad (3.2)$$

Por otra parte, el punto neutro se define como el punto en el que el momento de cabeceo de la aeronave es nulo, es decir, el equilibrio estático es alcanzado. En el punto neutro, los cambios en el ángulo de ataque no inducen cambios adicionales en el ángulo de cabeceo. Su relación con el centro de gravedad juega un papel fundamental, ya que si se desea que la aeronave sea longitudinalmente estable será necesario cumplir la relación $x_{CoG} < x_{PN}$. Este punto se calcula mediante la expresión (3.3).

$$x_{PN} = \frac{C_{L\alpha,w} x_{AC,w} + C_{L\alpha,t} \left(1 + \frac{d\epsilon}{d\alpha}\right) \frac{S_t}{S_w} x_{AC,t}}{C_{L\alpha,w} + C_{L\alpha,t} \left(1 + \frac{d\epsilon}{d\alpha}\right) \frac{S_t}{S_w}} \quad (3.3)$$

Antes de llegar a calcular el punto neutro serán necesarios cálculos sobre los principales coeficientes aerodinámicos empezando por la expresión del CL_α (3.4) siguiendo el método NACA T N 3911 propuesto por Lowy y Polhamus encontrado en [43].

$$CL_\alpha = 2\pi \left(\frac{AR}{2 + \sqrt{4 + AR^2}} \right) \quad (3.4)$$

Para la sustentación generada por el ala se debe tener en cuenta la deflexión de la corriente o *downwash* la cual se calcula mediante la expresión (3.5).

$$\frac{d\epsilon}{d\alpha} = -\frac{16 CL_{\alpha,w}}{\pi^3 AR_w} \quad (3.5)$$

Con el siguiente cálculo es posible conocer la expresión del C_L de la aeronave en función del ángulo de ataque (3.6), donde se ha adimensionalizado en función de S_w y se ha desestimado la aportación del empenaje en este punto ya que se considera deflexión nula.

$$C_L = C_{L0,w} + C_{L0,t} + \left[C_{L\alpha,w} + C_{L\alpha,t} \left(1 + \frac{d\epsilon}{d\alpha} \right) \frac{S_t}{S_w} \right] \alpha \quad (3.6)$$

Finalmente se modeliza el momento según la expresión (3.7) en la cual, sus coeficientes se calculan según la expresión (3.8).

$$C_M = C_{M0} + C_{M\alpha} \alpha \quad (3.7)$$

$$C_{M\alpha} = C_{L\alpha,w} \left(\frac{x_{CoG} - x_{AC,w}}{c_w} \right) + C_{L\alpha,t} \left(1 + \frac{d\epsilon}{d\alpha} \right) \left(\frac{x_{CoG} - x_{AC,wt}}{c_w} \right) \frac{S_t}{S_w} \quad (3.8)$$

Finalmente, como se está diseñando una aeronave de despegue y aterrizaje vertical será imperativo cumplir un tercer requerimiento. Este será la obligatoriedad de que los rotores laterales de la aeronave (los cuales son los únicos utilizados en el vuelo axial) estén alineados con el centro de gravedad.

La necesidad de cumplir con ambos requisitos ($x_{CoG} < x_{PN}$ & $x_{CoG} = x_{RotLat}$) supone un reto considerable pues sería sencillo cumplir únicamente una de ellas, bien ubicando todos los sistemas pesados al frente y teniendo el centro de gravedad muy adelantado no sería difícil tener el punto neutro más atrasado que este, pero en esa hipotética situación sería prácticamente imposible cumplir con la segunda, pues los rotores se encuentran dentro de las alas y no pueden adelantarse todo lo que se necesitaría. En cambio, también puede llegar a ser trivial repartiendo convenientemente los sistemas en el interior de la aeronave, pero según el boceto inicial el diseño propuesto constaba de una ala relativamente grande y un estabilizador en V (cuya parte horizontal es la que participa en la estabilidad longitudinal) ubicado bastante cerca del borde de fuga del ala. Lo que sucedería en este caso es que la posición de la cuerda aerodinámica media de la cola ($x_{AC,t}$) sería relativamente pequeña que junto con la relación de superficies provocaría que el punto neutro quede prácticamente en el mismo punto que la posición de la cuerda media aerodinámica del ala ($x_{AC,w}$) como se puede ver en la expresión (3.3). En esta situación sería imposible cumplir el segundo requerimiento ya que la $x_{AC,w}$ es siempre menor que la posición del centro de los rotores laterales por lo que no se podría realizar el vuelo axial.

Para conseguir cumplir con ambas, se han realizado numerosas iteraciones creando tablas con la herramienta Excel como la Tabla (3.22), la cual fue la primera disposición propuesta, en la que se puede ver que la posición de los rotores laterales no coincide con el centro de gravedad.

Sistema	Masa (kg)	x (m)	$x * m$ ($kg \cdot m$ & m)
Rotores laterales	62	2,73	168,0
Rotor trasero	38	5,00	192,3
Ala	20	2,14	42,8
Estructura rotor trasero	20	5,00	100,0
Fuselaje	74	3,00	222,0
Patín tren de aterrizaje	7	2,00	30,0
Mandos del ala	15	3,99	59,8
Mandos de la cola	15	5,43	81,4
Transmisión	30	4,00	120,0
Instrumentación de vuelo	10	1,45	21,8
Sistema hidráulico	15	3,60	54,0
Aviónica	15	0,39	7,8
Acondicionamiento Interior	10	1,45	14,5
Piloto	75	1,10	82,6
Tanque	18	2,15	39,7
Motor Principal	61	1,77	107,6
Motor Trasero	12	5,32	64,8
Batería	56	1,07	60,4
Fuel cell	187	1,46	274,2
Total y x_{CoG}	740		2,296

Tabla 3.22: Centro de gravedad en 1ª iteración.

En esta primera iteración de la distribución de pesos se experimenta con un modelo 3D realizado con la herramienta AutoCAD, el cual cuenta con una longitud de fuselaje de $6 m$ tal y como se muestra en la Figura (3.18). La posición de los centros aerodinámicos del ala y del empenaje son $1,45 m$ y $5,25 m$ respectivamente. Utilizando el procedimiento previamente explicado se calcula un $x_{PN} = 1,569 m$, por lo que se comprueba que no se cumple con ninguna de las dos condiciones y se deberá alterar la configuración y el reparto de pesos.

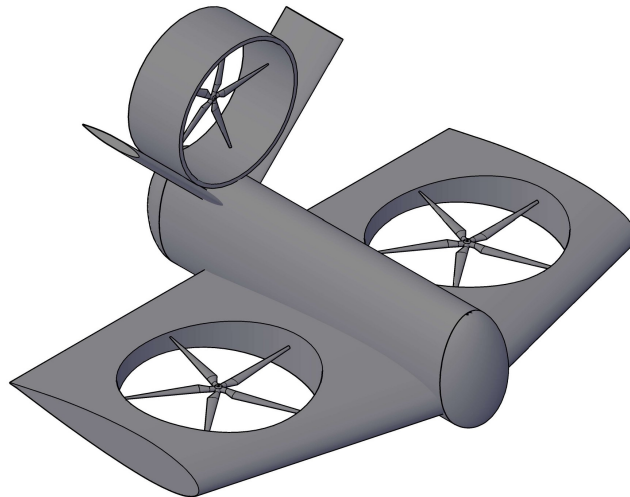


Figura 3.18: Primer modelo 3D dibujado.

Se prueba a continuación alargando 1 m el fuselaje por delante del ala para ubicar los sistemas de forma más repartida e intentar acercar el centro de gravedad a los rotores laterales creando la Tabla (3.23). Pero no parece ser una solución ya que se ha alejado más que en la primera iteración. El punto neutro con esta configuración se ubica en $x_{PN} = 2,569 m$, quedando en esta iteración menos cerca del centro de gravedad por lo que se deben seguir haciendo cambios.

Sistema	Masa (kg)	x (m)	$x * m$ ($kg \cdot m$)
Rotores laterales	62	3,73	229,6
Rotor trasero	38	6,0	230,7
Ala	20	3,14	62,8
Estructura rotor trasero	20	6,00	120,0
Fuselaje	74	3,50	262,5
Patín tren de aterrizaje	7	2,50	37,5
Mandos del ala	15	5,00	75
Mandos de la cola	15	6,43	96,4
Transmisión	30	5,00	150,0
Instrumentación de vuelo	10	2,45	36,8
Sistema hidráulico	15	4,00	60,0
Aviónica	15	0,38	7,75
Acondicionamiento Interior	10	2,45	24,5
Piloto	75	2,45	183,8
Tanque	18	3,15	58,1
Motor Principal	61	2,77	168,8
Motor Trasero	12	6,31	76,9
Batería	56	2,00	112,9
Fuel cell	187	2,46	461,0
Total y x_{CoG}	740		3,228

Tabla 3.23: Centro de gravedad en 2ª iteración.

El siguiente modelo se hace alargando el fuselaje esta vez entre el ala principal y el empenaje para aumentar la distancia entre ambas y acercar el punto neutro al centro de gravedad, obteniendo los datos de la Tabla (3.24). El punto neutro con esta nueva configuración se ubica en $x_{PN} = 1,596 m$, quedando en esta iteración nuevamente alejado del centro de gravedad pero sí más cerca de los rotores laterales por lo que se debe seguir haciendo variaciones.

Sistema	Masa (kg)	x (m)	$x * m$ (kg · m&m)
Rotores laterales	62	2,73	166,5
Rotor trasero	38	6,00	228,0
Ala	20	3,14	42,8
Estructura rotor trasero	20	6,00	120,0
Fuselaje	74	3,00	222,0
Patín tren de aterrizaje	7	2,00	14
Mandos del ala	15	4,50	67,5
Mandos de la cola	15	6,43	96,4
Transmisión	30	4,50	135,0
Instrumentación de vuelo	10	1,45	14,5
Sistema hidráulico	15	3,00	45
Aviónica	15	0,39	5,8
Acondicionamiento Interior	10	1,45	14,55
Piloto	75	1,10	82,6
Tanque	18	2,15	38,7
Motor Principal	61	1,77	107,7
Motor Trasero	12	6,31	75,7
Batería	56	1,07	59,99
Fuel cell	187	1,46	273,7
Total y x_{CoG}	740		2,450

Tabla 3.24: Centro de gravedad en 3ª iteración.

Después de numerosas iteraciones se implementó lo que por una parte era lógico pero por otra se quería evitar, que era alargar considerablemente el fuselaje y además añadir un segundo estabilizador, este completamente horizontal, creando así más distancia entre los centros aerodinámicos del ala y estabilizadores y disminuyendo el factor $\frac{S_t}{S_w}$ permitiendo que el punto neutro se ubique más atrás del centro de gravedad y este último pueda ser alineado con los rotores laterales tal y como se puede observar en la Tabla (3.25). Adicionalmente, se calcula el punto neutro resultando que $x_{PN} = 2,8268$, lo cual hace que se cumplan los dos requerimientos marcados.

Sistema	Masa (<i>kg</i>)	<i>x</i> (<i>m</i>)	<i>x * m</i> (<i>kg · m&m</i>)
Rotores laterales	62	2,83	175,2
Rotor trasero	38	8,50	323,0
Ala	20	4,48	89,9
Estructura rotor trasero	25	8,50	212,5
Fuselaje	84	3,75	315,0
Patín tren de aterrizaje	7	2,83	19,8
Mandos del ala	17	4,45	75,7
Mandos de la cola	15	8,80	132,0
Transmisión	30	3,00	90,0
Instrumentación de vuelo	10	0,49	4,9
Sistema hidráulico	15	3,63	54,5
Aviónica	15	-0,42	-6,2
Acondicionamiento Interior	10	0,49	4,9
Piloto	75	0,49	36,6
Tanque	18	2,83	50,9
Motor Principal	61	2,43	147,9
Motor Trasero	12	8,60	103,2
Batería	56	1,52	85,3
Fuel cell	187	1,12	223,8
Total y x_{CoG}	757		2,825

Tabla 3.25: Centro de gravedad en última iteración.

Como se puede apreciar hay pesos que han necesitado ser aumentados al incrementar la longitud del fuselaje y añadir un nuevo estabilizador horizontal, estos han sido:

- +5 *kg* en la estructura del rotor trasero por añadir el estabilizador horizontal.
- +10 *kg* en el fuselaje por incrementar su longitud total contando con un mayor refuerzo estructural debido a estas adiciones.
- +2 *kg* en los mandos de la cola por contar con más superficies para deflectar.

Es por esta suma adicional de 17 *kg* que se intentaba mantener la configuración inicial ya que en el proceso de diseño se deberá volver a iterar para sacar las potencias y pesos del sistema de combustible hasta volver a converger en una solución. Esto se ha de dejar como paso futuro por falta de disponibilidad del compañero que realizaba esta parte del proyecto aunque el proceso es análogo al seguido en el apartado (3.4). Adicionalmente se ha comprobado que todos los volúmenes de los sistemas serían ubicables para una variación similar a las experimentadas durante la convergencia en dicho apartado. La configuración adoptada para los sistemas se ha realizado de forma esquemática con la herramienta AutoCAD tal y como se muestra en la Figura (3.19) en la que se ha seccionado el modelo por su eje longitudinal de forma vertical para poder apreciar el reparto de los sistemas.

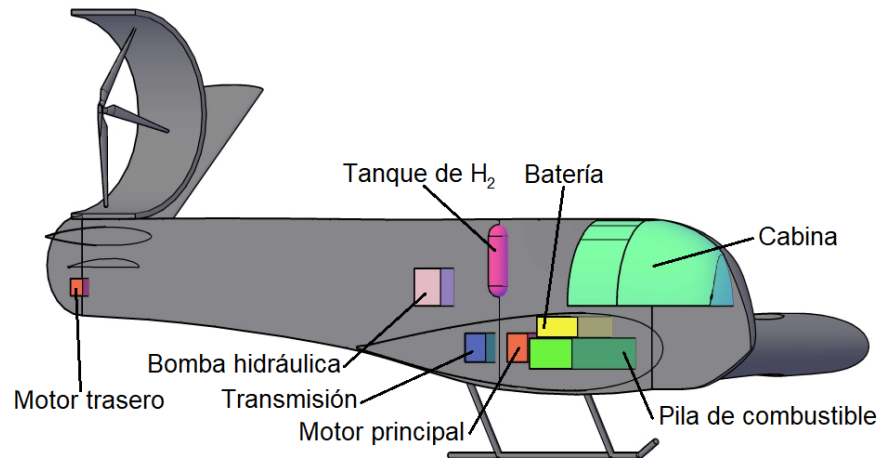


Figura 3.19: Esquema 3D de la ubicación de los sistemas.

Cabe destacar que no se encuentran señalizados con colores todos los equipos ya que es fácilmente reconocible qué son o dónde se van a ubicar, como los mandos de ala y de los estabilizadores que se encuentran en la parte final de las respectivas cuerdas de los perfiles.

Con este punto se da fin al apartado de metodología pues ya se ha finalizado el proceso iterativo que ha graficado en el diagrama de bloques del inicio del capítulo, con la matización previa respecto al incremento de peso y sus consecuencias.

Capítulo 4

Resultados

Una vez finalizada la metodología, se procede a presentar los resultados obtenidos en este capítulo. Aquí se mostrarán los resultados y cálculos finales derivados del proceso iterativo, y se analizarán considerando sus ventajas, desventajas y limitaciones. El objetivo principal de esta sección es presentar de manera clara y concisa los hallazgos alcanzados en el estudio. Se describirán los datos recopilados, los parámetros utilizados en los cálculos y las técnicas empleadas en el análisis. Además, se resaltarán las contribuciones significativas de los resultados y se discutirán las posibles áreas de mejora.

El resultado en cuanto a diseño del proceso anterior se presenta en la Figura (4.1), y es a partir de esta geometría y de los sistemas que contiene desde donde se fundamentará el análisis de los resultados.

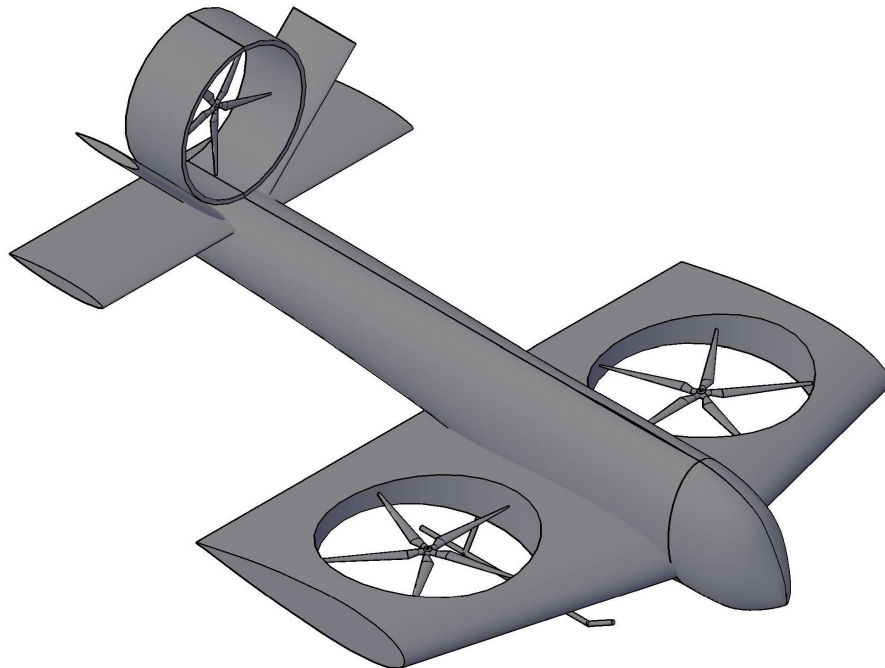


Figura 4.1: Modelo 3D final obtenido.

Es importante destacar que cualquier estudio tiene limitaciones inherentes que pueden afectar la interpretación de los resultados. Estas limitaciones serán abordadas de manera objetiva y se discutirán sus posibles implicaciones en los hallazgos. También se tratarán de identificar posibles fuentes de error o sesgo que puedan haber influido en los resultados, para proporcionar una visión completa de los mismos.

4.1. Características de la aeronave obtenida

En este apartado se van a mostrar las medidas, factores y demás valores finales de la aeronave calculada con el objetivo de poder analizar cada uno de estos aspectos, los cuales se han calculado en las condiciones de atmósfera ISA mencionadas en el apartado (2.1.2). Se van a mostrar los valores resultantes de aplicar el procedimiento que en él se detalla para calcular el coeficiente de resistencia parásita de cada parte de la aeronave y tablas con las características geométricas para finalmente poder evaluar la eficiencia aerodinámica. Cabe destacar que se va a utilizar el acabado superficial $k = 1,33 \cdot 10^{-5} ft$ por ser un valor intermedio de entre los acabados típicos al no estar determinado el tipo de material a utilizar para la construcción de la aeronave.

Ala principal

Como de todo avión, el elemento clave en la aerodinámica y la actuación de estos es el ala principal. Los valores de envergadura, superficie, eficiencia, etc. son quienes van a determinar los cálculos que a continuación se presentan.

Tal y como se ha establecido en la metodología el perfil utilizado para el ala es el NACA1418, ya que permite la sustentación necesaria para el crucero con ángulos de ataque ciertamente pequeños. Después del proceso iterativo el ala calculada mantiene la geometría propuesta según los valores de la Tabla (4.1).

Ala principal		
b_w	7,82	m
c_{wr}	4,35	m
c_{wt}	3,35	m
S_w	34,03	m ²
AR_w	1,7984	[-]

Tabla 4.1: Geometría final del ala principal.

Para calcular el número de Reynolds del ala se toma como referencia la longitud de la cuerda media aerodinámica c_w , la cual tiene un valor de 3,85 m. Considerando las condiciones atmosféricas, se obtienen los siguientes Reynolds y coeficientes de fricción por los 3 métodos.

Método	Re [-]	$C_{f,Lam}$ [-]	$C_{f,Turb}$ [-]
Definición	$9,49 \cdot 10^6$	$1,40 \cdot 10^{-7}$	0,0030
Corte Subsónico	$7,57 \cdot 10^7$	$1,75 \cdot 10^{-8}$	0,0022
Corte Transónico	$3,50 \cdot 10^6$	$3,80 \cdot 10^{-8}$	0,0036

Tabla 4.2: Reynolds y coeficientes de fricción del ala.

Para este caso en el Reynolds se toman los valores de corte transónico para calcular el coeficiente de fricción. En lo respectivo al porcentaje de flujo, según Scholz [19], se adjudica un 10 % del ala como aportación del flujo laminar dejando el 90 % restante como turbulento. Con esto se obtiene un C_f de 0,0032. Respecto al factor de interferencia, se considera 1 ya que el avión presenta una configuración de ala baja y se idealiza el carenado según la Tabla (2.1). Para el cálculo del factor de forma se requieren los parámetros del perfil alar, en este caso el NACA1418 con $\frac{t}{c} = 0,179$ y $\frac{x}{c} = 0,303$ se tiene un valor de 1,3071. Finalmente, con la superficie mojada se obtiene el siguiente valor de $C_{D0,w}$.

$$C_{D0,w} = 0,0059$$

Estabilizador horizontal

Respecto al estabilizador horizontal, esta superficie es vital para construir una aeronave estable y con capacidad de maniobra, ya que sus actuadores ofrecen la posibilidad de rotar respecto del eje transversal al ala. Las características geométricas se resumen en la Tabla (4.3).

Estabilizador horizontal		
b_{EH}	5	m
c_{EH}	1,5	m
S_{EH}	7,5	m ²
AR_{EH}	3,33	[-]

Tabla 4.3: Geometría final del estabilizador horizontal.

El procedimiento de cálculo es similar al del ala principal modificando la longitud de referencia, que en este caso es la cuerda media aerodinámica del estabilizador ($c_{EH} = 1,5$ m), pero que al ser de sección constante, por no tener estrechamiento, es la cuerda de todo el estabilizador. En la Tabla 4.4 se muestran el número de Reynolds y los coeficientes de fricción obtenidos por los tres métodos.

Método	Re [-]	$C_{f,Lam}$ [-]	$C_{f,Turb}$ [-]
Definición	$3,68 \cdot 10^6$	$3,61 \cdot 10^{-7}$	0,0035
Corte Subsónico	$2,79 \cdot 10^7$	$4,8 \cdot 10^{-8}$	0,0026
Corte Transónico	$1,29 \cdot 10^6$	$1,03 \cdot 10^{-6}$	0,0043

Tabla 4.4: Reynolds y coeficientes de fricción del estabilizador horizontal.

Tal y como se puede apreciar se han de tomar los valores referentes al Reynolds de corte transónico. Se considera igualmente una proporción de 10 – 90 en cuanto a reparto de la capa límite obteniendo un C_f de 0,0038. El valor del factor de interferencia en este caso es de 1,04, tal como propone Scholz [19] y el factor de forma se calcula a partir de los parámetros del perfil NACA0012 ($\frac{t}{c} = 0,12$ y $\frac{x}{c} = 0,3$) dando como resultado un valor de 1,1282. Finalmente, el valor del coeficiente de resistencia parásita de dicho elemento es:

$$C_{D0, EH} = 0,0020$$

Estabilizador en V

Este estabilizador en V se vio forzado a tener esta morfología por la necesidad de maximizar las superficies de control en cola horizontales para retrasar el punto neutro al mismo tiempo que contar con una superficie que permitiese controlar el giro alrededor del eje z. Sus características geométricas se muestran en la Tabla (4.5).

Estabilizador en V		
b_{EH}	5	m
c_{EH}	1	m
S_{EH}	5	m ²
AR_{EH}	5	[-]

Tabla 4.5: Geometría final del estabilizador en V.

En este caso se sigue un procedimiento de cálculo análogo al del estabilizador horizontal tomando como longitud característica su cuerda media aerodinámica (1 m), la cual es diferente pero ambos cuentan con el mismo perfil aerodinámico y por tanto su factor de forma es idéntico. El valor del factor de interferencia en este caso es de 1,03, tal como propone Scholz [19]. Los valores del Reynolds y los coeficientes de fricción se muestran en la Tabla 4.6.

Método	Re [-]	$C_{f, Lam}$ [-]	$C_{f, Turb}$ [-]
Definición	$2,45 \cdot 10^6$	$5,42 \cdot 10^{-7}$	0,0038
Corte Subsónico	$1,82 \cdot 10^7$	$7,30 \cdot 10^{-8}$	0,0027
Corte Transónico	$8,41 \cdot 10^5$	$1,58 \cdot 10^{-6}$	0,0046

Tabla 4.6: Reynolds y coeficientes de fricción del estabilizador en V.

Teniendo en cuenta que los porcentajes de flujo laminar y turbulento son idénticos al del estabilizador horizontal, el coeficiente de resistencia parásita del estabilizador en V es el indicado a continuación.

$$C_{D0, EV} = 0,0014$$

Fuselaje

Para el fuselaje inicialmente, aunque de menor longitud total, se había contemplado una sección elíptica (con radios $r1_F$ y $r2_F$) donde uno de los semiejes era el doble del final, lo que ha favorecido una mejora y no lo contrario como se podría esperar en un primer momento con el incremento de longitud sufrido. El fuselaje se ha cerrado por morro y cola por semi-elipsoides donde el tercer radio es $r3_F$, pese a que el frontal se halla modelizado en el diseño 3D de forma más aerodinámica. Las características geométricas se presentan a continuación en la Tabla (4.7).

Fuselaje		
l_F	10	m
$r1_F$	1,7	m
$r2_F$	0,5	m
$r3_F$	0,5	m

Tabla 4.7: Geometría final del fuselaje.

En el fuselaje, se ha de tomar como longitud característica aquella que se encuentra en la dirección del gradiente de velocidades, en este caso es la longitud entre el morro y la cola. Al igual que con los anteriores, los valores de C_f máximos se obtienen para el Reynolds de corte transónico tal y como se indica en la Tabla (4.8).

Método	Re [-]	$C_{f,Lam}$ [-]	$C_{f,Turb}$ [-]
Definición	$2,45 \cdot 10^7$	$5,42 \cdot 10^{-8}$	0,0026
Corte Subsónico	$2,06 \cdot 10^8$	$6,50 \cdot 10^{-9}$	0,0019
Corte Transónico	$9,50 \cdot 10^6$	$1,40 \cdot 10^{-7}$	0,0030

Tabla 4.8: Reynolds y coeficientes de fricción del fuselaje.

Respecto al factor de forma, este se calcula de manera distinta, haciendo uso de la expresión (2.11) y estableciendo como turbulenta la totalidad de la capa límite dando como resultado 1,292. En este caso el factor de interferencia es 1 tal y como propone Scholz [19]. Gracias a estos datos se puede calcular que:

$$C_{D0,F} = 0,0013$$

Motor trasero

Este motor se asume como un cilindro perfecto sin tapa y se toma como longitud característica su longitud (0,9 m), un proceso parecido al realizado con el fuselaje. Los valores de Re y C_f calculados para este elemento se pueden ver en la Tabla (4.9).

Método	Re [-]	$C_{f,Lam}$ [-]	$C_{f,Turb}$ [-]
Definición	$3,21 \cdot 10^6$	$6,02 \cdot 10^{-7}$	0,0039
Corte Subsónico	$1,63 \cdot 10^7$	$8,20 \cdot 10^{-8}$	0,0028
Corte Transónico	$7,52 \cdot 10^5$	$1,77 \cdot 10^{-6}$	0,0047

Tabla 4.9: Reynolds y coeficientes de fricción del motor.

Se toman los valores máximos del C_f , correspondientes al Reynolds de corte transónico. Respecto al factor de forma, se calcula haciendo uso de la expresión (2.12) y volviendo a establecer como turbulenta toda la capa límite, obteniéndose un valor de 1,3889 . Por otra parte, el factor de interferencia se considera como 1,5, pues los motores se encuentran situados sobre el fuselaje. El valor del coeficiente de resistencia parásita obtenido se indica a continuación.

$$C_{D0,M} = 0,0008$$

Tren de aterrizaje

Finalmente se sigue el mismo proceso para los cálculos tomando como longitud característica la longitud de los patines (3 m). El valor del factor de forma que se calcula es de 1,0058 ya que en este caso los porcentajes de flujo laminar y turbulento vuelve a ser el mismo que el del ala y estabilizadores. El del factor de interferencia en este caso es de 1,5, tomando un valor ciertamente pesimista [19]. Los valores del Reynolds y los coeficientes de fricción se muestran en la Tabla 4.10.

Método	Re [-]	$C_{f,Lam}$ [-]	$C_{f,Turb}$ [-]
Definición	$7,35 \cdot 10^6$	$1,81 \cdot 10^{-7}$	0,0032
Corte Subsónico	$5,79 \cdot 10^7$	$2,29 \cdot 10^{-8}$	0,0023
Corte Transónico	$2,67 \cdot 10^6$	$4,97 \cdot 10^{-7}$	0,0037

Tabla 4.10: Reynolds y coeficientes de fricción del tren de aterrizaje.

Teniendo en cuenta los datos previamente mostrados y siguiendo el mismo procedimiento, el coeficiente de resistencia parásita del tren de aterrizaje es el indicado a continuación.

$$C_{D0,LG} = 0,00000246$$

Características aerodinámicas finales

Una vez mostrados todos los datos necesarios se van a analizar las características que tienen influencia en la aerodinámica de la aeronave, empezando por el coeficiente de sustentación necesario para crucero el cual, con la modificación morfológica final ha sufrido cambios. Se pasa de necesitar un $C_L = 0,2672$ a $C_L = 0,2732$ para el vuelo en crucero, lo cual es claramente asumible y compatible con el perfil escogido tal y como se puede ver en el correspondiente gráfico C_l vs α de la Figura (3.15), ya que el ángulo de ataque seguirá siendo muy pequeño ($\alpha = 1,0654$) aunque con la necesaria continuación del proceso iterativo restante seguirá subiendo ligeramente.

Respecto al coeficiente de resistencia parásita, haciendo el sumatorio de los valores previos se obtiene un $C_{D_0} = 0,0114$ el cual es ligeramente inferior al utilizado en las iteraciones debido a la reducción de la sección del fuselaje por la falta de necesidad de espacio para ubicar los sistemas. Este valor, si bien es cierto que podría ser menor, es un valor considerablemente bueno para no ser una aeronave con superficies de bajos espesores ni diseñada específicamente para minimizar este factor.

Por otro lado, el coeficiente de resistencia inducida también se ha visto reducido con la nueva configuración ya que se ha maximizado el factor de Oswald obteniendo un valor de 0,9208, el cual es bastante elevado siendo un ala diseñada para poder albergar los rotores laterales, por lo que se considera una buena selección en base al estudio de las diferentes opciones posibles. Con el AR_w mostrado previamente se obtiene que $K = 0,1922$ para vuelo en altura. Aplicando la expresión (2.20) se puede reducir este valor según a la altura a la que se vuela como se muestra en la Figura (4.2). De aquí se pueden escoger diferentes alturas de vuelo en función de la meteorología, ya que para volar sobre mares u océanos el oleaje puede ser perjudicial si se vuela a una altura demasiado baja por lo que un valor de 2 m podría ser viable en múltiples escenarios y acarrearía una reducción del 18,99% de la resistencia inducida, la cual es una mejora cuantiosa.

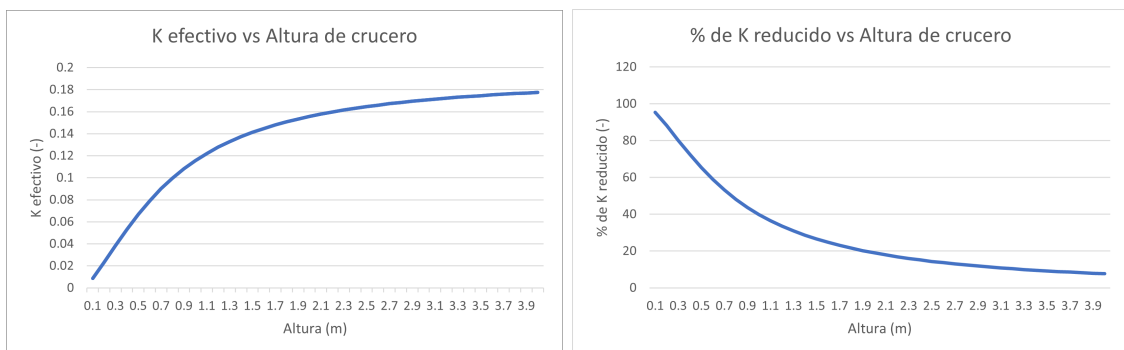


Figura 4.2: Comparativa reducción del factor K con la altura de crucero.

A continuación se puede observar la comparación entre la aerodinámica fuera y dentro del efecto suelo. En la Figura (4.3) se puede observar como, aún no siendo el máximo exactamente en crucero a 20 m se está muy cerca del óptimo y en efecto suelo, al retrasarse hay algo más de diferencia pero sigue siendo un muy buen punto de funcionamiento dentro de las expresiones de la polar mostradas a continuación.

$$C_D = 0,0114 + 0,1922C_L^2 \quad C_{D_{GE}} = 0,0114 + 0,1557C_L^2$$

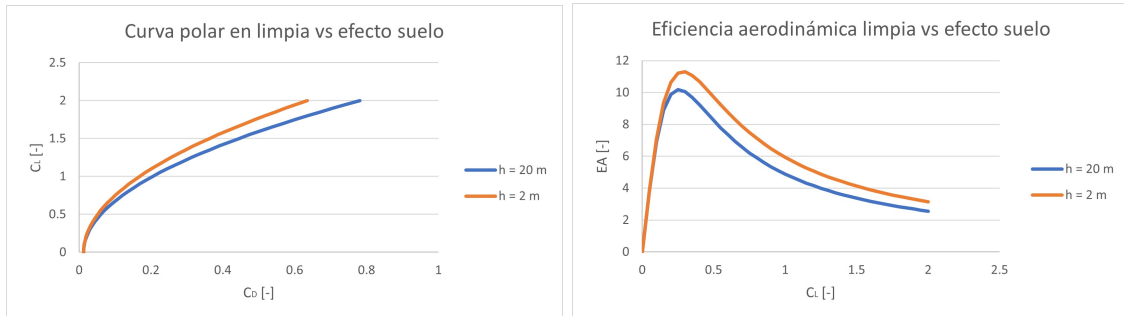


Figura 4.3: Comparativa de la aerodinámica fuera y dentro del efecto suelo.

Finalmente se procede a evaluar la eficiencia aerodinámica final obtenida del proceso de diseño, que se ha visto incrementada debido a la importante reducción de la resistencia frente al ligero aumento de la sustentación, alcanzándose el valor de $EA = 10,20$ lo cual supone un incremento del 4,416 %. Esta mejora se ve aún más acentuada si se aplica la reducción de resistencia inducida por volar en efecto suelo ya que puede llegar a incrementarse la eficiencia en un 35 % para alturas de crucero de 0,5 m pero tal y como se ha comentado esto puede ser impracticable en según que situaciones. Para la distancia escogida de 2 m se tiene una $EA = 11,36$, suponiendo esto una mejora del 10,18 % sobre la ya mejorada eficiencia, y del 14,18 % sobre la obtenida en la última iteración del capítulo de metodología.

Así pues, se puede concluir que pese a no haberse realizado un diseño con el foco puesto en la aerodinámica de la aeronave se han obtenido unas características notables en cuanto a resistencia. Por otra parte la eficiencia aerodinámica se ha estancado en un valor algo mayor a la mitad de la EA que suelen tener las aeronaves más convencionales (rondando el valor de 20), pues para el peso total no se necesitaría contar con una ala de esta superficie si no fuese por la necesidad de albergar los rotores en su interior y por tanto el C_L necesario es relativamente bajo y no se maximiza este parámetro. Esta decisión fue tomada por las ventajas que ofrecía la otra parte de la balanza, es decir, al contar con dos momentos de la misión casi completamente independientes como son el vuelo axial y el longitudinal se decidió buscar el equilibrio. Al ser el momento de despegue y aterrizaje mucho más demandante energéticamente se buscó la forma de minimizar esta potencia requerida y el futuro peso de los sistemas que serían necesarios mediante el incremento de rendimiento ofrecido por las hélices inductadas y de un radio lo mayor posible dentro de no exceder excesivamente los requerimientos iniciales de envergadura alar. Con ello se han obtenido potencias de despegue y aterrizaje asumibles para el sistema propulsivo con el que se contaba pero se ha sacrificado la eficiencia aerodinámica, la cual tiene influencia sobre el vuelo en crucero.

4.2. Estabilidad y centro de gravedad

Tal y como se ha visto en el apartado (3.5), en ocasiones puede ser ciertamente complejo alcanzar la estabilidad de una aeronave. Este proceso puede verse aún más complicado por la adición del despegue y aterrizaje vertical por lo que este desarrollo se ha convertido en más costoso de lo esperado vista la necesidad de prácticamente tener que hacer coincidir centro de gravedad, punto neutro y centro de los rotores laterales. Cabe destacar que en este apartado se indicarán las distancias respecto del morro de la aeronave por lo que diferirán de las vistas en el correspondiente apartado, en el que se había tomado como referencia un punto ubicado a $0,776\text{ m}$ atrasado respecto del punto inicial de la aeronave.

El centro de gravedad obtenido se encuentra a $3,5741\text{ m}$ del morro, lo que equivale a que está ubicado en el $53,17\%$ de la cuerda del ala principal y los rotores laterales se han dispuesto de tal forma que estén alineados con el x_{CoG} . Como dato adicional el z_{CoG} se encuentra $0,019\text{ m}$ por debajo del centro del eje longitudinal que pasa por el centro del fuselaje en su sección máxima. Por otra parte el punto neutro se consiguió situar a $3,6027\text{ m}$, lo cual supone un $53,83\%$ de la cuerda alar, por tanto está más alejado del morro que el centro de gravedad tal y como se pretendía y se puede confirmar la estabilidad longitudinal de la aeronave, asimismo se puede corroborar con otros indicadores similares como el valor del coeficiente $C_{M\alpha} = -0,0048$ el cual, teniendo un valor negativo ratifica que se trata de una aeronave estable.

Tal y como se ha mostrado en el correspondiente apartado de la metodología, este logro ha derivado en el empeoramiento de algunas otras características de la aeronave. Inicialmente se tenía el objetivo de diseñar una pequeña aeronave capaz de operar desde embarcaciones de reducida eslora, pero en el apartado previo se ha explicado el motivo por el cual se ha tenido que aumentar la envergadura y a continuación se clarificará la razón por la que se ha necesitado aumentar la longitud total del fuselaje. Como se ha comentado al calcular el punto neutro en el apartado (3.5) se ha visto la necesidad de atrasar el centro aerodinámico de ambos estabilizadores para alcanzar la estabilidad. Además produjo la adición del estabilizador horizontal, produciendo un incremento del peso y, por tanto de la potencia requerida. Por este motivo el proceso iterativo no se ha conseguido cerrar completamente, pero sí se ha establecido como debe ser y como proseguir con el desarrollo de este prototipo.

En cuanto a la estabilidad lateral, no hay mucho que decir puesto que la aeronave se ha diseñado de forma totalmente simétrica y, por tanto, su centro de gravedad en el eje y se encuentra en el eje longitudinal de la aeronave, sin provocar momento alguno. En el caso de el estudio habitual de la estabilidad lateral es usual comprobar que en caso de fallo motor, con la deflexión de la superficie de control del estabilizador vertical la aeronave sea capaz de contrarrestar el momento producido pero en el caso particular de esta aeronave, solo se cuenta con un motor para el vuelo en avance por lo que en caso de fallo simplemente se tendría que planear ya que las alturas de vuelo contempladas no son particularmente altas.

En el momento del vuelo axial, donde si se tienen dos rotores, en caso de fallo motor ambos cesarían en su entrega de potencia ya que se alimentan del mismo motor principal. En caso de que una de las dos hélices se vea bloqueada, al ser vuelo vertical no

hay flujo incidente (salvo que haya viento) por lo que ninguna de las superficies de control convencionales como alerones, o timones de profundidad o de deriva sería efectiva por lo que la única opción sería transicionar al vuelo en avance y hacer un aterrizaje no vertical de emergencia.

Una vez analizadas las decisiones y sus consecuencias se ha de destacar que no es trivial conseguir que una aeronave compacta y con las características especiales que se han ido nombrando sea estable, tal y como se ha podido apreciar en el desarrollo de este proceso en la metodología.

4.3. Actuaciones

En el presente apartado se van a analizar las diferentes posibilidades en cuanto a actuaciones que dispone la aeronave diseñada. En primer lugar, tal y como se ha ido mencionando, el sistema propulsivo esta diseñado para proporcionar potencia suficiente como para hacer inicialmente un ascenso vertical de 20 *m*, realizar un vuelo con un alcance de 60 *km* y descender de nuevo los 20 *m*. Por tanto, el sistema propulsivo está optimizado para esta misión, la cual dura cerca de los treinta minutos.

A partir de aquí, y dado que no se cuenta con todos los datos del sistema propulsivo por imposibilidad de comunicación con quien lo ha diseñado, asumiendo comportamientos lineales entre otras simplificaciones es posible estudiar las propiedades de la aeronave en diferentes perfiles de misión, aunque primero se deben hacer algunos cálculos.

Para caracterizar el sistema propulsivo lo que se va a hacer es calcular la energía de la pila de combustible, la cual tiene una potencia de 35 *kW*, y de la batería. Empezando por la pila, es conocido que el tanque tiene una capacidad total de 0,9446 *kg*, el hidrógeno tiene un poder calorífico de 33,33 *kWh/kg* y se estima un rendimiento del sistema del 55 %. Con estos datos es trivial calcular que con la pila de combustible se tiene una energía útil de 17,32 *kWh*.

Por otra parte, la batería, se sabe que cuenta con 240 celdas en serie y 3 en paralelo, y se asume que el rendimiento total va a ser del 90 % y que, para evitar la degradación de este equipo se va a utilizar únicamente un 80 % de su capacidad total, pues cargarla o descargarla por completo podría acortar su vida útil. Así pues, sabiendo que el voltaje nominal de cada una de las celdas es de 3,6 *V* y que la capacidad nominal de cada una de estas celdas es de 3,35 *Ah* se puede obtener que la energía total de la batería es de 8,68 *kWh* y, aplicando el rendimiento y la restricción del porcentaje de uso se tiene que la energía útil de la batería es de 6,25 *kWh*.

Una vez conocida la energía disponible se procede a caracterizar la misión de diseño. En la Tabla (4.11) se muestra la potencia requerida en cada una de las fases de vuelo y, de ella, que cantidad es capaz de aportar la pila y cuanta es necesaria extraer de la batería (ΔE). Adicionalmente se recuerda que durante la fase de crucero la potencia se calcula con la potencia demandada por el propio crucero más el 10 % correspondiente al *charging factor* para la potencia destinada a cargar la batería, nótese que el ΔE en crucero es negativo por dicha razón. Para estos cálculos, y todos los de este apartado, se va a hacer uso de las potencias y pesos obtenidas en la iteración previa al aumento de peso

por necesidad de ubicar correctamente el punto neutro, ya que se conocen los datos del sistema propulsivo correspondiente.

Fase	P_m (kW)	T (h)	E_m (kWh)	P_{FC} (kW)	E_{FC} (kWh)	ΔE kWh
Asc.	131,8	0,019	2,44	35	0,65	1,79
Cru.	28,7	0,462	13,25	31,57	14,57	-1,32
Des.	151,1	0,019	2,796	35	0,65	2,15

Tabla 4.11: Potencias y cálculos de la misión predeterminada.

En esta tabla se puede observar que, tal y como se había avanzado, en las fases de vuelo vertical se consume energía de la batería mientras que en la fase de crucero se aporta. Con estos datos es posible calcular la tasa de carga y de descarga en cada una de las fases, que es un indicativo relevante sobre como va a ser la batería el cual se define como la energía requerida a la batería (kWh) dividida entre el tiempo que se requiere esa energía (h) y entre la energía total de la batería (kWh). En ascenso y descenso se tiene que C es $15,48 h^{-1}$ y $18,57 h^{-1}$ respectivamente y para el crucero se carga con un factor de $0,46 h^{-1}$. El factor de descarga en vuelo axial puede parecer alto y ciertamente lo es, pero se ha de tener en cuenta que se va a dar en intervalos de tiempo muy breves, por lo que puede ser asumible aunque queda la incógnita del sobrecalentamiento de la batería y una posible necesidad de refrigeración.

También se quiere destacar que se tiene un resto energético de $1,45 kWh$ de hidrógeno, lo que supone un sobrante en el tanque de $0,079 kg$, y un resto energético de $3,63 kWh$ en la batería, lo cual sería suficiente como para, con repostar únicamente hidrógeno, volver a realizar la misión sin necesidad de cargar la batería ni exceder los límites de uso del 80%. Cabe mencionar que el restante de hidrógeno es del 8,36%, ya que es común añadir un margen de combustible por seguridad.

Como se pretende replicar el funcionamiento del sistema propulsivo para misiones con diferentes alturas de crucero se van a establecer las potencias y el aumento de rango en función del sobrante de kilos de hidrógeno y de energía en la batería, manteniéndolos en las diferentes variaciones de la misión. Por tanto se van a calcular tablas análogas variando la potencia requerida a la pila durante el crucero, con estos se va a calcular el sobrante de hidrógeno en kWh que se tiene con respecto a la misión de diseño y, gracias a conocer la potencia necesaria para el crucero se puede calcular el aumento de rango que la nueva misión supondría.

El primer perfil que se va a presentar es la posibilidad de realizar un ascenso de únicamente $2 m$ para, haciendo el crucero a la misma altura, sea capaz de beneficiarse del efecto suelo ya que el diseño inicial de la misma estaba enfocado a ello. Para estos cálculos se va a hacer uso de las potencias y pesos obtenidas en la iteración previa al aumento de peso por necesidad de ubicar correctamente el punto neutro, ya que se conocen los datos del sistema propulsivo correspondiente. Los datos calculados se muestran en la Tabla (4.12).

Fase	P_m (kW)	T (h)	E_m (kWh)	P_{FC} (kW)	E_{FC} (kWh)	ΔE (kWh)
Asc.	131,8	0,002	0,24	35	0,07	0,18
Cru.	25,78	0,462	11,90	20,97	9,68	2,22
Des.	151,1	0,002	0,28	35	0,07	0,22

Tabla 4.12: Potencias y cálculos de la misión con $h = 2$ m.

En este perfil se ha ascendido únicamente a 2 m para beneficiarse del efecto suelo, y por ello la potencia requerida para el crucero es menor. Pero lo que más ha permitido reducir la potencia demandada a la pila es la reducción del tiempo de ascenso y descenso a la décima parte, haciendo que esta vez se dé uso a la potencia de la batería no solo en el vuelo vertical sino también en la fase de crucero. A partir de los datos mostrados es posible calcular las mejoras en cuanto a rendimiento y demás características mostradas en la Tabla (4.13) y la Tabla (4.14).

Remanente de H_2	6,06 kWh
Autonomía Restante	0,23 h
Alcance Total	90,55 km
Mejora	50,91 %

Tabla 4.13: Características con $h = 2$ m.

Fase	Tasa de descarga C (h^{-1})
Ascenso	15,48
Crucero	0,77
Descenso	18,58

Tabla 4.14: C con $h = 2$ m.

Como se puede observar para este nuevo perfil de la misión se consumen para el mismo alcance de 60 km 0,33 kg menos de hidrógeno, lo que conlleva un aumento del rango total del 50,91 % para un total de 90,55 km lo cual supone una mejora importante respecto al anterior perfil.

Ahora que se tienen ambos extremos se muestran algunos casos intermedios ya que tener una menor altura de crucero podría ser peligroso si las aguas no están calmadas y no tiene sentido alguno plantear un ascenso a mayor altura ya que la batería que permite realizar el vuelo vertical está dimensionada para 20 m. Bien es cierto que se podrían hacer infinitas combinaciones de perfiles de misión en los que a cambio de volar con mayor o menor velocidad se podría ascender y descender durante el vuelo en crucero, pero dado que supone un cambio respecto a los requerimientos iniciales de velocidad no se ha calculado, si bien existe la posibilidad de ese tipo de actuaciones. Por otro lado sí se han calculado los alcances para los valores de elevación y descenso vertical de 8 y 14 m.

Para el ascenso de 8 m ya no se cuenta con el beneficio del efecto suelo y por tanto las potencias en cada fase son iguales a las de la Tabla (4.11), pero al verse reducido el periodo de vuelo vertical se puede utilizar durante el crucero la batería y volver a aumentar el rango de forma análoga al vuelo con elevación a 2 m pero en menor medida como es lógico. En la Tabla (4.15) se muestran los cálculos.

Fase	P_m (kW)	T (h)	E_m (kWh)	P_{FC} (kW)	E_{FC} (kWh)	ΔE (kWh)
Asc.	131,8	0,007	0,98	35	0,26	0,72
Cru.	28,7	0,462	13,25	26,44	12,20	1,04
Des.	151,1	0,007	1,12	35	0,26	0,86

Tabla 4.15: Potencias y cálculos de la misión con $h = 8$ m.

Siguiendo el mismo proceso se muestran las mejoras en cuanto a rendimiento y demás características mostradas en la Tabla (4.16) y la Tabla (4.17). Como se puede observar, para el mismo alcance de 60 *km* se consumen 0,17 *kg* menos de hidrógeno, lo que conlleva un aumento del rango total del 23,75% para un total de 75,25 *km*.

Remanente de H_2	3,15 <i>kWh</i>
Autonomía Restante	0,11 <i>h</i>
Alcance Total	74,25 <i>km</i>
Mejora	23,75 %

Tabla 4.16: Características con $h = 8$ *m*.

Fase	Tasa de descarga C (h^{-1})
Ascenso	15,48
Crucero	0,36
Descenso	18,58

Tabla 4.17: C con $h = 8$ *m*.

Para el ascenso de 14 *m* tampoco se cuenta con el beneficio del efecto suelo y por tanto las potencias en cada fase vuelven a ser iguales a las de la Tabla (4.11), aunque en este caso ya se debe hacer uso de parte de la potencia de la pila para cargar la batería durante el crucero con un *charging factor* del 1,39%. En la Tabla (4.18) se muestran los cálculos.

Fase	P_m (<i>kW</i>)	T (<i>h</i>)	E_m (<i>kWh</i>)	P_{FC} (<i>kW</i>)	E_{FC} (<i>kWh</i>)	ΔE (<i>kWh</i>)
Asc.	131,8	0,013	1,71	35	0,45	1,25
Cru.	28,7	0,462	13,25	29,01	13,39	-0,14
Des.	151,1	0,013	1,96	35	0,45	1,51

Tabla 4.18: Potencias y cálculos de la misión con $h = 14$ *m*.

Siguiendo el mismo proceso se muestran las mejoras en cuanto a rendimiento y demás características mostradas en la Tabla (4.19) y la Tabla (4.20). Como se puede observar, para el mismo alcance de 60 *km* se consumen 0,09 *kg* menos de hidrógeno, lo que conlleva un aumento del rango total del 11,86% para un total de 67,11 *km*.

Remanente de H_2	1,575 <i>kWh</i>
Autonomía Restante	0,05 <i>h</i>
Alcance Total	67,11 <i>km</i>
Mejora	11,86 %

Tabla 4.19: Características con $h = 14$ *m*.

Fase	Tasa de descarga C (h^{-1})
Ascenso	15,48
Crucero	-0,05
Descenso	18,58

Tabla 4.20: C con $h = 14$ *m*.

Como se ha podido observar, y también como cabía esperar, cuanto mayor porcentaje de la batería pueda ser utilizado en la fase de crucero mayor será el alcance logrado, lo cual permite variabilidad y polivalencia en las actuaciones de la aeronave que puede ser de gran utilidad, ya que no en todos los escenarios se va a necesitar el mismo perfil de misión.

Finalmente se desea incluir una última posibilidad ampliando la mejor de las opciones como es en este caso la de crucero a 2 *m*. Se plantea la posibilidad de ante una situación de emergencia poder utilizar toda la capacidad de la aeronave, es decir, emplear los excedentes de energía de la batería y del hidrógeno mencionados al inicio del apartado y adicionalmente vaciar por completo la batería, en vez de usar solo el 80%. Para este uso excepcional se calcula la Tabla (4.21).

Fase	P_m (kW)	T (h)	E_m (kWh)	P_{FC} (kW)	E_{FC} (kWh)	ΔE (kWh)
Asc.	131,8	0,002	0,24	35	0,07	0,18
Cru.	25,78	0,462	11,90	7,83	3,614	8,29
Des.	151,1	0,002	0,28	35	0,07	0,22

Tabla 4.21: Potencias y cálculos de la misión de emergencia.

Siguiendo en mismo proceso se muestran las mejoras en cuanto a rendimiento y demás características mostradas en la Tabla (4.22) y la Tabla (4.23). Como se puede observar, para el mismo alcance de 60 km se consumen 0,74 kg menos de hidrógeno, lo que conlleva un aumento del rango total del 114,05 % para un total de 128,43 km , más del doble que la actuación de diseño.

Remanente de H_2	13,57 kWh	Fase	Tasa de descarga C (h^{-1})
Autonomía Restante	0,53 h	Ascenso	15,48
Alcance Total	128,43 km	Crucero	2,87
Mejora	114,05 %	Descenso	18,58

Tabla 4.22: Características para emergencia.

Tabla 4.23: C para emergencia.

4.4. Limitaciones

En este apartado se pretende analizar las limitaciones que presenta la aeronave bien sea por su configuración o por su sistema propulsivo frente a otros aviones con sistemas propulsivos más convencionales.

En la actualidad, el diseño de tipos de aeronaves que funcionaban con motores eléctricos se focalizaban en UAVs ya que en los últimos años, el avance en la tecnología de las baterías ha permitido el desarrollo y expansión de este tipo de aviones. Una de las principales ventajas de estos UAVs es que al no tener motores de combustión interna se vuelven mucho más silenciosos por lo que se vuelven ideales para aplicaciones en áreas urbanas o zonas naturales sensibles. Asimismo estos presentan grandes ventajas en cuanto a facilidad de mantenimiento por tener menos partes móviles y requerir menor mantenimiento periódico, pero también en cuanto a operabilidad por la ausencia de combustible líquido y la menor complejidad del sistema de propulsión eléctrica lo cual simplifica los procesos de repostaje y manipulación de sustancias peligrosas, mejorando así la seguridad en la operación.

La autonomía también es un aspecto muy a destacar de los UAVs eléctricos ya que pese a la relativa limitación de capacidad en las baterías, este tipo de aeronaves se diseñan para maximizar el tiempo que son capaces de estar en el aire ya que el diseño está específicamente dirigido a tener una mínima resistencia parásita por las formas suavizadas de los carenados y también contar con el mínimo factor K posible maximizando el *aspect ratio* del ala principal, por lo que son aeronaves de muy alta envergadura. La parte negativa de estos vehículos aéreos no tripulados es que por esta búsqueda de reducción de resistencia y la actual densidad energética limitan la carga de pago que son capaces de transportar y, cuando se busca hacer una versión tripulada esta eficiencia aerodinámica decae y deja

de ser tan rentable por la velocidad a la que se trasladan estas aeronaves, que es óptima en cuanto a consumo energético, pero reduce una de las importantes ventajas que tiene el sector aéreo que es esta gran velocidad que pueden alcanzar. Es por esto que actualmente se limitan a ser aeronaves recreativas tipo planeadores, ya que por su gran alargamiento no son especialmente maniobrables ni tampoco fáciles de ubicar en un hangar.

Otra opción que ha tomado mayor peso en los últimos años, aunque los inicios de implementación datan de hace casi un siglo es usar el hidrógeno como combustible. Tal y como se ha explicado en el apartado (2.4), el sistema de funcionamiento de las pilas PEMFC permite obtener las ventajas de minimización de ruido del sistema propulsivo junto al punto de no tener que depender de baterías y su densidad energética para calcular el alcance o autonomía, sino que se puede almacenar hidrógeno que se transformará en esta energía eléctrica capaz de suministrar potencia a los motores. Otra gran ventaja de las pilas de combustible frente a las baterías es que el tiempo de recarga de las segundas puede ser bastante mayor que rellenar el tanque de combustible, si bien es cierto que la disponibilidad del mismo puede ser complicada si no se cuenta con una estación de hidrógeno.

El futuro es prometedor para este tipo de sistemas de propulsión ya que con el avance de las investigaciones se está consiguiendo reducir los volúmenes que ocupan sus componentes y mejorar la potencia que son capaces de entregar. Por este motivo en la actualidad hay múltiples proyectos como el presente, en los cuales se hacen diseños de aeronaves capaces de integrar pilas de combustible en aeronaves funcionales.

En este caso se decidió diseñar una pequeña aeronave que fuese capaz de operarse desde una pequeña embarcación como sistema de transporte rápido para una persona entre la ubicación propia y la costa o, por ejemplo, otro barco. Para maximizar las prestaciones se decidió hacer uso del efecto suelo y en vista de tener una aeronave lo más silenciosa y eficiente posible se estableció que las hélices deberían ser inductadas. Este tipo tan concreto de aeronave tiene ciertas limitaciones empezando por las geométricas, pues para poder ser operada desde una embarcación sus longitudes características debían ser las menores posibles. Esta restricción ha supuesto no poder contar con una muy buena eficiencia aerodinámica tal y como se detalla en el apartado (4.1).

Otra limitación a la hora de diseñar ha sido la necesidad de realizar el despegue vertical, lo cual es esencial para poder despegar y aterrizar en embarcaciones pero también tiene su contraparte. Más allá de las ya mencionadas necesidades de estabilidad y el aumento de peso que ha producido en el apartado (4.2), al buscarse la simplicidad mecánica se desestimó la opción de hacer que los rotores tuviesen capacidad de orientarse, lo cual produjo la adición necesaria de una tercera hélice para poder realizar el vuelo en crucero y, por tanto, aumentando el peso total. Asimismo, con esta misma búsqueda de la simplicidad mecánica, pero también estructural, se optó por incluir únicamente dos rotores para el despegue vertical y de ubicarlos en las alas para disponer de flujo libre tanto aguasarriba como aguasabajo. Esto ha producido el corto alargamiento relativo de las alas y por consiguiente una menor eficiencia aerodinámica.

Tal y como se ha dicho el objetivo de este diseño no era maximizar el alcance, ya que venía dado por los requerimientos iniciales (60 *km*). Sin embargo en avionetas más convencionales de un mismo peso en vacío (*OEW*) se pueden conseguir alcances mucho mayores superando con facilidad el millar de kilómetros, siendo capaces de transportar una

carga de pago bastante superior. Antes de hacer esta evaluación se debe tener en cuenta que se tiene espacio vacío suficiente como para albergar un tanque con mayor capacidad de almacenamiento de hidrógeno por lo que incrementar en un factor diez podría llegar a ser viable, aunque se debería hacer una evaluación exhaustiva de la estabilidad. Lo que después del desarrollo parece que puede llegar a ser más limitante es el aspecto de la velocidad, pues para aumentarla se necesitaría una mayor potencia de crucero y, por consiguiente, un mayor peso pero sobre todo un mayor volumen de los componentes del sistema propulsivo, los cuales no serían especialmente difíciles de hacer caber dentro de la estructura pero sí supondría un desafío para alcanzar la estabilidad por los problemas en el correspondiente apartado.

Teniendo en cuenta todos estos factores, el resultado final es un considerable avance en el diseño preliminar, a falta de seguir iterando con el sistema propulsivo después de la última adición de peso, la cual no se ha incluido en el apartado de metodología por haberse dado por finalizada esa parte del proceso iterativo. La Tabla (4.24) es a partir de la que se reiniciaría el proceso de cálculo de pesos, el cual se prevé que no aumente en gran medida los pesos y volúmenes del sistema propulsivo.

Potencia, Par y RPMs de motor y hélices					
Fase	P_m (kW)	T_m (Nm)	w_m (rpm)	T_h (Nm)	w_h (rpm)
Ascenso	136,229	115	11312,13	690	1194,06
Crucero	28,034	110	2433,66	220	1541,32
Descenso	156,244	130	11477,10	780	1211,47

Tabla 4.24: Potencia, Par y RPMs en iteración futura.

Tal y como se puede apreciar, los incrementos de potencia y RPMs han sido leves por lo que el proceso iterativo convergerá con no demasiadas iteraciones. Por otro lado, pese al aumento de peso se ha reducido la potencia requerida para el vuelo en crucero gracias a la mejora de eficiencia aerodinámica del apartado (4.1).

Finalmente se desea hacer una comparación para ver la viabilidad y aplicabilidad de esta aeronave. Esto puede ser complicado pues la configuración de diseño es ciertamente particular y no hay demasiada bibliografía sobre las características de otras aeronaves *WIG* con capacidad de *VTOL* y mucho menos de las cuales su sistema propulsivo sea eléctrico o pila de combustible. Dada esta problemática, la comparativa más directa podría ser un helicóptero basado en pila de hidrógeno [44], el cual, con una masa total de 608,37 kg es capaz de realizar las actuaciones mostradas en la Tabla (4.25).

En esta tabla se puede apreciar que este helicóptero esta mejor optimizado en cuanto a velocidad, alcance y peso, pero cuenta con una gran desventaja respecto al diseño de este proyecto, el consumo de combustible. Y es que con aumentar el peso unos 50 kg, lo suficiente como para poder albergar 2,4242 kg más de hidrógeno, se podrían alcanzar los 314,62 km de rango (sin utilizar las reservas) con un consumo total de 3,369 kg, casi tres veces menor al consumo de este helicóptero. Por tanto se tiene esta importante ventaja competitiva, la cual, sumada a que el modelo en cuanto a pesos y aspectos aerodinámicos de este helicóptero parte de interpolaciones lineales basadas en las características de otros modelos presentes en el mercado y por tanto está en un punto del diseño en cuanto a optimización aerodinámica, entre otros muchos aspectos, muy por delante en el porcentaje

Cruise flight mode					
Parameter	Cruise altitude	Maximum range	Maximum endurance	Maximum speed	Hover
Rotor Power [kW]	0 m	64.66	42.21	82.87	67.03
	500 m	66.99	48.91	82.89	69.39
	1,000 m	68.83	50.25	82.95	71.24
Velocity [km/h]	0 m	151.11	63.74	187.5	0
	500 m	155.22	65.11	187.5	0
	1,000 m	159.06	66.37	188.2	0
Range [km]	0 m	314.62	189.92	291.07	0
	500 m	305.81	185.08	287.67	0
	1,000 m	300.35	181.32	285.16	0
Endurance [hr]	0 m	2.08	2.98	1.55	1.99
	500 m	1.97	2.84	1.53	1.89
	1,000 m	1.88	2.73	1.51	1.81

Tabla 4.25: Resumen de actuaciones del helicóptero de comparación. Obtenido de: [44].

del proceso de diseño realizado.

Con esto se da por finalizado el apartado de resultados, pues se han analizado y evaluado los aspectos principales del proyecto desarrollado y se da paso a las conclusiones del trabajo.

Capítulo 5

Conclusiones y pasos futuros

Una vez finalizado el desarrollo del proyecto es el momento de meditar y sopesar cada uno de los apartados previos, desde los objetivos a los resultados pasando por la metodología para así poder valorar las decisiones tomadas y los avances realizados desde un punto de vista crítico pero teniendo en cuenta las limitaciones del propio proyecto. Asimismo, se explorarán los pasos futuros que podrían derivarse de este estudio para continuar ampliando el desarrollo de esta u otras aeronaves con diferente configuración o diferente sistema propulsivo. Se identificarán áreas que requieran una mayor atención o investigación adicional, y se ofrecerán recomendaciones para investigaciones futuras que estén interesadas en profundizar en el tema y abordar aspectos no cubiertos en este estudio.

5.1. Conclusiones

En este proyecto se ha desarrollado el diseño preliminar de una aeronave de efecto suelo con capacidad de despegue vertical y cuyo sistema propulsivo estaba basado en una pila de combustible tipo PEMFC. El objetivo inicial era ser capaz de conseguir una aeronave según las directrices dadas empezando por una envergadura de 3 m, con un peso máximo en despegue de 600 kg para un alcance de 60 km en velocidad de 130 km/h y una altura de crucero de 20 m con hélices inductadas. Tal y como se ha ido explicando a lo largo de los diferentes apartados las imposiciones de envergadura y peso no se han podido cumplir dadas las propias exigencias de potencia y dimensionamiento vistas en la metodología. A pesar de ello se ha conseguido una aeronave viable, desde el punto de vista de la convergencia del proceso iterativo de pesos a la vez que estable.

Este proyecto puede servir como base de un desarrollo más profundo para satisfacer el futuro pero inminente hueco en el mercado que hay con los taxis aéreos gracias a la capacidad de aterrizaje y despegue vertical, el menor impacto acústico debido a la utilización de la pila de hidrógeno como sistema propulsivo y la cualidad de contar con hélices inductadas. También se ha de tener en cuenta la ventaja en tiempo de repostaje/-recarga frente a aeronaves que funcionan puramente con baterías lo cual puede aportar una aún mayor flexibilidad operativa. Los futuros *air taxis* no solo buscan dejar atrás los combustibles fósiles por el ruido que generan sus motores, sino también por la creciente concienciación con el impacto medioambiental propio y el propósito de contar con una red

de transporte más limpia y sostenible.

Después de presentar un breve marco teórico sobre el que se ha fundamentado todo el proyecto se dio paso al inicio del proceso iterativo. En este se vio la lógica y la razón de ser de cada una de las decisiones tomadas para presentar el primer boceto a partir del cual se empezaron a hacer cálculos. Al finalizar dicho proceso se obtuvo una aeronave que superaba algunos de los objetivos iniciales como un peso total de 757 kg , o una envergadura de $7,82\text{ m}$, que si bien no cumplen con estos objetivos se justificó su necesidad de ser así durante el propio desarrollo del capítulo de la metodología.

Una de las limitaciones que se dieron durante el proyecto fue la necesidad de comunicación con el compañero que hacía los cálculos del sistema propulsivo que, si bien inicialmente fueron fluidos y fructíferos, al cerrar provisionalmente el proceso iterativo de pesos cesó. Posteriormente se vio que se volvía a necesitar algunas iteraciones para converger los 17 kg añadidos en el apartado de estabilidad, aunque se decidió no hacerlo al haberse comprobado que la convergencia era posible por el segundo salto de pesos (de la segunda a la tercera iteración), donde el incremento de potencias no superó en ninguna de las fases el 5% siendo un incremento de 22 kg en lugar de los 17 kg que se tienen en este caso. Por tanto, como la nueva convergencia es trivial de alcanzar se decidió no reabrir el cálculo, simplemente se debe seguir el proceso iterativo de pesos para posteriormente ubicar correctamente los sistemas, garantizando la estabilidad longitudinal de la aeronave.

Adicionalmente se ha realizado una comparación con un helicóptero ligero con pila de hidrógeno en la que se podían ver las diferencias de alcance, velocidad, altura de vuelo, etc. Lo que se pretendía justificar es que la aeronave preliminarmente diseñada en este proyecto tiene una capacidad de mejora mucho mayor en cuanto a eficiencia aerodinámica y por tanto puede lograr ser competitiva en el mercado de los taxis aéreos si se continúa su desarrollo y optimización. Asimismo es necesario aclarar que esta aeronave podría ser en cierta manera un límite inferior para una gran familia de aeronaves con mayor capacidad de carga ya que esta se ha diseñado pensando que la única carga, más allá del combustible, iba a ser el piloto. Este tipo de aeronaves unipersonales constituyen una limitación, pero es a partir de ellas desde donde se puede ampliar para poder o bien transportar más pasajeros, o bien poder llevar algunos kilos extras en forma de carga de pago.

En relación a lo anteriormente expuesto se puede concluir que los resultados y razonamientos desarrollados a lo largo del proyecto tienen relevancia en el sector aeroespacial ya que se ha justificado que este tipo de aeronaves puede tener un hueco significativo en el mercado de la movilidad intra e interurbana con un bajo consumo y con una relativamente alta velocidad. Los resultados obtenidos son claros y es que la viabilidad ingenieril de esta aeronave es factible, aunque hasta ese punto queda un largo proceso de desarrollo y, fundamentalmente está por ver la viabilidad económica. Sin embargo se ha de tener en cuenta que se trata de un diseño preliminar, para el cual se han tomado simplificaciones, por lo que hay que valorar las limitaciones que tiene el modelo desarrollado. A grandes rasgos, se ha logrado el objetivo propuesto ya que se ha diseñado prácticamente desde cero y se ha alcanzado a dar resultados con valor en el contexto del diseño de aeronaves WIG y VTOL con pila de hidrógeno, dando pie a una base para futuras investigaciones y mejoras sobre el modelo desarrollado.

5.2. Pasos futuros

Una vez hecha la evaluación del proyecto en forma de conclusiones se procede a describir una lista de posibles ampliaciones a partir del proyecto realizado con las que profundizar en la investigación y desarrollo de este tipo de aeronaves. Algunas de las tareas pendientes de realizar más importantes son:

- Añadir elementos que permitan mejorar las prestaciones aerodinámicas tanto en vuelo en crucero regular como en el aprovechamiento del efecto suelo, como puede ser el uso de *winglets* que podría ser altamente efectivo en este caso. Concretamente de este tipo de elementos hay múltiples geometrías dependiendo del uso que se vaya a dar pero para este caso podría ser útil el uso de *winglets* con forma en T.
- Realizar un modelado 3D más detallado poniendo especial ojo en suavizar las superficies en contacto con el aire con el fin de reducir la resistencia aerodinámica y por tanto, dar la oportunidad de viajar más rápido con el mismo consumo de combustible. Esto se podría llevar a cabo con el uso de carenados en las uniones del fuselaje con el ala y los estabilizadores o también podría hacerse una nariz más aerodinámica.
- Utilizar este modelo 3D para realizar experimentos en túnel de viento con el objetivo de corroborar los modelos utilizados y comprobar el comportamiento real de la aeronave, lo que permitirá obtener una aproximación más veraz de lo que sería un prototipo a escala 1:1.
- Dimensionar e implementar las superficies de control de tamaño óptimo para las actuaciones que se planteen según el enfoque final que se le quiera dar a la aeronave, si más recreativo o únicamente como transporte unipersonal. Esto se deberá hacer teniendo en cuenta la normativa de giros establecida y dimensionando de forma correspondiente estos actuadores, aunque como se ha dicho si se desea mayor maniobrabilidad y no supone un problema en cuanto a peso o carga estructural se pueden sobredimensionar para mejorar este aspecto.
- Realizar el diseño y el cálculo de las estructuras que garantizarán la seguridad operativa de esta aeronave con el fin de poder tener un peso total más preciso y avanzar en el proceso de diseño. Para este estudio se necesitará crear la estructura completa evaluando inicialmente que tipo de materiales se va a usar, característica que puede hacer variar enormemente el peso pero también el coste de construcción y mantenimiento de la aeronave.
- Realizar el diagrama de maniobra de la aeronave con el fin de estudiar y marcar los límites estructurales según la normativa recogida en las FAR Part 23. Con él será posible conocer los límites de la aeronave tanto estructurales como aerodinámicos, pudiendo identificar las situaciones de vuelo para las que el avión entraría en pérdida, sufriría daños estructurales o directamente sufriría fallo estructural.
- Realizar todos los procedimientos relativos al mantenimiento de la aeronave según dicta la EASA. Es decir, conseguir la aeronavegabilidad inicial según la Parte 21 para poder obtener el certificado de tipo y posteriormente la continuada según la Parte M mediante la realización de los estudios y certificaciones pertinentes.

- Fundamentalmente, proseguir con el cierre del diseño preliminar y continuar con el diseño detallado de la aeronave si se desea, haciendo los correspondientes diseños de piezas, test estructurales y comprobando la capacidad real de actuación que tiene esta aeronave.

En definitiva, este proyecto puede servir de base para futuras investigaciones, pues la cantidad de mejoras posibles es inmensa, y por tanto lo es la capacidad de perfeccionamiento de este tipo de aeronaves, que sin lugar a dudas serán parte del futuro cercano de la aviación y la movilidad en general.

Bibliografía

- [1] J. G. Leishman, *Principles of Helicopter Aerodynamics*, 6.^a ed. Cambridge University Press, 2006.
- [2] N. Rodriguez. “A Brief History of Rotary Wing Aircraft”. (2012), dirección: <https://www.slideserve.com/nolcha/a-brief-history-of-rotary-wing-aircraft> (visitado 30-06-2023).
- [3] R. DeLuca. “Igor Sikorsky and his Flying Machines”. (2019), dirección: <https://connecticuthistory.org/igor-sikorsky-and-his-flying-machines/> (visitado 30-06-2023).
- [4] C. Faet and C. Mollá. “Diapositivas de la asignatura Helicópteros y Aeronaves Diversas para el Grado de Ingeniería Aeroespacial”. (2023).
- [5] K. V. Rozhdestvensky, “Fully integrated aerodynamic/dynamic optimization of helicopter rotor blades”, *Progress in Aerospace Sciences*, vol. 42, págs. 211-238, 2006. dirección: <https://www.sciencedirect.com/science/article/pii/S0376042106000637>.
- [6] I. Group. “Air Taxi Market: Global Industry Trends, Share, Size, Growth, Opportunity and Forecast 2022-2027”. (2022), dirección: https://www.researchandmarkets.com/reports/5578014/air-taxi-market-global-industry-trends-share?utm_source=CI&utm_medium=PressRelease&utm_code=9m7gpc&utm_campaign=1748842+-+Global+Air+Taxi+Market+to+Reach+%242.32+Billion+by+2027+with+a+CAGR+of+19.6%25&utm_exe (visitado 30-06-2023).
- [7] U. Nations. “World Urbanization Prospects 2018”. (2018), dirección: <https://population.un.org/wup/download/> (visitado 30-06-2023).
- [8] EEA, *Healthy environment, healthy lives how the environment influences health and well-being in Europe*. 2019. dirección: <https://www.eea.europa.eu/publications/healthy-environment-healthy-lives>.
- [9] P. Europeo. “Emisiones de CO2 de los coches: hechos y cifras (infografía)”. (2022), dirección: <https://www.europarl.europa.eu/news/es/headlines/society/20190313ST031218/emisiones-de-co2-de-los-coches-hechos-y-cifras-infografia> (visitado 30-06-2023).
- [10] IEA, *The Future of Hydrogen, Seizing today's opportunities*. 2019. dirección: https://iea.blob.core.windows.net/assets/9e3a3493-b9a6-4b7d-b499-7ca48e357561/The_Future_of_Hydrogen.pdf.
- [11] Naciones-Unidas. “Objetivos de Desarrollo Sostenible”. (2015), dirección: <https://www.un.org/sustainabledevelopment/es/objetivos-de-desarrollo-sostenible/> (visitado 30-06-2023).

- [12] A. Tiseira, R. N. ande L.M. García-CUEvas y M. López-Juárez, “Concept design and energy balance optimization of a hydrogen fuel cell helicopter for unmanned aerial vehicle and aerotaxi applications”, *Energy Conversion and Management*, vol. 288, 2023. dirección: <https://www.sciencedirect.com/science/article/pii/S0196890423004478>.
- [13] X. Mondéjar, “Design of a hydrogen fuel cell propulsion system for light aircraft with different configurations”, 2023-07-17.
- [14] M. Halloran y S. O’Meara, “Wing in Ground Effect Craft Review”, 1999.
- [15] S. F. Hoerner, *Fluid-Dynamic Lift*. 1985.
- [16] J. John D. Anderson, *Fundamentals of Aerodynamics*, 6.^a ed. McGraw-Hill Education, 2017.
- [17] D. P. Raymer, *Aircraft Design: A Conceptual Approach*, 2.^a ed. American Institute of Aeronautics y Astronautics, Inc., 1992.
- [18] Tiseira, A. “Diapositivas de la asignatura Cálculo de Aviones para el Grado de Ingeniería Aeroespacial”. (2022).
- [19] Scholz, D. “Aircraft Design - an Open Educational Resource (OER) for Hamburg Open Online University (HOOU)”. (2022), dirección: <http://HOOU.ProfScholz.de>.
- [20] Niță, M. y Scholz, D., *Estimating the Oswald factor from basic aircraft geometrical parameters*. Hamburg University of Applied Sciences, 2012.
- [21] A. Supplies y Academics. “Aerodynamics: Ground Effect”. (2015), dirección: <http://learntoflyblog.com/2015/11/02/aerodynamics-ground-effect/> (visitado 30-06-2023).
- [22] M. Barcala and A. Cuerva and C. Gallego and O. López and A. Rodríguez. “Diapositivas de la asignatura Aeronaves de Ala Rotatoria para el Grado de Ingeniería Aeroespacial”. (2013).
- [23] S. Mekhilef, R. Saidur y A. Safari, “Comparative study of different fuel cell technologies”, *Renewable and Sustainable Energy Reviews*, vol. 16, págs. 981-989, 2012. dirección: <https://www.sciencedirect.com/science/article/abs/pii/S1364032111004709>.
- [24] S. Molina, R. Novella, B. Pla y M. López-Juárez, “Optimization and sizing of a fuel cell range extender vehicle for passenger car applications in driving cycle conditions”, *Applied Energy*, vol. 285, 2021. dirección: <https://www.sciencedirect.com/science/article/abs/pii/S0306261921000349>.
- [25] J. Andújar y F. Segura, “Fuel cells: History and updating. A walk along two centuries”, *Renewable and Sustainable Energy Reviews*, vol. 13, págs. 2309-2322, 2009. dirección: <https://www.sciencedirect.com/science/article/abs/pii/S1364032109001336>.
- [26] J. M. Desantes, R. Novella, L. M. García-Cuevas y M. López-Juárez, “Feasibility Study for a Fuel Cell-Powered Unmanned Aerial Vehicle with a 75 Kg Payload”, *Transactions on Aerospace Research*, vol. Volumen 2022, 2022. dirección: <https://sciendo.com/es/article/10.2478/tar-2022-0008>.
- [27] FSEC. “Hydrogen Basics - Production”. (2014), dirección: <http://www.fsec.ucf.edu/en/consumer/hydrogen/basics/production.htm>.

- [28] H. T. Hwang y A. Varma, “Hydrogen storage for fuel cell vehicles”, *Current Opinion in Chemical Engineering*, vol. 5, págs. 42-48, 2014. dirección: <https://www.sciencedirect.com/science/article/pii/S2211339814000446>.
- [29] D. J. Roskam, *Airplane Design*, 1.^a ed. University of Kansas, 1985.
- [30] paperscan. “Aston Martin EVTOL”. (2022), dirección: <https://sketchfab.com/3d-models/aston-martin-evtol-e117b5666543497383fb7b022f7f126c>.
- [31] K. Van de Kerckhove. “Lippisch’s reverse delta / Airfish”. (), dirección: <https://www.nestofdragons.net/weird-airplanes/wig-wing-in-groundeffect/lippischs-reverse-delta-airfish/> (visitado 30-06-2023).
- [32] T. A. Davies. “Tesla Concept Model V”. (), dirección: <https://evtol.news/tesla-concept-model-v> (visitado 30-06-2023).
- [33] G. I. of Technology, “Executive Summary XV-58 Manta”, 2014.
- [34] P. Kämpf. “Answer to: Do windows on the side of the fuselage increase drag?” (), dirección: <https://aviation.stackexchange.com/questions/19324/do-windows-on-the-side-of-the-fuselage-increase-drag> (visitado 30-06-2023).
- [35] MIT. “VII. Production of Thrust with a Propeller”. (), dirección: <https://web.mit.edu/16.unified/www/SPRING/propulsion/UnifiedPropulsion7/UnifiedPropulsion7.htm> (visitado 30-06-2023).
- [36] E-Props. “Propeller Efficiency Calculator”. (), dirección: https://aircraft.e-props.fr/calculator_PROPS.php (visitado 30-06-2023).
- [37] G. Messina y E. Notti, “ENERGY SAVING IN TRAWLERS: PRACTICAL AND THEORETICAL APPROACHES”, 2007.
- [38] maxpower. “KNOW WHICH GEAR IS MORE EFFICIENT?” (), dirección: <http://maxpowergears.com/know-gear-efficient/> (visitado 30-06-2023).
- [39] “Lockheed Martin F-35 Lightning II”. (), dirección: https://es.wikipedia.org/wiki/Lockheed_Martin_F-35_Lightning_II (visitado 30-06-2023).
- [40] O. R. N. Laboratory, “EVALUATION OF THE 2010 TOYOTA PRIUS HYBRID SYNERGY DRIVE SYSTEM”, 2011.
- [41] D. J. Roskam y D. C. Edward, *Airplane Aerodynamics and Performance*, 1.^a ed. Designs, Analysis y Research Corporation (DARcorporation), 1997.
- [42] “BigFoil”. (), dirección: <https://bigfoil.com/> (visitado 30-06-2023).
- [43] *Procedure 02: Some basic notions about Aerodynamics*, Diapositivas de la asignatura Mecánica del Vuelo, Universitat Politècnica de València (DMMT), 2022.
- [44] J. Morales, “Fuel cell powered adaptation of a light helicopter model and environmental impact analysis”, 2022.

Apéndice A

Presupuesto

El siguiente presupuesto se ha estimado teniendo en cuenta los recursos humanos y tecnológicos que han sido necesarios para llevar a cabo este proyecto. En la siguiente tabla se recogen las horas propias dedicadas así como las del compañero cuyo proyecto era diseñar el sistema propulsivo, ya que es parte esencial del trabajo, actuando ambos como ingenieros técnicos. Asimismo también se recogen los costes de licencias de las licencias de software empleadas entre otros aspectos.

Cabe destacar que los precios unitarios están estimados a partir de la fecha actual, julio de 2023, y por tanto pueden estar sujetos a cambios. También se quiere resaltar que los precios por hora son los que les costaría a la empresa, no lo que cobra el trabajador ya que se incluyen los costes por seguridad social y el Impuesto sobre la Renta de las Personas Físicas (IRPF). A estos costes se le añade un 15 % estimado de beneficio industrial y se obtiene el presupuesto total.

Cantidad	Concepto	Precio unitario	Coste
30	Horas de supervisión y dirección por catedrático	50.55 €	1,516.50 €
20	Horas de supervisión y dirección por investigador post-doctoral	21.66 €	433.20 €
300	Horas propias de desarrollo del proyecto por ingeniero técnico	15.88 €	4,764.00 €
50	Horas ajenas de desarrollo del proyecto por ingeniero técnico	15.88 €	794.00 €
90	Horas dedicadas en documentación y formación		
60	Cálculos y análisis en <i>Microsoft Excel</i> [®]		
10	Cálculos en <i>Wolfram Mathematica</i> [®]		
25	Validación y comprobación de los resultados		
20	Programación y cálculo en <i>MATLAB</i> [®]		
35	Diseño y validación con <i>AutoCAD</i> [®]		
60	Redacción de la memoria		
400	Consumo eléctrico en <i>kWh</i>	0.22 €	86.92 €
1	Licencia anual de <i>MATLAB</i> [®]	860 €	860.00€
1	Licencia anual de <i>Microsoft Excel</i> [®]	69 €	69.00 €
1	Licencia anual de <i>Wolfram Mathematica</i> [®]	131.92 €	131.92 €
1	Licencia anual de <i>AutoCAD</i> [®]	2,342€	2,342.00 €
	Coste total		10,997.54 €
	Sobrecoste industrial (15 %)		1,649.63 €
	Presupuesto total estimado		12,647.17 €

Tabla A.1: Presupuesto estimado del Trabajo de Fin de Grado desarrollado.

El presupuesto total estimado para el Trabajo de Fin de Grado desarrollado es de DOCE MIL SEISCIENTOS CUARENTA Y SIETE EUROS CON DIECISIETE CÉNTIMOS (12,647.17 €).

Apéndice B

Pliego de condiciones

El pliego de condiciones describe las diferentes exigencias de seguridad, higiene y salud necesarias para llevar a cabo un determinado trabajo. Estas condiciones están reguladas por el Ministerio de Trabajo, de acuerdo con el Real Decreto 486/1997 firmado el 14 de abril. Asimismo, la Ley 31/1995 del 8 de noviembre de Prevención de Riesgos Laborales establece el nivel adecuado de protección de la salud de los trabajadores frente a los peligros derivados de las condiciones laborales. Es por ello que se presentan las principales características que deben estar presentes en el entorno de trabajo para llevar a cabo este proyecto de manera correcta y saludable divididas en dos áreas fundamentales:

Entorno de trabajo

- El espacio del que se disponga ha de ser amplio, permitiendo el desplazamiento cómodo y libre, lo cual fomentará un trabajo de mejor calidad gracias al correcto rendimiento en el desempeño de las tareas.
- La temperatura debe ajustarse, dentro de unos límites, a las preferencias del operario, favoreciendo así su comodidad, salud y por tanto su rendimiento.
- El ruido ambiental es otro aspecto a tener en cuenta ya que el espacio de trabajo debe tener el menor nivel de ruido posible para favorecer la concentración o comunicación y, de nuevo, el rendimiento de los operarios.
- La iluminación debe ser la adecuada para la tarea que se vaya a realizar disminuyendo el riesgo de fatiga visual y de, por tanto, posibles errores. También se debe tener en cuenta que la relación entre la iluminación del entorno de trabajo y el brillo de la pantalla, en caso de utilizarse una, ha de ser adecuada.
- La limpieza y el orden son igualmente fundamentales para el correcto desempeño de cualquier labor, pues sin un entorno de trabajo limpio y ordenado está comprobado que la productividad decae.
- También es importante tener en cuenta factores como la calidad de aire, que con la creciente contaminación atmosférica dependiendo de la zona en la que se ubique el entorno de trabajo puede ser necesario algún sistema que realiza un filtrado del aire. Asimismo será conveniente tener en cuenta la accesibilidad para todas las personas al entorno de trabajo para personas, por ejemplo, con movilidad reducida ya que la

diversidad e igualdad de oportunidades es algo cada vez más presente en la sociedad actual.

- Otros factores que están principalmente enfocados a la seguridad en caso de cualquier emergencia son la obligatoriedad de contar con salidas de emergencia y estar familiarizado con el plan de evacuación establecido por la empresa o institución en la que se está trabajando. También será necesaria la disponibilidad de equipos de protección contra incendios.

Ergonomía

El desarrollo de este proyecto implica casi en su totalidad el uso de una pantalla, por tanto se recurre a la normativa referente sobre la utilización de pantallas. Esta se encuentra establecida en el RD 488/1997, donde se enfoca en última instancia el diseño de la oficina o estudio en función de la postura del trabajador. Para promover el confort y la productividad se recomiendan las siguientes medidas en relación a los elementos del entorno de trabajo:

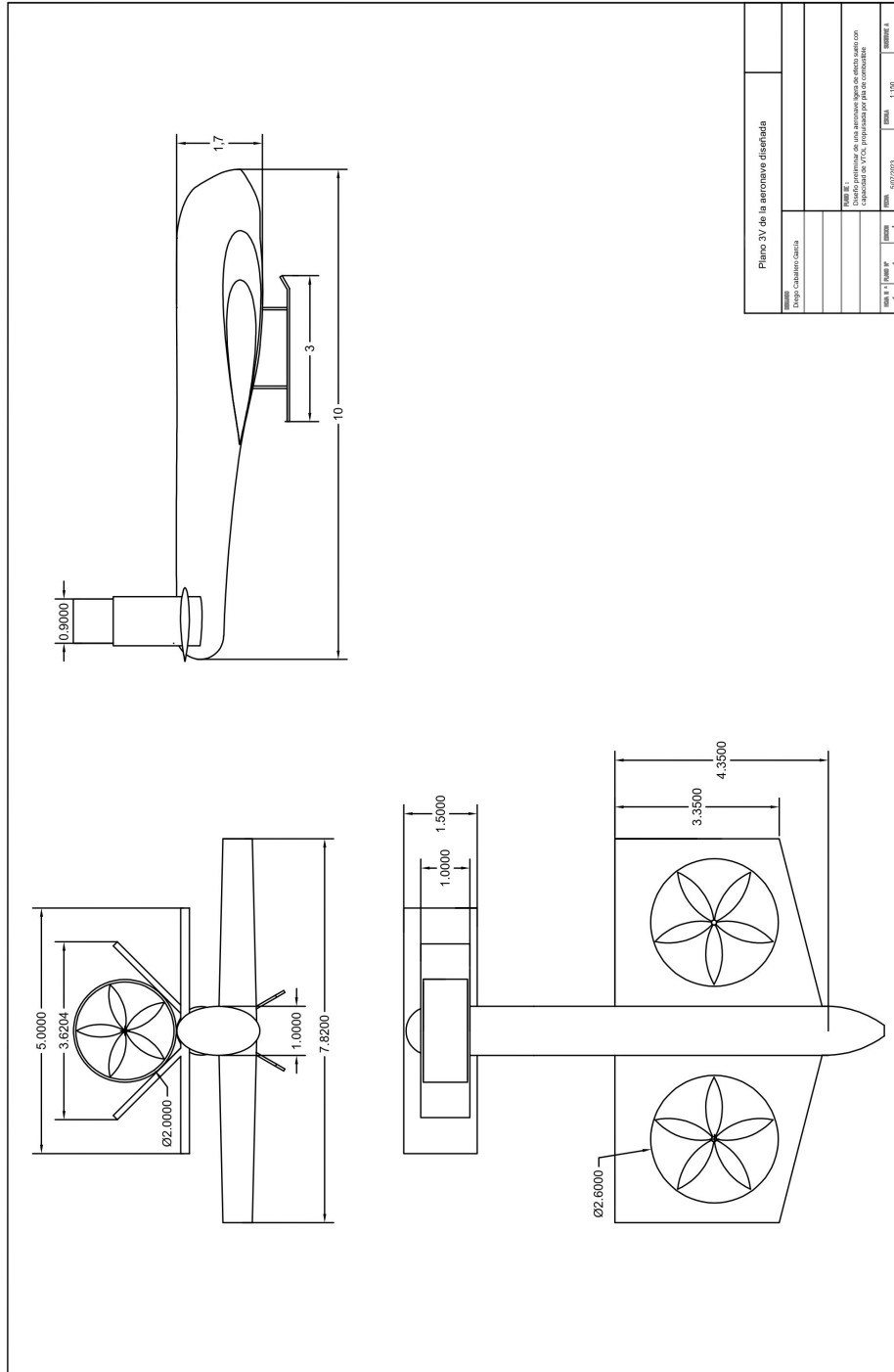
- Para la pantalla se recomienda utilizar una que sea ajustable en altura e inclinación. Además, el contraste y el brillo deben poder ser regulables para evitar deslumbramientos o fatiga visual a largo plazo. La distancia entre los ojos y la pantalla se recomienda que esté entre 40 y 70 *cm*.
- Para el teclado y el mouse se recomienda que el teclado tenga la posibilidad de inclinarse y, si es posible, que sea independiente del ordenador para poder ubicarlo en una posición cómoda que no cause fatiga en brazos y manos a la vez que se respete la distancia a la pantalla. En cuanto al mouse se recomienda utilizar alguno con diseño ergonómico para disminuir las posibles molestias en la muñeca después de varias horas de trabajo.
- Para la mesa se debe tener el tamaño suficiente para colocar todos los elementos necesarios para llevar a cabo las tareas sin tener que levantarse cada vez que se necesita algo que no cabía en la mesa y que se necesita utilizar. También debe permitir cambios de posición pudiendo seguir trabajando con espacio suficiente para trabajar cómodamente y estar a una altura acorde al operario que la esté empleando si es posible.
- Para el asiento es importante que sea regulable en altura e inclinación para que el trabajador pueda adoptar una postura cómoda. Además, es conveniente que tenga ruedas para permitir el movimiento libre del trabajador y que también tenga reposabrazos para favorecer la postura correcta al escribir con el teclado.

Con la implementación de estas condiciones de entorno y medidas ergonómicas, se busca asegurar un entorno de trabajo seguro, saludable y adecuado para la realización del proyecto, cuidando la comodidad y bienestar de los trabajadores. Para el caso de este proyecto se cuenta con todas estas medidas por lo que se ha realizado de forma cómoda y segura.

Apéndice C

Planos 3 vistas de la aeronave diseñada

En las siguientes páginas se adjuntan el plano en el que se incluyen las tres vistas de la aeronave desarrollada y las tres vistas esquemáticas en las que se muestran los equipos contenidos según el código de colores mostrado previamente en la Figura (3.19).



Plano 3V de la aeronave diseñada	
Elaborado	
Diseño	Características
<p>Nota: El presente es un plano de una aeronave que se está diseñando con capacidad de VTC, propulsada por plasma combustible.</p>	
Hoja N°	1
Plano N°	1
Fecha	09/07/2013
Escala	1:100
Material	A

