



UNIVERSITAT
POLITÈCNICA
DE VALÈNCIA



UNIVERSITAT POLITÈCNICA DE VALÈNCIA

Escuela Técnica Superior de Ingeniería Aeroespacial
y Diseño Industrial

Diseño de una aeronave monoplaza convertible propulsada
por una pila de hidrógeno y baterías auxiliares

Trabajo Fin de Grado

Grado en Ingeniería Aeroespacial

AUTOR/A: García Juberías, Eduardo

Tutor/a: López Juárez, Marcos

Cotutor/a: Tiseira Izaguirre, Andrés Omar

CURSO ACADÉMICO: 2022/2023



UNIVERSITAT
POLITÈCNICA
DE VALÈNCIA



Diseño de una aeronave monoplaza convertible propulsada por una pila de hidrógeno y baterías auxiliares.

Autor

Eduardo García Juberías

Tutor

Marcos López Juárez

Cotutor

Andrés Omar Tiseira Izaguirre

Trabajo de Fin de Grado

Universitat Politècnica de València

Escuela Técnica Superior de Ingeniería del Diseño

Grado en Ingeniería Aeronáutica (GIA)

Valencia - Septiembre de 2023

Curso 2022-2023

Agradecimientos

Quiero agradecer a mis padres el cariño, la comprensión y sobre todo el apoyo que me han demostrado durante todos estos años en los que han pasado tantas cosas. Es gracias a su dedicación y sus principios respaldados por el ejemplo que he seguido adelante y conseguido llegar hasta aquí. A Carmen, que me acompañó desde la infancia y me cuidó como un hijo más toda su vida.

También a Daniel y Celia, con los que he compartido tantos momentos y aprendido tantas cosas estos años que ya forman parte de mi familia.

A mi cotutor Andrés, que me ha acompañado este último año y ha compartido conmigo su pasión por la aeronáutica desde el primer día y a mi tutor, Marcos, que ha velado desde el primer día por mi trabajo y me ha guiado en cada etapa del proceso hasta llegar aquí.

Resumen

En las últimas décadas, la sociedad ha demostrado una creciente preocupación por las emisiones contaminantes que genera el transporte. Son muchas las líneas de investigación industrial y científica destinadas a reemplazar los combustibles convencionales por otros más respetuosos con el medio ambiente. Tal es el caso del rápido desarrollo de las pilas de hidrógeno, que representan una apuesta de futuro prometedora, razón que ha justificado su selección como fuente de energía en el diseño de un modelo de aeronave convertible recreativa y de transporte de corto alcance.

El diseño propuesto busca aunar las ventajas operativas de una aeronave con ala fija, reduciendo los requerimientos de potencia durante el crucero, y de propulsión vertical, permitiendo llevar a cabo aterrizajes y despegues verticales para operar en áreas urbanas y marítimas. Este diseño pretende ofrecer un alcance de 60 *km* a baja altitud y a una velocidad de crucero cercana a los 130 *km/h*.

El estudio gira en torno a la compatibilidad entre las actuaciones de la aeronave y las prestaciones que los sistemas propulsivos basados en pilas de combustible hidrógeno actuales pueden suministrar, conllevando la adaptación continua de ambas hasta alcanzar una solución de compromiso. Este sistema propulsivo incluye tanto la pila de combustible, como la batería auxiliar y los tanques de hidrógeno, de los cuales se ha determinado el peso para asegurar la viabilidad del diseño.

Palabras clave: Aeronave; Monoplaza; Convertible; Pila de combustible; Hidrógeno; eVTOL.

Abstract

In recent decades, society has become increasingly concerned about the pollutant emissions generated by transportation. There are many lines of industrial and scientific research aimed at replacing conventional fuels with others that are more environmentally friendly. Such is the case of the rapid development of hydrogen fuel cells, which represent a promising bet for the future, a reason that has justified their selection as a source of energy in the design of a model of a convertible recreational and short-range transport aircraft.

The proposed design seeks to combine the operational advantages of a fixed-wing aircraft, reducing power requirements during cruise, and vertical propulsion, allowing vertical landings and takeoffs to operate in urban and maritime areas. This design is intended to offer a range of 60 *km* at low altitude and a cruise speed of around 130 *km/h*.

The study revolves around the compatibility between the aircraft's performance and the performance that current hydrogen fuel cell-based propulsion systems can provide, involving the continuous adaptation of both until a compromise solution is reached. This propulsion system includes the fuel cell, the auxiliary battery and the hydrogen tanks, the weight of which has been determined to ensure the feasibility of the design.

Palabras clave: Aircraft; Single-seater; Convertible; Fuel cell; Hydrogen; eVTOL.

Índice general

1	Introducción	15
1.1	El hidrógeno como fuente de energía	15
1.2	Evolución de las pilas de combustible	16
1.3	Electrificación del transporte aéreo	18
1.3.1	Aeronave de ala fija con propulsión multirrotores reorientable	18
1.3.2	Aeronaves multirrotores de tipología dron	20
1.4	Objetivo	22
1.5	Objetivos de desarrollo	24
2	Marco teórico	25
2.1	Teoría de Cantidad de Movimiento (TCM)	25
2.2	Teoría Elemento de Pala (TEP)	30
2.3	Estimación de los coeficientes de resistencia	33
2.3.1	$CD0$. Analogía de la placa plana	33
2.3.2	k. Métodos de estimación de e	35
2.4	Actuaciones de la aeronave	36
2.5	Estabilidad longitudinal con mandos fijos en aeronaves de ala fija	38
3	Metodología	39
3.1	Proceso de diseño	39
3.2	Optimización del sistema propulsivo	41
4	Diseño del prototipo	43
4.1	Criterios de diseño	43
4.1.1	Configuración general	43
4.1.2	Fuselaje	44
4.1.3	Ala	45
4.1.4	Superficies de control	46
4.1.5	Tren de aterrizaje	46
4.1.6	Dispositivos hipersustentadores	46
4.2	Diseño Numérico	47
4.2.1	Modelo 1	47
4.2.2	Modelo 2	59
4.2.3	Modelo 3	72

5	Conclusiones	82
5.1	Conclusiones	82
5.2	Estudios futuros.....	84
5.2.1	Profundización del análisis	84
5.2.2	Adaptación del vehículo.....	85
6	Pliegue de condiciones.....	86
7	Salario y costes.....	88
8	Anexos	89
8.1	Plano Modelo 1	89
8.2	Plano Modelo 2	90
8.3	Plano Modelo 3	91
8.4	Especificaciones del modelo final.....	93
8.5	Códigos de Matlab.....	95
8.5.1	ISA	95
8.5.2	Velocidad inducida	95
8.5.3	Velocidad máxima de rotación	96
8.5.4	Optimización del sistema propulsivo.....	97
8.5.5	Estabilidad.....	120
9	Bibliografía	126

Índice de figuras

Ilustración 1.1: Número de patentes de células de combustible publicadas cada año mundialmente	16
Ilustración 1.2: Masa y densidad energética equivalente de sistemas de propulsión que proporcionan una potencia de eje de 50 kW durante 2 horas. [3]	17
Ilustración 1.3: Modelo de eVTOL Joby de la empresa Joby Aviation	18
Ilustración 1.4: Modelo de eVTOL VX4 de la empresa Vertical Aerospace	19
Ilustración 1.5: Modelo de eVTOL Lilium Jet de la empresa Lilium	19
Ilustración 1.6: Modelo de eVTOL EHang 216 de la empresa EHang	20
Ilustración 1.7: Modelo de eVTOL Volocity de la empresa Volocopter	20
Ilustración 1.8: Alcance previsto de la aeronave Pegasus I en diferentes ciudades costeras de gran extensión. El círculo interior se relaciona con viaje de ida u retorno y el exterior con viajes de solo partida	23
Ilustración 1.9: Objetivos de desarrollo relacionados con el objetivo establecido en este documento	24
Ilustración 2.1: Campo de velocidades en las proximidades de un rotor en vuelo a punto fijo obtenido de ensayos en túnel aerodinámico de un rotor a escala	25
Ilustración 2.2: Definición del volumen de control y de las magnitudes físicas empleadas en la formulación de modelo de la teoría de cantidad de movimiento en vuelo axial ascendente ($V_z \geq 0$)	26
Ilustración 2.3: Diagrama de bloques de las entradas y resultados de la TCM	28
Ilustración 2.4: Intersección del torbellino de punta de pala con un plano vertical para un rotor que pasa de la situación de vuelo a punto fijo a la situación de molinete frenante	28
Ilustración 2.5: Velocidad inducida adimensional v_i/v_{i0} en función de la velocidad axial adimensional de vuelo V_z/v_{i0} ; en el gráfico se delimitan los distintos estados (vuelo axial ascendente, anillos turbillonarios, estela turbulenta y molinete frenante). El tipo de línea indica donde la solución de la teoría de cantidad de movimiento es válida (línea delgada continua) y donde no lo es (línea de trazos cortos), también se ha representado la solución de Rand para descenso a velocidad moderada (línea de trazos largos) y la solución de las constantes A y B para el rango completo de velocidades (línea continua gruesa). Los círculos con fondo blanco representan datos experimentales de [Lei00]. El círculo negro representa el estado de autorrotación ideal según el modelo de Rand, y el cuadrado negro representa el estado de autorrotación ideal según el modelo de las constantes A y B	29
Ilustración 2.6: Diagrama de bloques de las entradas y resultados de la TEP, donde $c(r)$ es la distribución de cuerda a lo largo de la pala, $c_l(\alpha)$ y $c_d(\alpha)$ son las funciones de coeficiente de sustentación y de resistencia aerodinámica del perfil respectivamente, $\theta(r)$ el ángulo de paso de la pala y Ω la velocidad angular de rotación del rotor	30
Ilustración 2.7: Esquemización de los ejes utilizados para definir la posición del diferencial de cuerda estudiado por la TEP	30
Ilustración 2.8: Esquema de las velocidades relativas al perfil y de las fuerzas que actúan sobre el mismo en el sistema de ejes x_{A1} , y_{A1} , z_{A1}	31
Ilustración 2.9: Esquemización de las fases de vuelo del prototipo propuesto mostrando las diferentes configuraciones que presentará para cada una de ellas	36
Ilustración 3.1: Diagrama secuencial de etapas en la iteración para alcanzar el prototipo final de la aeronave en diseño ..	39
Ilustración 3.2: Diagrama de bloques que refleja el proceso de optimización seguido por el código de Matlab hasta alcanzar la configuración óptima que garantiza menores prestaciones del sistema propulsivo	42
Ilustración 4.1: Variación del ángulo de ataque percibido por las palas de crucero en las fases de crucero y despegue para el caso en el que se establece el ángulo de ataque de la pala en base a la velocidad de crucero	51
Ilustración 4.2: Variación del ángulo de ataque percibido por las palas de crucero en las fases de crucero y despegue para el caso en el que se establece el ángulo de ataque de la pala en base a la velocidad de ascenso	51
Ilustración 4.3: Ángulo de paso y de entrada de corriente a lo largo de las palas de crucero en las condiciones de vuelo recogidas en la Tabla 3.10	53
Ilustración 4.4: Ángulo de paso y de entrada de corriente a lo largo de las palas auxiliares en las condiciones de vuelo recogidas en la Tabla 3.10	53

<i>Ilustración 4.5: Estado de carga de la batería durante la autonomía estimada para la aeronave con la configuración definida en el modelo 1.....</i>	<i>55</i>
<i>Ilustración 4.6: Esquematación de la distribución de carga en el modelo 1 con indicaciones de cada componente</i>	<i>56</i>
<i>Ilustración 4.7: Mapa de P para diferentes configuraciones de las variables de diseño</i>	<i>60</i>
<i>Ilustración 4.8: Mapa de P·t para diferentes configuraciones de las variables de diseño durante el descenso</i>	<i>61</i>
<i>Ilustración 4.9: Mapa de P·t para diferentes configuraciones de las variables de diseño durante el ascenso</i>	<i>62</i>
<i>Ilustración 4.10: Potencia necesaria para sostener el vuelo de crucero para distintas velocidades de avance efectivo</i>	<i>63</i>
<i>Ilustración 4.11: P·t necesaria para sostener el vuelo de crucero para distintas velocidades de avance efectivo</i>	<i>63</i>
<i>Ilustración 4.12:Ángulo de paso y de entrada de corriente a lo largo de las palas de crucero en las condiciones de vuelo recogidas en la Tabla 3.20</i>	<i>64</i>
<i>Ilustración 4.13: Ángulo de paso y de entrada de corriente a lo largo de las palas auxiliares en las condiciones de vuelo recogidas en la Tabla 3.20</i>	<i>64</i>
<i>Ilustración 4.14: Estado de carga de la batería durante la autonomía estimada para la aeronave con la configuración definida en el modelo 2.....</i>	<i>66</i>
<i>Ilustración 4.15: Esquematación de la distribución de carga en el modelo 2 con indicaciones de cada componente</i>	<i>66</i>
<i>Ilustración 4.16: Curvas de diseño con las solicitaciones de las diferentes fases que componen el vuelo del modelo 2</i>	<i>68</i>
<i>Ilustración 4.17: Variación temporal del ángulo de ataque desde su condición de equilibrio a 4,51º en vuelo de crucero tras una perturbación del ángulo de ataque de +1º.</i>	<i>70</i>
<i>Ilustración 4.18:Estado de carga de la batería durante la autonomía estimada para la aeronave con la configuración definida en el modelo 3.....</i>	<i>75</i>
<i>Ilustración 4.20: Esquematación de la distribución de carga en el modelo 3 con indicaciones de cada componente</i>	<i>76</i>
<i>Ilustración 4.21: Curvas de diseño con las solicitaciones de las diferentes fases que componen el vuelo del modelo 3.</i>	<i>77</i>
<i>Ilustración 4.22: Curvas de momento de cabeceo de la aeronave como función de α para múltiples valores de δe y el empuje de crucero en el modelo 3</i>	<i>79</i>
<i>Ilustración 4.23: Curvas de sustentación de la aeronave como función de α para múltiples valores de δe para el modelo 3</i>	<i>79</i>
<i>Ilustración 4.24: Variación temporal del ángulo de ataque desde su condición de equilibrio a 3,54 º en vuelo de crucero tras una perturbación del ángulo de ataque de +1º.....</i>	<i>80</i>
<i>Ilustración 4.25: Deflexión del timón de guiñada necesaria ante un fallo de hélice para los distintos regímenes de vuelo que puede afrontar la aeronave como aeronave de ala fija antes de alcanzar la entrada en pérdida</i>	<i>81</i>

Índice de tablas

Tabla 1.1: Especificaciones de las distintas aeronaves anteriormente presentadas.	21
Tabla 1.2: Especificaciones iniciales impuestas al prototipo en desarrollo en este documento, el Pegaso I.....	22
Tabla 2.1: Proporción de la influencia de los regímenes laminar y turbulento sobre los distintos elementos que componen la aeronave para alcanzar el coeficiente de fricción promediado en cada uno de ellos.....	34
Tabla 2.2: Factores de interferencia estimados para los distintos componentes que conformarán la estructura	35
Tabla 4.1: Coeficientes aerodinámicos del perfil NACA 63 ₃ 018 bajo números de Reynolds de 1E+06. [31].....	45
Tabla 4.2: Coeficientes aerodinámicos del perfil NACA 0012 bajo números de Reynolds de 1E+06.[31]	46
Tabla 4.3: Parámetros y dimensiones de la superficie alar del modelo 1	48
Tabla 4.4: Dimensiones de las superficies aerodinámicas de control de cola, el estabilizador horizontal (HE) y el estabilizador vertical (EV) del modelo 1.....	48
Tabla 4.5: Longitudes y diámetros de las diferentes secciones planteadas para el fuselaje del modelo 1.....	49
Tabla 4.6: Estimación del coeficiente de resistencia parásita por el método de la analogía de placa plana en base a las dimensiones y condiciones de crucero establecidas para el modelo 1.	49
Tabla 4.7: Estimaciones del coeficiente de Oswald, e, y del coeficiente de proporcionalidad de resistencia inducida para el modelo 1	49
Tabla 4.8: Coeficientes aerodinámicos del perfil NACA 2415 bajo números de Reynolds de 1E+06. [31]	50
Tabla 4.9: Parámetros geométricos comunes para todas las hélices diseñadas durante el documento.....	50
Tabla 4.10: Valores de las variables de diseño establecidos en el modelo 1 para definir el ángulo de paso, $\vartheta(r)$, de cada set de hélices	52
Tabla 4.11: Parámetros de actuación para las distintas fases del vuelo que caracterizarán al modelo 1	54
Tabla 4.12: Resultados de potencia y torsor proporcionados por la TCM y la TEP para las hélices y condiciones de vuelo impuestas para el modelo 1.....	55
Tabla 4.13: Características másicas y volumétricas de los diferentes subsistemas que componen el sistema propulsivo que alimentará al modelo 1.....	56
Tabla 4.14: Distribución de masas de todos los componentes que conforman el modelo 1 obtenidos de su modelado 3D. .58	58
Tabla 4.15: Parámetros y dimensiones de la superficie alar del modelo 2.	59
Tabla 4.16: Dimensiones de las superficies aerodinámicas de control de cola, el estabilizador horizontal (HE) y el estabilizador vertical (EV) del modelo 2.....	59
Tabla 4.17: Longitudes y diámetros de las diferentes secciones planteadas para el fuselaje del modelo 2.....	59
Tabla 4.18: Estimación del coeficiente de resistencia parásita por el método de la analogía de placa plana en base a las dimensiones y condiciones de crucero establecidas para el modelo 2	59
Tabla 4.19: Estimaciones del coeficiente de Oswald, e, y del coeficiente de proporcionalidad de resistencia inducida para el modelo 2	60
Tabla 4.20: Valores de las variables de diseño establecidos en el modelo 2 para definir el ángulo de paso, $\vartheta(r)$, de cada set de hélices.	63
Tabla 4.21: Parámetros de actuación para las distintas fases del vuelo que caracterizarán al modelo 2.	65
Tabla 4.22: Resultados de potencia y torsor proporcionados por la TCM y la TEP para las hélices y condiciones de vuelo impuestas para el modelo 2.....	65
Tabla 4.23: Características másicas y volumétricas de los diferentes subsistemas que componen el sistema propulsivo que alimentará al modelo 2.....	65
Tabla 4.24: Distribución de masas de todos los componentes que conforman el modelo 2 obtenidos de su modelado 3D ..67	67
Tabla 4.25: Variables necesarios para aplicar la teoría de estabilidad presente en el apartado 2.5 a partir de los valores desarrollados durante el modelo 2 y del modelado 3D	69
Tabla 4.26: Coeficientes aerodinámicos de sustentación y momento de la aeronave completa en el modelo 2.	69
Tabla 4.27: Resultante de momentos respecto al centro de gravedad como resultado de la tracción de los 2 set de hélices del modelo 2	70

<i>Tabla 4.28: Dimensiones de las superficies aerodinámicas de control de cola, el estabilizador horizontal (HE) y el estabilizador vertical (EV) del modelo 3.....</i>	<i>72</i>
<i>Tabla 4.29: Longitudes y diámetros de las diferentes secciones planteadas para el fuselaje del modelo 3.....</i>	<i>72</i>
<i>Tabla 4.30: Estimación del coeficiente de resistencia parásita por el método de la analogía de placa plana en base a las dimensiones y condiciones de crucero establecidas para el modelo 3</i>	<i>73</i>
<i>Tabla 4.31: Estimaciones del coeficiente de Oswald, e, y del coeficiente de proporcionalidad de resistencia inducida para el modelo 3</i>	<i>73</i>
<i>Tabla 4.32: Valores de las variables de diseño establecidos en el modelo 3 para definir el ángulo de paso, $\vartheta(r)$, de cada set de hélices.</i>	<i>74</i>
<i>Tabla 4.33: Parámetros de actuación para las distintas fases del vuelo que caracterizarán al modelo 3.</i>	<i>74</i>
<i>Tabla 4.34: Resultados de potencia y torsor proporcionados por la TCM y la TEP para las hélices y condiciones de vuelo impuestas para el modelo 3.....</i>	<i>74</i>
<i>Tabla 4.35: Características másicas y volumétricas de los diferentes subsistemas que componen el sistema propulsivo que alimentará al modelo 3.....</i>	<i>75</i>
<i>Tabla 4.37: Distribución de masas de todos los componentes que conforman el modelo 3 obtenidos de su modelado 3D..</i>	<i>77</i>
<i>Tabla 4.38: Variables necesarios para aplicar la teoría de estabilidad presente en el apartado 2.5 a partir de los valores desarrollados durante el modelo 3 y del modelado 3D.</i>	<i>78</i>
<i>Tabla 4.39: Coeficientes aerodinámicos de sustentación y momento de la aeronave completa en el modelo 3</i>	<i>78</i>
<i>Tabla 4.40: Resultante de momentos respecto al centro de gravedad como resultado de la tracción de los 2 set de hélices del modelo 3</i>	<i>81</i>
<i>Tabla 7.1: Estimación del presupuesto total destinado a la elaboración del TFG</i>	<i>88</i>

Lista de símbolos

Símbolos latinos

a_{wb}	<i>Pendiente de sustentación del conjunto ala-fuselaje</i>
a_t	<i>Pendiente de sustentación de la superficie de cola</i>
A_w	<i>[-] Alargamiento alar</i>
A_b	<i>[-] Alargamiento de la pala</i>
$A_{máx.fus}$	<i>[m²] Área máxima de sección del fuselaje</i>
$A_{máx.na}$	<i>[m²] Área máxima de sección de los motores</i>
b	<i>[-] Número de palas de la hélice</i>
b_w	<i>[m] Envergadura alar</i>
$c(r)$	<i>[m] Distribución de cuerda a lo largo de la pala del rotor</i>
$c_d(\alpha)$	<i>[-] Coeficiente aerodinámico de resistencia adimensional para un ángulo de ataque α</i>
$c_l(\alpha)$	<i>[-] Coeficiente aerodinámico de sustentación adimensional para un ángulo de ataque α</i>
C_D	<i>[-] Coeficiente de resistencia aerodinámica adimensional</i>
C_{D0}	<i>[-] Coeficiente de resistencia aerodinámica parásita adimensional</i>
C_f	<i>[-] Coeficiente de fricción</i>
$C_{D,2}/C_{L,2}$	<i>[-] Eficiencia aerodinámica en el segundo segmento</i>
D	<i>[N] Resistencia Aerodinámica</i>
e	<i>[-] Coeficiente de Oswald</i>
f	<i>[-] Ratio longitud/diámetro</i>
F_{Tb}	<i>[N] Fuerza tangencial de una única pala</i>
F_T	<i>[N] Fuerza tangencial total</i>
i_{wb}	<i>[°] Ángulo de incidencia del conjunto ala-fuselaje</i>
i_t	<i>[°] Ángulo de incidencia de la superficie horizontal de cola</i>
k	<i>[-] Coeficiente de proporción de la resistencia aerodinámica inducida</i>
k_{rough}	<i>[m] Coeficiente de acabado superficial o rugosidad [m] Longitud característica del componente</i>
l	<i>[m] Longitud característica del cuerpo en la dirección del flujo</i>
M	<i>[Nm] Momento torsor o par motor</i>
M_G	<i>[Nm] Momento respecto al centro de gravedad</i>
\dot{m}	<i>[kg/s] Gasto másico a través del disco actuador</i>
M_{zAb}^a	<i>[Nm] Momento aerodinámico sobre el eje del rotor producido por una única pala</i>

M_{ZA}^a	<i>[Nm] Momento aerodinámico total sobre el eje del rotor</i>
P	<i>[kW] Potencia</i>
P_{cr}	<i>[kW] Potencia necesaria durante el crucero</i>
P_i	<i>[kW] Potencia inducida por el rotor en el eje del disco actuador</i>
P_{i0}	<i>[kW] Potencia inducida por el rotor en el eje del disco actuador en vuelo a punto fijo</i>
$P_{U,2}$	<i>[kW] Potencia necesaria en el ascenso del segundo segmento</i>
P_{TO}	<i>[kW] Potencia necesaria en el despegue</i>
r	<i>[m] Coordenada radial sobre el plano de rotación desde el rotor</i>
R	<i>[m] Radio de las palas de la cada hélice</i>
$S_{b\ cr}$	<i>[m²] Superficie discal de las hélices de crucero</i>
$S_{b\ aux}$	<i>[m²] Superficie discal de las hélices auxiliares</i>
S_w	<i>[m²] Superficie alar</i>
S_0	<i>[m²] Superficie del fluido sin perturbar aguas arriba del disco actuador</i>
S	<i>[m²] Superficie del disco actuador</i>
S_2	<i>[m²] Superficie de fluido en la estela del disco actuador</i>
t	<i>[m] Máximo espesor del perfil</i>
T	<i>[N] Tracción o empuje producidos por el rotor</i>
T_b	<i>[N] Tracción producida por una única pala</i>
U_P	<i>[m/s] Velocidad del flujo normal al plano de rotación de la hélice</i>
U_T	<i>[m/s] Velocidad del flujo contenida en el plano de rotación de la hélice</i>
v	<i>[m³] Volumen</i>
v_i	<i>[m/s] Velocidad inducida por el rotor en el eje del disco actuador en el vuelo axial</i>
v_{i0}	<i>[m/s] Velocidad inducida por el rotor en el eje del disco actuador en vuelo a punto fijo</i>
v_{i2}	<i>[m/s] Velocidad inducida por el rotor en la estela en el vuelo axial</i>
V	<i>[m/s] Velocidad de vuelo en crucero</i>
V_f	<i>[m³] Volumen ocupado por las fibras de carbono en el material compuesto</i>
V_p	<i>[m³] Volumen ocupado por los poros en el material compuesto</i>
V_r	<i>[m³] Volumen ocupado por la resina epoxi en el material compuesto</i>
\hat{V}_t	<i>[-] Coeficiente adimensional de volumen de cola horizontal</i>
V_z	<i>[m/s] Velocidad de ascenso del disco actuador</i>
V_2	<i>[m/s] Velocidad de vuelo al inicio del segundo segmento</i>
W_{TO}	<i>[N] Peso al despegue</i>
W_f	<i>[kg] Masa de las fibras de carbono del material compuesto</i>

W_r	<i>[kg] Masa de la resina epoxi del material compuesto</i>
W_2	<i>[N] Peso al inicio del ascenso en el segundo segmento</i>
x	<i>[m] Posición de máxima curvatura sobre el perfil</i>
\hat{x}_{cg}	<i>[-] Posición del centro de masas adimensionalizada por la cuerda media aerodinámica</i>
\hat{x}_{acwb}	<i>[-] Posición del centro aerodinámico del ala adimensionalizada por la cuerda media aerodinámica</i>

Símbolos griegos

α	<i>[°] Ángulo de ataque que ve el perfil</i>
ε_0	<i>[°] Ángulo de torsión geométrica a lo largo del ala</i>
η_H	<i>[-] Eficiencia propulsiva de las hélices</i>
η_t	<i>[-] Eficiencia aerodinámica de la cola</i>
ϕ	<i>[°] Ángulo de entrada de la corriente</i>
λ_w	<i>[-] Estrechamiento alar</i>
λ_m	<i>[°] Flecha alar máxima</i>
μ	<i>[Pa·s] Viscosidad dinámica</i>
Ω	<i>[rad/s] Velocidad angular de rotación del rotor</i>
Ψ	<i>[°] Ángulo de giro del rotor</i>
ρ	<i>[kg/m³] Densidad del aire en las condiciones de vuelo</i>
ρ_f	<i>[kg/m³] Densidad de las fibras de carbono</i>
ρ_r	<i>[kg/m³] Densidad de la resina epoxi</i>
τ_e	<i>[-] Efectividad del timón de profundidad (elevator)</i>
$\theta(r)$	<i>[°] Ángulo de paso de la pala</i>

Subíndices

A	<i>Sistema de ejes solidarios al eje del rotor</i>
AI	<i>Sistema de ejes solidarios al diferencial de cuerda de pala</i>
b	<i>Referido a una única pala</i>
c	<i>Material compuesto</i>
cr	<i>Referido al crucero</i>
D	<i>Resistencia de la aeronave completa</i>
f	<i>Fibras de carbono</i>

<i>i</i>	<i>Propiedad inducida en el vuelo axial</i>
<i>i0</i>	<i>Propiedad inducida en el vuelo a punto fijo</i>
<i>l</i>	<i>Sustentación del diferencial de cuerda</i>
<i>d</i>	<i>Resistencia del diferencial de cuerda</i>
<i>L</i>	<i>Sustentación de la aeronave completa</i>
<i>m</i>	<i>Referido a los momentos longitudinales de la aeronave</i>
<i>p</i>	<i>Poros presentes en el material compuesto</i>
<i>r</i>	<i>Resina epoxi</i>
<i>t</i>	<i>Referido a las superficies horizontales de cola (tail)</i>
<i>TO</i>	<i>Referido al despegue</i>
<i>w</i>	<i>Referido a la superficie alar</i>
<i>wb</i>	<i>Referido al conjunto ala-fuselaje</i>
<i>z</i>	<i>Vertical</i>
<i>0</i>	<i>Constante</i>

Siglas

<i>eVTOL</i>	<i>Aeronave con capacidad de realizar despegue y aterrizaje vertical alimentada únicamente por energía eléctrica</i>
<i>EH</i>	<i>Estabilizador horizontal</i>
<i>EV</i>	<i>Estabilizador vertical</i>
<i>FF</i>	<i>[-] Factor de forma</i>
<i>FI</i>	<i>[-] Factor de interferencia</i>
<i>MLW</i>	<i>[kg] Peso máximo al aterrizaje</i>
<i>MTOW</i>	<i>[kg] Máximo peso al despegue de la aeronave</i>
<i>MPL</i>	<i>[kg] Máxima Pay load, o máxima carga de pago prevista para la aeronave</i>
<i>Re</i>	<i>[-] Número de Reynolds</i>
<i>Re_{cutt}</i>	<i>[-] Número de Reynolds de corte</i>
<i>TCM</i>	<i>Teoría de la Cantidad de Movimiento</i>

1 Introducción

1.1 *El hidrógeno como fuente de energía*

El hidrógeno se presenta como una de las grandes promesas para sustituir los combustibles fósiles sin emisiones de efecto invernadero en su combustión. Esta promesa se ve sin embargo opacada hoy en día por la dificultad en su producción. Hasta el momento, el método más popular de obtención de hidrógeno se basa en el uso de gas natural, haciéndolo dependiente de las energías fósiles y por tanto no siendo libre de emisiones en su ciclo de vida completo. Es por ello por lo que al hidrógeno obtenido como resultado de este proceso se lo conoce como “hidrógeno gris”. [1]

Métodos recientes proponen capturar y almacenar el carbono resultante en la producción del “hidrógeno gris” e inyectarlo bajo tierra para su fijación, evitando las emisiones al ambiente. En este caso, se habla de “hidrógeno azul” y supone una alternativa de gran interés hasta que la tecnología evolucione y haga viable el tercer modo de producción de hidrógeno, la electrólisis, que permite su producción a partir del agua dejando de lado el uso de combustibles fósiles y dando lugar a lo que se conoce como “hidrógeno verde”.

Este último, el más atractivo, resulta muy costoso energéticamente y supone tan sólo un 5 % en la producción de hidrógeno total actual. Sin embargo, políticas propuestas por autoridades como la Asociación Española del Hidrógeno, que sostienen el almacenamiento de la energía renovable excedente en horas de menor demanda de la red eléctrica en forma de hidrógeno podrían permitir su popularización a los sectores industrial, del transporte o de la energía al rentabilizar su producción. A su vez, las previsiones sobre la reducción del coste de producción por electrólisis en los próximos 10 años hacen previsible que el hidrógeno sea una fuente de energía en expansión en las próximas décadas.

1.2 Evolución de las pilas de combustible

El primer diseño de una pila de combustible se remonta al año 1842, de manos de Sir William Grove, la cual era capaz de producir energía eléctrica a partir de la combinación de hidrógeno y oxígeno. Desde entonces y durante más de un siglo se mantuvieron relegadas a un marco experimental, sin gran evolución. No sería hasta 1952, cuando Francis T. Bacon renovó el interés en este campo con la construcción de una pila de celdas de combustible que suministraba 5 kW. Desde entonces, modelos posteriores producidos por *Pratt and Whitney* y otros fueron aplicadas en los programas espaciales *Geminis* y *Apollo*, donde suministraban la energía para el soporte vital, guiado y comunicaciones.[2]

Su uso fue probándose en diferentes medios de transporte hasta llegar al primer coche de pasajeros alimentado por células de combustible en 1993, de manos de Perry Energy Systems. A finales de ese mismo siglo la mayoría de los fabricantes de vehículos presentaron su propio modelo y desde entonces el número de patentes relacionadas con células de combustible no ha dejado de crecer, demostrando la cada vez mayor implicación científica e industrial en este campo, tal y como refleja la Ilustración 1.1.

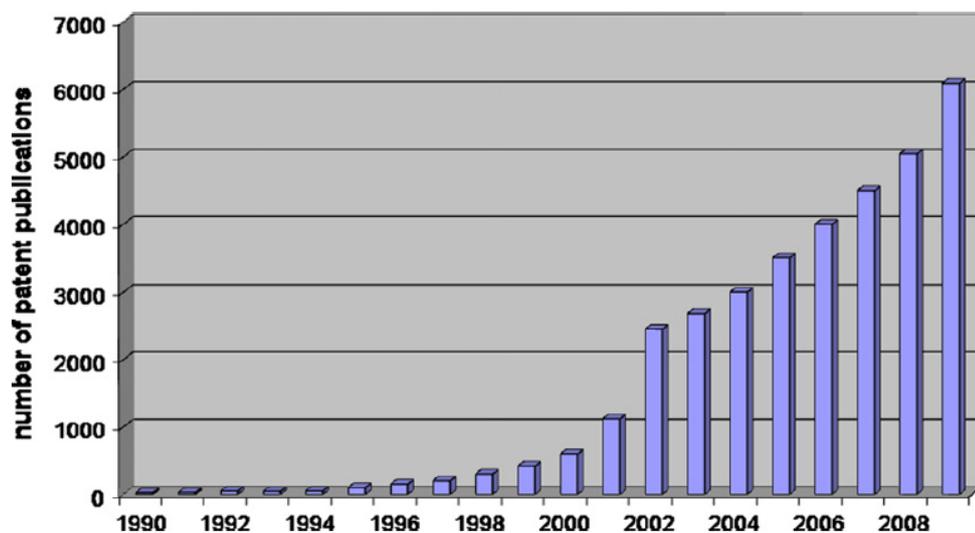


Ilustración 1.1: Número de patentes de células de combustible publicadas cada año mundialmente

Sin embargo, ¿qué características presentan que las hace atractivas para su aplicación a la automoción y el transporte?

- Su **eficiencia** es muy superior a la de motores de combustión interna, siendo por tanto de interés para su aplicación al sector automovilístico.
- Sus **bajas emisiones**. El combustible que requieren para su funcionamiento genera emisiones comparativamente menores a otros medios convencionales en el caso de utilizar metano u otros combustibles fósiles. En caso de usar hidrógeno verde sus emisiones contaminantes desaparecen, produciendo únicamente agua como resultado de su operación.
- Su **simplicidad**. Al estar compuestas por la superposición de elementos iguales sin partes móviles, consiguen costes de producción comparables a los de otras fuentes de energía actuales.

- Su **vida útil** como resultado de la carencia de partes móviles para su funcionamiento puede hacerlas aplicables a la automoción y al transporte.
- Su **escalabilidad**. Su simplicidad también le permite aumentar las prestaciones que es capaz de satisfacer sin más dificultad que aumentar el tamaño de la pila añadiendo más celdas. Esto le permitiría adaptarse rápidamente a diferentes aplicaciones, siendo una fuente de energía versátil.
- Su **alto cociente energía/masa** frente a otras fuentes de energía limpias como las baterías las convierte en una alternativa competitiva para la generación de empuje en vehículos aéreos.

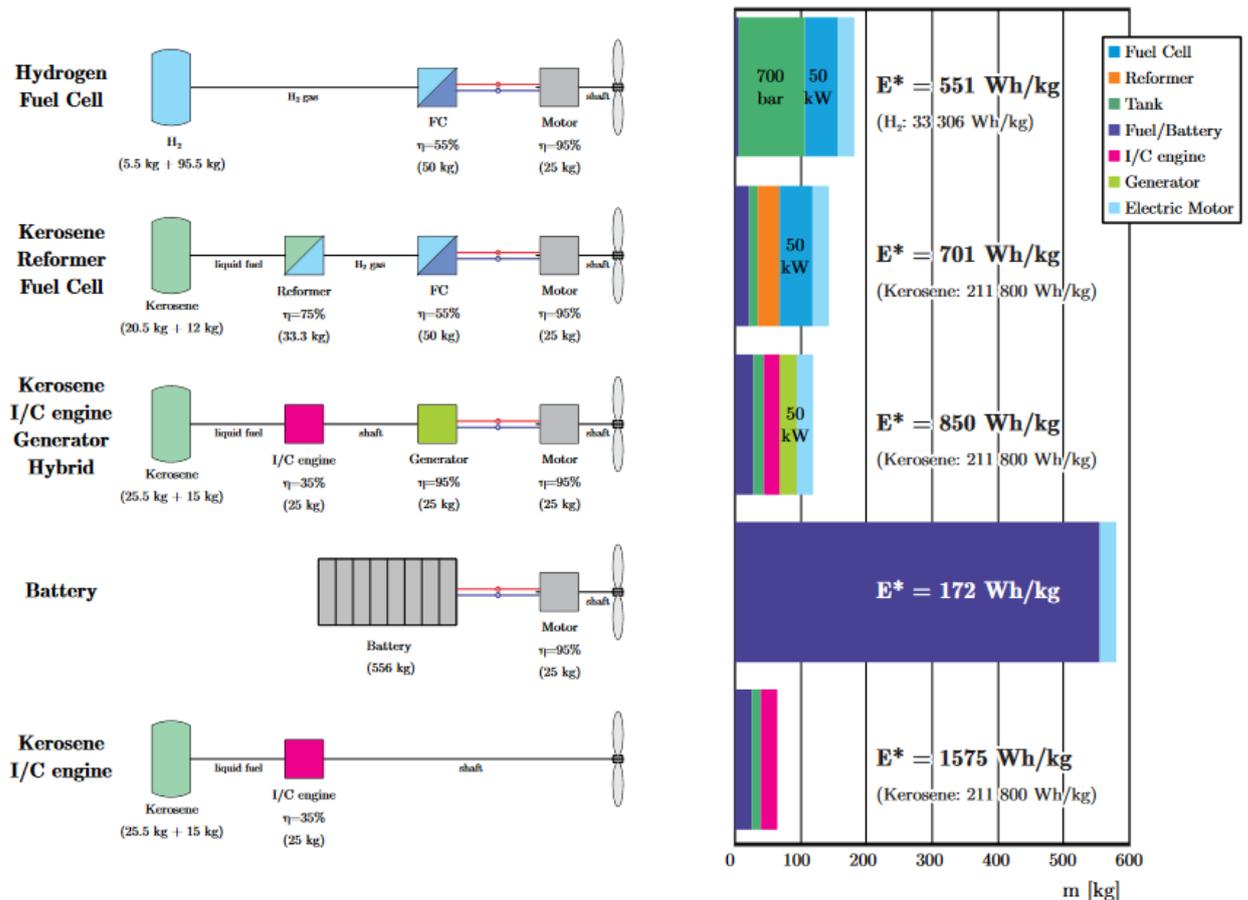


Ilustración 1.2: Masa y densidad energética equivalente de sistemas de propulsión que proporcionan una potencia de eje de 50 kW durante 2 horas. [3]

Si bien, tal y como se ha expuesto, se puede comprobar que el hidrógeno como fuente de energía es una tecnología todavía en desarrollo, sus capacidades actuales hacen posible plantear un transporte sin emisiones basado en una alimentación híbrida entre una pila de hidrógeno y baterías.

1.3 Electrificación del transporte aéreo

En los últimos años, la industria ha visto un creciente interés en el desarrollo de prototipos de aeronaves de pequeño tamaño que explotan los recientes avances en los campos de las baterías y los materiales compuestos. Esto ha permitido dar lugar a vehículos con cero emisiones contaminantes en vehículos de mucho menor peso estructural que sus antecesores.

Estos prototipos, pese a resultar inasumibles actualmente para el público general, pretenden ser los precursores de un nuevo mercado, el transporte aéreo privado de pasajeros en vuelos de corto alcance (intra e interurbanos).

Con este propósito, y como en todo nuevo mercado, la industria ha encontrado soluciones muy diversas para resolver esta cuestión. A continuación, se mostrarán algunos de los prototipos más avanzados que demostrarán las distintas filosofías de diseño que se han alcanzado.

1.3.1 Aeronave de ala fija con propulsión multirrotor reorientable

Este modelo con hélices reorientables realiza una transición entre la fase de despegue vertical, en la cual despegue con una tipología similar a un dron, y la fase de crucero, en la que dispone sus hélices para conseguir el empuje para sostener el crucero. Además, cuenta con una superficie alar que busca reducir los requerimientos de potencia para extender el vuelo de crucero. A continuación, se muestran diferentes interpretaciones de esta filosofía.

Joby (Joby Aviation)

El modelo presenta una tipología de avión con ala alta que aleja las hélices del suelo para facilitar el aterrizaje, junto con unas superficies de cola en disposición V que reducen el peso de los sistemas de control. Para mejorar la disposición de la aeronave en el despegue y aterrizaje se ha elegido un tren de aterrizaje en triciclo que también permite al piloto mayor visibilidad en los tramos de aproximación.



Ilustración 1.3: Modelo de eVTOL Joby de la empresa Joby Aviation

VX4 (Vertical Aerospace)

Este modelo, muy similar al anterior, presenta una serie de 4 hélices reorientables en el borde de ataque del ala que ayudarán en los tramos de despegue y aterrizaje, así como en el crucero, y otra serie de 4 hélices en el borde de salida con una posición fija que funcionarán únicamente en los tramos verticales.



Ilustración 1.4: Modelo de eVTOL VX4 de la empresa Vertical Aerospace

Lilium Jet (Lilium)

Este modelo, a diferencia de sus semejantes, aumenta drásticamente el número de hélices para facilitar su inducción y mejorar así su eficiencia y reducir la contaminación acústica frente a sus competidores. Además, también elimina elementos como el estabilizador vertical, correspondiéndose el control de guiñada a una propulsión diferencial de las distintas hélices que permite reducir el peso de la aeronave.



Ilustración 1.5: Modelo de eVTOL Lilium Jet de la empresa Lilium

1.3.2 *Aeronaves multirrotor de tipología dron*

Esta disposición tiene una serie de rotores fijos que confía en la propulsión diferencial de las hélices para realizar las fases de despegue, aterrizaje y crucero sin la necesidad de superficies aerodinámicas o controles. Esto les confiere una estructura mucho más ligera y sencilla y de fácil control a cambio de una reducción notable de su autonomía. Por último, presentan el tren de aterrizaje de los helicópteros por la similitud de su funcionamiento.

EHang 216 (EHang)

Vehículo de pequeñas dimensiones que presenta sus rotores en la parte inferior de la aeronave. No posee ningún tipo de superficies aerodinámicas fijas o controles.



Ilustración 1.6: Modelo de eVTOL EHang 216 de la empresa EHang

Volocity (Volocopter)

A diferencia de su semejante, presenta un mayor tamaño que le brinda mayor capacidad y posee una pequeña superficie de control en la parte trasera de la aeronave. En este caso, distribuye todos sus propulsores en la parte superior de la aeronave.



Ilustración 1.7: Modelo de eVTOL Volocity de la empresa Volocopter

A continuación se muestra una recopilación de las características de los distintos prototipos.

eVTOL en desarrollo					
Especificaciones	<i>Joby</i>	<i>VX4</i>	<i>Lilium Jet</i>	<i>EHang 216</i>	<i>Velocity</i>
Pasajeros	5	4	7	2	2
MTOW [kg]¹	2.177	<i>Desconocido</i>	3175	600	900
OEW [kg]	1.777	<i>Desconocido</i>	2.615	380	700
OEW/MTOW [%]	81,6	<i>Desconocido</i>	82,4	63,3	77,8
MPL [kg]	400	450	560	220	200
% PL	18,4	<i>Desconocido</i>	17,6	36,7	22,2
Velocidad [km/h]	322	322	300	130	110
Alcance [km]	277	161	300	30	35
Autonomía [min]	51,6	30	60	13,8	19,08
h de vuelo [m]	<i>Desconocida</i>	<i>Desconocida</i>	<i>Desconocida</i>	3000	<i>Desconocida</i>
Fuente de Energía	<i>Baterías</i>	<i>Baterías</i>	<i>Baterías</i>	<i>Baterías</i>	<i>Baterías</i>
b_w [m]	11,6	14,9	11,0	-	-
Propulsión	<i>Multirroto</i>	<i>Multirroto</i>	<i>Hélices In-</i> <i>ductadas</i>	<i>Multirroto</i>	<i>Multirroto</i>
Estructura	<i>Material C.</i> <i>de Fibra de</i> <i>Carbono</i>				

Tabla 1.1: Especificaciones de las distintas aeronaves anteriormente presentadas.

Se puede apreciar como aquellos modelos que presentan superficies aerodinámicas consiguen autonomías y alcances de vuelo muy superiores, debido a la reducción de potencia necesaria para sostener el vuelo de crucero. Por otro lado, este aumento de la estructura conlleva una notable reducción de la carga de pago máxima que estos prototipos son capaces de transportar, siendo considerablemente menores a las de sus competidores con tipología de dron.

Sin embargo, se aprecia como todos ellos presentan algunas características comunes. Todos ellos están alimentados por baterías, y todos ellos han encontrado en los materiales compuestos de fibra de carbono el medio de cumplir con los requisitos estructurales a la vez que se reduce el peso total de la estructura para ser capaces de alojar los sistemas de baterías.

¹ Los valores de MTOW y carga de pago son aproximaciones consultadas en múltiples páginas o suministradas por las empresas, no siendo los valores reales o definitivos de ninguno de los modelos.

1.4 *Objetivo*

En base a la rápida evolución de las pilas de combustible y el creciente interés por los combustibles verdes como el hidrógeno, sumado a la aparición de nuevos tipos de transportes de pasajeros, parece razonable considerar un nuevo vehículo de características semejantes que confíe en el hidrógeno como fuente principal de energía.

De esta forma, este documento pretende alcanzar un modelo de aeronave de pequeñas dimensiones alimentado por una pila de hidrógeno (junto a sus sistemas auxiliares) capaz de despegar y aterrizar verticalmente y de realizar vuelos de corto alcance. El objetivo es alcanzar un prototipo de vehículo monoplaza que sirva de base para futuros diseños con mayor capacidad y autonomía a medida que las pilas de combustible mejoran su competitividad en peso y precio. De esta forma se pretende contribuir al desarrollo de un transporte aéreo libre de emisiones contaminantes al medio ambiente.

Para ello, se contará con la colaboración de Xavier Mondéjar Cuesta, estudiante de cuarto curso de ingeniería aeroespacial, para realizar los estudios referentes a la pila de hidrógeno y sus subsistemas de cara al desarrollo del cálculo en este documento.

Debido a sus superiores prestaciones de alcance y autonomía se ha elegido la configuración de aeronave de ala fija con propulsión multirrotor reorientable. Esta elección busca ampliar el alcance del vehículo al reducir las exigencias sobre el sistema propulsivo a cambio de reducir la carga de pago por el incremento del peso estructural. El nombre decidido para este prototipo será *Pegaso I*.

Las especificaciones impuestas al prototipo estarán inspiradas en los vehículos anteriormente citados, aunque cabe destacar que al ser modelos todavía en desarrollo muchas de sus especificaciones son desconocidas o aproximadas, limitando la capacidad de establecer tendencias de diseño a aspectos cualitativos y no tanto cuantitativos.

Especificaciones	<i>Pegaso I</i>
<i>Pasajeros</i>	1
<i>MTOW [kg]</i>	600
<i>MPL [kg]</i>	80
<i>% PL</i>	13,3
<i>Velocidad [km/h]</i>	160
<i>M [-]</i>	0,11
<i>Alcance [km]</i>	60
<i>Autonomía [min]</i>	25,7
<i>h de vuelo [m]</i>	500
<i>Fuente de Energía</i>	<i>Pila de Hidrógeno y Baterías</i>
<i>Propulsión</i>	<i>Multirrotor</i>
<i>Estructura</i>	<i>Material C. de Fibra de Carbono</i>

Tabla 1.2: Especificaciones iniciales impuestas al prototipo en desarrollo en este documento, el *Pegaso I*

Estas especificaciones más modestas que las de sus competidores con ala fija vendrán justificadas más adelante por su limitación de tamaño para poder operar y estacionarse con mayor facilidad en centros urbanos. De esta forma, y como se muestra a continuación, el rango que es capaz de cubrir la aeronave resulta más que suficiente para cubrir el área metropolitana de grandes ciudades e incluso de pequeños países como Holanda o Bélgica. Su mayor velocidad frente a automóviles y su vuelo directo punto a punto podrían ofrecer grandes reducciones de tiempo que popularizaran su uso como transporte privado. Sin embargo, al tratarse todavía de un prototipo su comercialización estará relegada a una demanda más limitada hasta que los costes de producción y la legislación permitan una mayor difusión. Por el momento podrá actuar como aeronave recreativa o como transporte de lujo.

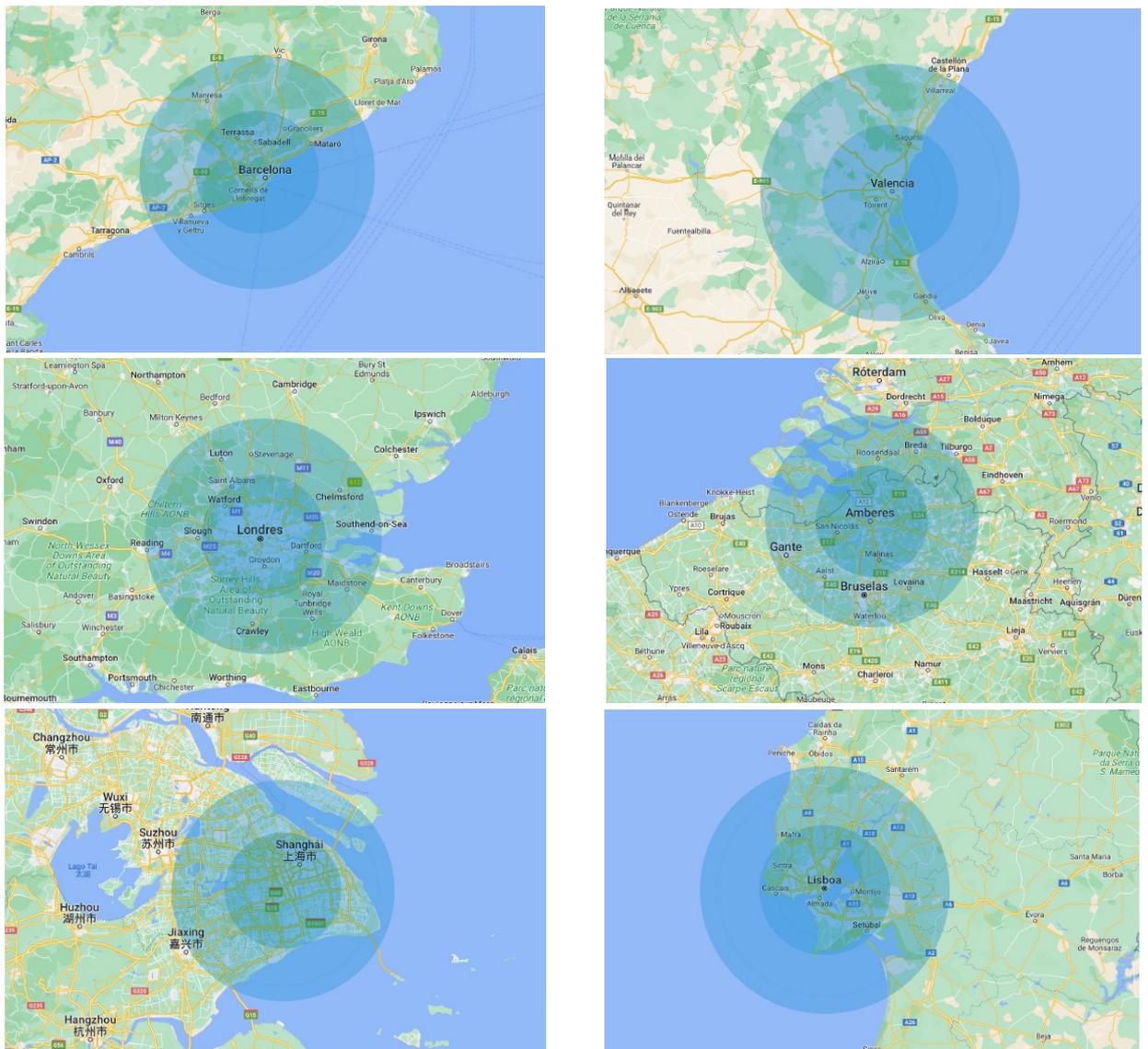


Ilustración 1.8: Alcance previsto de la aeronave Pegasus I en diferentes ciudades costeras de gran extensión. El círculo interior se relaciona con viaje de ida u retorno y el exterior con viajes de solo partida

Por otro lado, y como se comprobará más adelante, los requisitos de potencia para sostener el vuelo en altitudes mayores limitarán el uso de este vehículo a ciudades por debajo de los 500 m de altitud, quedando relegado en muchos casos a zonas del litoral y archipiélagos de islas.

1.5 *Objetivos de desarrollo*

El prototipo presentado busca contribuir a los esfuerzos internacionales para alcanzar los objetivos de desarrollo dispuestos para 2030. De esta forma, conectará directamente con metas de 3 de los 17 objetivos establecidos:

- 7. Energía asequible y no contaminante.
 - ✓ 7.2 De aquí a 2030: aumentar considerablemente la proporción de energía renovable en el conjunto de fuentes energéticas
 - ✓ 7.3 De aquí a 2030: duplicar la tasa mundial de mejora de la eficiencia energética
- 9. Industria, innovación e infraestructura.
 - ✓ 9.2 Promover una industrialización inclusiva y sostenible y, de aquí a 2030: aumentar significativamente la contribución de la industria al empleo y al producto interno bruto, de acuerdo con las circunstancias nacionales, y duplicar esa contribución en los países menos adelantados
- 11. Ciudades y comunidades sostenibles.
 - ✓ 11.2 De aquí a 2030: proporcionar acceso a sistemas de transporte seguros, asequibles, accesibles y sostenibles para todos y mejorar la seguridad vial, en particular mediante la ampliación del transporte público, prestando especial atención a las necesidades de las personas en situación de vulnerabilidad, las mujeres, los niños, las personas con discapacidad y las personas de edad
 - ✓ 11.6 De aquí a 2030: reducir el impacto ambiental negativo per cápita de las ciudades, incluso prestando especial atención a la calidad del aire y la gestión de los desechos municipales y de otro tipo.



Ilustración 1.9: Objetivos de desarrollo relacionados con el objetivo establecido en este documento

2 Marco teórico

2.1 Teoría de Cantidad de Movimiento (TCM)

Para ofrecer una estimación de la potencia necesaria para llevar a cabo la fase de despegue y aterrizaje, así como la de crucero se ha hecho uso de la teoría de helicópteros para estudiar la actuación de cada una de las hélices que impulsarán la aeronave [24]. De esta forma será posible ofrecer unos valores con los que diseñar la pila de hidrógeno y los sistemas auxiliares necesarios para calcular finalmente el peso en vacío de la aeronave.

En un helicóptero, el sistema rotor es el elemento responsable de producir la sustentación para equilibrar el peso de la aeronave, así como de conseguir la fuerza propulsora que le permite avanzar.

En este documento será únicamente de interés el vuelo axial de un rotor, esto es, el modo de vuelo vertical, al ser capaz de reorientar las hélices durante las fases de vuelo en la dirección de avance.

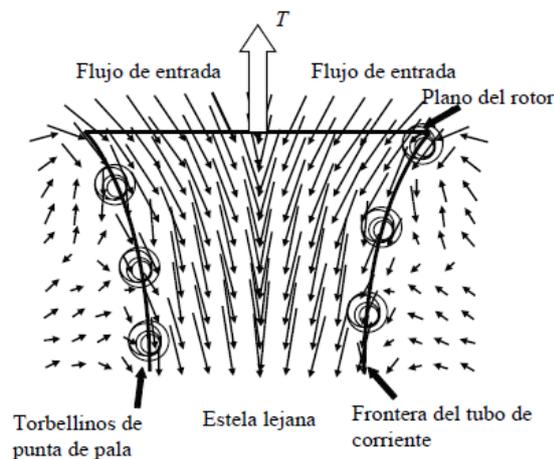


Ilustración 2.1: Campo de velocidades en las proximidades de un rotor en vuelo a punto fijo obtenido de ensayos en túnel aerodinámico de un rotor a escala

La Teoría de Cantidad de Movimiento (TCM) es la teoría aerodinámica más sencilla con la que se estudia el problema aerodinámico del vuelo axial. Para modelar aerodinámicamente el rotor se recurre al disco actuador, que se caracteriza por los siguientes rasgos:

- Permitir el paso de masa por unidad de tiempo como un disco poroso.
- Ser capaz de soportar diferencias de presión entre sus dos caras.
- Poder inyectar energía por unidad de tiempo sobre el flujo.

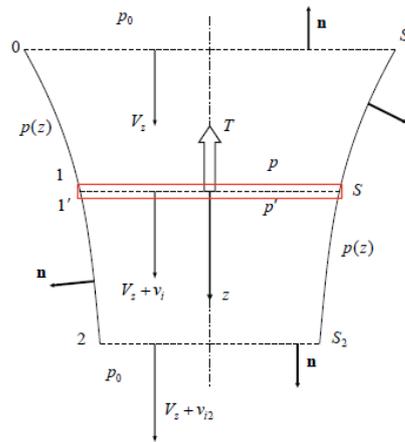


Ilustración 2.2: Definición del volumen de control y de las magnitudes físicas empleadas en la formulación de modelo de la teoría de cantidad de movimiento en vuelo axial ascendente ($V_z \geq 0$)

Para determinar las acciones aerodinámicas que aparecen en el rotor en el modo de vuelo axial se asumen las siguientes hipótesis:

- Fuerzas másicas despreciables
- Flujo incompresible
- Simetría azimutal
- Flujo estacionario
- Flujo sin viscosidad
- Flujo uniforme transversalmente

De esta forma, la ecuación de la conservación de la masa en forma integral aplicada al volumen de control se expresa como:

$$\iint_{S(z)} \rho \bar{V} \bar{n} d\sigma = \dot{m} = \rho S (V_z + v_i) = \rho S_2 (V_z + v_{i2}) = \rho S_0 V_z \quad [\text{I}]$$

Y la ecuación de la cantidad de movimiento como:

$$\int \int_{S_0} \rho V_z (\bar{V} \bar{n}) d\sigma + \int \int_{S_2} \rho (V_z + v_{i2}) (\bar{V} \bar{n}) d\sigma = - \int \int_{S_1} p \bar{n} d\sigma - \int \int_{S_1'} p' \bar{n} d\sigma \quad [\text{II}]$$

Donde se considera que la diferencia de presiones generada en el disco del rotor es el empuje que produce la hélice:

$$T = - \int \int_{S_1} p \bar{n} d\sigma - \int \int_{S_1'} p' \bar{n} d\sigma \quad [\text{III}]$$

Si además el flujo entrante es:

$$\int \int_{S_0} \rho V_z (\bar{V} \bar{n}) d\sigma = \int \int_{S_0} \rho V_z^2 d\sigma = -\dot{m} V_z \quad [\text{IV}]$$

Y el flujo saliente es:

$$\int \int_{S_2} \rho(V_z + v_{i_2}) (\bar{V}\bar{n}) d\sigma = \int \int_{S_2} \rho(V_z + v_{i_2})^2 d\sigma = \dot{m}(V_z + v_{i_2}) \quad [\text{V}]$$

Se alcanza la expresión del empuje mediante la ecuación de cantidad de movimiento:

$$T = \dot{m}v_{i_2} \quad [\text{VI}]$$

Siendo por un lado la potencia inducida al flujo según la ecuación de la energía cinética:

$$P_i = \frac{1}{2} \dot{m} \left[(V_z + v_{i_2})^2 - V_z^2 \right] = \frac{1}{2} \dot{m} v_{i_2} (v_{i_2} + 2V_z) \quad [\text{VII}]$$

Y por otro lado la potencia comunicada al flujo por su definición:

$$P_i = T(V_z + v_i) \quad [\text{VIII}]$$

Donde el término TV_z representa la potencia asociada a la energía potencial gravitatoria (ascender) y el término Tv_i la potencia consumida en acelerar el flujo.

Si se introduce la expresión del gasto másico en las ecuaciones [VI], [VII] y [VIII], y se igualan ambas expresiones de potencia para sustituir la velocidad en la estela, v_{i_2} , ($v_{i_2} = 2v_i$), se alcanzan las siguientes ecuaciones:

$$T = 2\rho S v_i (V_z + v_i) \quad [\text{IX}]; \quad P_i = T(V_z + v_i) \quad [\text{X}]$$

En el caso particular del vuelo a punto fijo, la tracción debe compensar el peso de la aeronave, $T=W$ y por tanto la solución del problema básico de actuaciones es:

$$v_{i0} = \sqrt{\frac{W}{2\rho S}} \quad [\text{XI}]; \quad P_{i0} = \sqrt{\frac{W^3}{2\rho S}} \quad [\text{XII}]$$

Donde v_{i0} y P_{i0} son la velocidad y la potencia inducidas en el vuelo a punto fijo respectivamente. De las ecuaciones [IX] y [X] se observa como una mayor velocidad inducida permite reducir el tamaño del disco para sostener el vuelo a punto fijo a costa de aumentar la potencia necesaria y viceversa.

Como se puede apreciar, conocidas las especificaciones del vehículo de superficie del disco, S , y peso de la aeronave, W , y las condiciones de vuelo de velocidad de ascenso, V_z y densidad del aire ρ , pueden conocerse la velocidad y potencias inducidas en el vuelo axial, o en su defecto, conocida la resistencia aerodinámica en el vuelo de crucero (en este caso $T=D$), la velocidad y potencia inducidas en el vuelo de crucero.

$$[\text{XI}], [\text{XII}] \left\{ \begin{array}{l} \frac{v_i}{v_{i0}} \left(\frac{V_z}{v_{i0}} + \frac{v_i}{v_{i0}} \right) = 1 \rightarrow v_i \quad [\text{XIII}] \\ \frac{P_i}{P_{i0}} = \frac{v_i}{v_{i0}} \left(\frac{V_z}{v_{i0}} + \frac{v_i}{v_{i0}} \right)^2 \rightarrow P_i \quad [\text{XIV}] \end{array} \right.$$

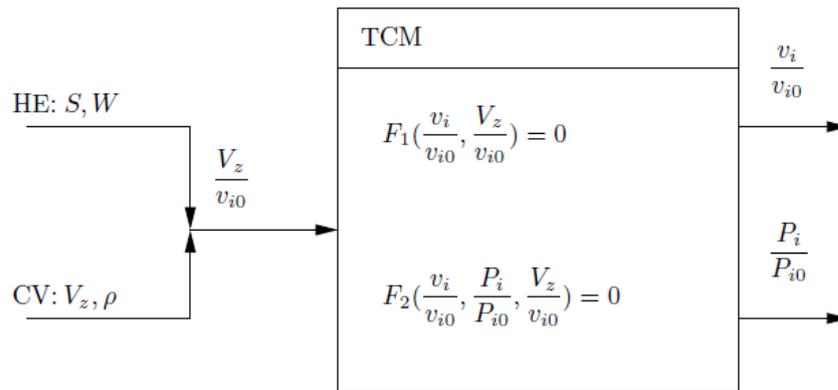


Ilustración 2.3: Diagrama de bloques de las entradas y resultados de la TCM

En el caso del vuelo en descenso la topología del flujo sobre el rotor está alejada de la configuración del flujo descrito en el vuelo de ascenso.

En este caso aparecen regiones en el plano del rotor, y en la estela en general, con flujos axiales de diferente signo. Además, la hipótesis de unidimensionalidad (magnitudes constantes en planos paralelos al rotor) resulta ahora inaceptable, apareciendo zonas de flujo invertido originando corrientes de recirculación.

En la imagen a la derecha se puede apreciar la modificación del flujo a medida que la velocidad de descenso adimensional (V_z/v_{i0}) se hace más negativa. Se puede apreciar para velocidades reducidas de descenso (como las que son esperables en despegue y aterrizaje) la aparición de torbellinos de forma progresiva.

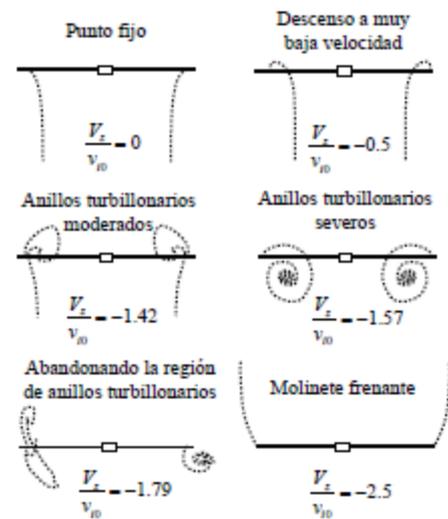


Ilustración 2.4: Intersección del torbellino de punta de pala con un plano vertical para un rotor que pasa de la situación de vuelo a punto fijo a la situación de molinete frenante

Esto obligará a la utilización de modelos experimentales que permitan aproximar las velocidades y potencias inducidas en la fase de aterrizaje. En este caso se ha optado por el Modelo de Rand, y el de las constantes A y B, aplicables en el intervalo $-2 \leq V_z/v_{i0} \leq 0$. La velocidad inducida se obtendrá como la media de ambas estimaciones.

$$\frac{v_i}{v_{i0}} = 1 - \frac{1}{2} \frac{v_z}{v_{i0}} + \frac{25}{12} \left(\frac{V_z}{v_{i0}} \right)^2 + \frac{7}{6} \left(\frac{V_z}{v_{i0}} \right)^3 \quad [\text{XV}]$$

$$A_1 \frac{v_i}{v_{i0}} \sqrt{B_1^2 \left(\frac{v_z}{v_{i0}}\right)^2 + \left(\frac{v_z}{v_{i0}} + \frac{v_i}{v_{i0}}\right)^2} - 1 = 0; \text{ con } A_1 = 0,745 \text{ y } B_1 = 0,447 \quad [\text{XVI}]$$

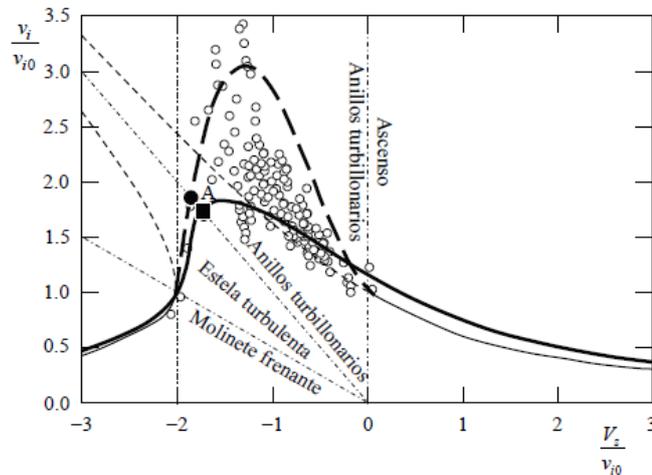


Ilustración 2.5: Velocidad inducida adimensional v_i/v_{i0} en función de la velocidad axial adimensional de vuelo V_z/v_{i0} ; en el gráfico se delimitan los distintos estados (vuelo axial ascendente, anillos turbillonarios, estela turbulenta y molinete frente). El tipo de línea indica donde la solución de la teoría de cantidad de movimiento es válida (línea delgada continua) y donde no lo es (línea de trazos cortos), también se ha representado la solución de Rand para descenso a velocidad moderada (línea de trazos largos) y la solución de las constantes A y B para el rango completo de velocidades (línea continua gruesa). Los círculos con fondo blanco representan datos experimentales de [Lei00]. El círculo negro representa el estado de autorrotación ideal según el modelo de Rand, y el cuadrado negro representa el estado de autorrotación ideal según el modelo de las constantes A y B

Estos modelos, tal y como se comprobará más adelante, aumentará los requisitos de potencia frente a los esperados con el modelo de *TCM*.

Para finalizar, cabe destacar que esta formulación solo tiene en cuenta la potencia que es necesaria comunicar al flujo para poder acelerarlo hasta alcanzar las fuerzas de tracción impuestas, despreciando las pérdidas en su aplicación:

- La resistencia aerodinámica sobre las palas, que por los efectos de viscosidad y fricción pueden suponer pérdidas de $\sim 30\%$.
- La rotación de la estela como consecuencia del intercambio de la cantidad de movimiento angular entre el rotor y el flujo que puede oscilar $\sim (2-4)\%$.
- Generación y transporte de torbellinos de punta de pala $\sim (2-4)\%$.
- Velocidad inducida real $\sim (5-7)\%$.

Es por esto por lo que la *TCM* ofrecerá una estimación muy optimista de los resultados que solo servirá como una primera aproximación. Para poder incluir algunos de estos efectos sobre la actuación de las hélices se presenta a continuación la *Teoría de Elemento de Pala*.

2.2 Teoría Elemento de Pala (TEP)

La TEP surge de la necesidad de una teoría que incorpore elementos del diseño del rotor para tener en cuenta las distribuciones locales del flujo como es el caso de los perfiles aerodinámicos de las palas, el número de palas, la distribución de cuerdas a lo largo de estas y el ángulo de paso de los perfiles a lo largo de la pala.

Esta teoría divide la pala en segmentos diferenciales (elementos de pala) en los que se analiza el flujo local y de él se obtienen las fuerzas aerodinámicas locales a dicho elemento. Para ello será necesario obtener la velocidad inducida, bien por la TCM, o bien por el Modelo de Rand según se expusieron. Una vez obtenidas las fuerzas aerodinámicas se pueden integrar estas distribuciones para obtener las contribuciones globales sobre el rotor.

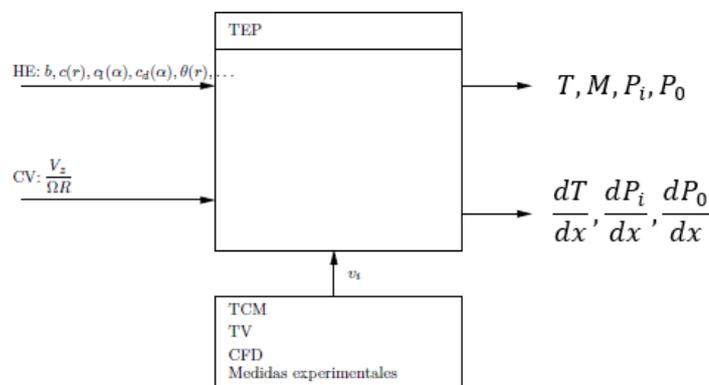


Ilustración 2.6: Diagrama de bloques de las entradas y resultados de la TEP, donde $c(r)$ es la distribución de cuerda a lo largo de la pala, $c_l(\alpha)$ y $c_d(\alpha)$ son las funciones de coeficiente de sustentación y de resistencia aerodinámica del perfil respectivamente, $\theta(r)$ el ángulo de paso de la pala y Ω la velocidad angular de rotación del rotor

De esta forma se pueden alcanzar la tracción que proporciona la hélice, T , el momento aerodinámico que tiene que vencer, M , y las potencias inducida, P_i , y parásita, P_0 , que el sistema propulsivo debe suministrar.

Para estudiar cada sección diferencial de cuerda se crean dos ejes, unos solidarios con el rotor, $Ax_Ay_Az_A$, y otros solidarios con el diferencial de pala, $Ax_{A1}y_{A1}z_{A1}$, que giran a una velocidad angular Ω constante.

Los ejes rotor disponen el eje z_A en la dirección del eje del rotor y el eje x_A en el plano de simetría de la aeronave.

Los ejes pala orientan el eje z_{A1} paralelamente al eje de giro de la hélice y el eje x_{A1} en la dirección de la pala en estudio como se muestra en la imagen derecha.

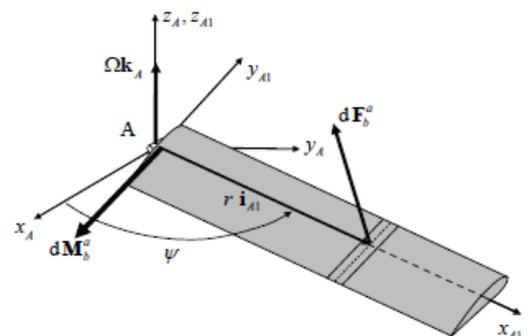


Ilustración 2.7: Esquematización de los ejes utilizados para definir la posición del diferencial de cuerda estudiado por la TEP

De esta forma, la posición de cada elemento de pala viene determinada por el ángulo $\Psi = \Omega t$ [XVII], por r , la coordenada a lo largo de la pala y θ , el ángulo de paso de la pala.

El campo de velocidades local que experimenta el fluido en un elemento de pala está formado por dos componentes:²

- Una velocidad normal al plano de rotación: $U_P \bar{k}_{A1} = -(V_z + v_i) \bar{k}_{A1}$ [XVIII]

- Una velocidad en el plano de rotación: $U_T \bar{j}_{A1} = \Omega r \bar{j}_{A1}$ [XIX]

La velocidad resultante sobre el elemento de pala será:

$$U_R = \sqrt{U_P^2 + U_T^2} \quad [XX]$$

Una vez definida la velocidad del flujo, es posible definir los ángulos de incidencia característicos.

- Ángulo de entrada de la corriente. Es aquel que forma la velocidad incidente al elemento de pala con el plano de rotación:

$$\phi = \arctan\left(\frac{U_P}{U_T}\right) = -\arctan\left(\frac{V_z + v_i}{\Omega r}\right) \quad [XXI]$$

- El ángulo de ataque, α , es el ángulo que forma la corriente incidente con respecto a la LSN del elemento de pala, y es:

$$\alpha(r) = \phi(r) + \theta(r) \quad [XXII]$$

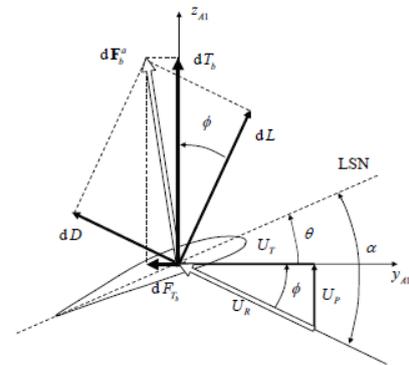


Ilustración 2.8: Esquema de las velocidades relativas al perfil y de las fuerzas que actúan sobre el mismo en el sistema de ejes $[x_{A1}, y_{A1}, z_{A1}]$ ³

Puesto que la aeronave en diseño posee hélices con una función diferenciada (ayudar en el despegue, o una vez orientadas, proveer del empuje para el crucero) no mantienen las consideraciones necesarias para el vuelo en avance de un helicóptero, donde aparecen múltiples ángulos de la pala según el ángulo de giro del rotor. De esta forma, la aeronave puede considerarse en todo momento en un vuelo axial y, por tanto, el ángulo de paso puede descomponerse como un valor constante con una única variación radial igual para todas las palas.

$$\theta(r) = \theta_0 + \theta_G(r) \quad [XXIII]$$

Conocido el perfil seleccionado para las palas, la cuerda en cada sección y su actitud frente al flujo de aire es posible evaluar las fuerzas aerodinámicas diferenciales que percibe por el movimiento axial y de rotación:

² La TEP no considera ninguna componente de velocidad a lo largo del de la pala, es decir, en la dirección i_{A1} . Por este motivo se dice que esta teoría es bidimensional.

³ En una situación normal de vuelo axial ζ (a punto fijo o ascensional) la componente de velocidad normal U_P incide de arriba abajo sobre el plano de rotación, $(x_A y_A)$.

$$dL = \frac{1}{2} \rho U_R^2 c(r) c_l(\alpha) dr \quad [XXIV]$$

$$dD = \frac{1}{2} \rho U_R^2 c(r) c_d(\alpha) dr \quad [XXV]$$

Sin embargo, la orientación de estas fuerzas está marcada por el vector de velocidad aerodinámica, siendo necesario proyectarlas sobre los ejes fijos al rotor para alcanzar las definiciones de empuje, resistencia y momento diferencial por unida de cuerda de la hélice.

$$dT_b = dL \cos\phi + dD \sin\phi \quad [XXVI]$$

$$dF_{Tb} = -dL \sin\phi + dD \cos\phi \quad [XXVII]$$

$$dM_{zAb}^a = -rdF_{Tb} \quad [XXVIII]$$

Donde dT_b es la tracción diferencial, dF_{Tb} la fuerza tangencial diferencial y dM_{zAb}^a el momento aerodinámico sobre el eje del rotor producidos por un diferencial de cuerda de una pala. Teniendo en cuenta la simetría axial del flujo es posible expresar la contribución total de las palas con la multiplicación del número de palas por los diferenciales ya expuestos.

$$dT = b(dL \cos\phi + dD \sin\phi) = b \cdot dT_b \quad [XXIX]$$

$$dF_T = b(-dL \sin\phi + dD \cos\phi) = b \cdot dF_{Tb} \quad [XXX]$$

$$dM_{zA}^a = b(-rdF_{Tb}) = -rdF_T \quad [XXXI]$$

Finalmente se obtienen las resultantes de la integración de estos diferenciales:

$$T = \int_0^R dT = \int_0^R \frac{b}{2} \rho U_R^2 c(r) [c_l(\alpha) \cos(\phi) + c_d(\alpha) \sin(\phi)] dr \quad [XXXII]$$

$$F_t = \int_0^R dF_T = \int_0^R \frac{b}{2} \rho U_R^2 c(r) [-c_l(\alpha) \sin(\phi) + c_d(\alpha) \cos(\phi)] dr \quad [XXXIII]$$

$$M_z^a = \int_0^R dM_{zA}^a = \int_0^R -rdF_T = \int_0^R -\frac{b}{2} \rho U_R^2 c(r) [-c_l(\alpha) \sin(\phi) + c_d(\alpha) \cos(\phi)] r dr \quad [XXXIV]$$

$$P_i = - \int_0^R \frac{b}{2} \rho U_R^2 (\Omega r) c(r) c_l(\alpha) \sin(\phi) dr \quad [XXXV]$$

$$P_0 = \int_0^R \frac{b}{2} \rho U_R^2 (\Omega r) c(r) c_d(\alpha) \cos(\phi) dr \quad [XXXVI]$$

$$P_{total} = P_i + P_0 \quad [XXXVII]$$

Cabe mencionar que esta hipótesis supone que la velocidad inducida (obtenida mediante la *TCM*) es uniforme a lo largo de la pala. Esta suposición, aunque imperfecta, permitirá alcanzar valores de las prestaciones del sistema propulsivo con mayor exactitud que el modelo anterior, sirviendo al propósito de este documento de diseño de un prototipo.

2.3 Estimación de los coeficientes de resistencia

Una vez estimada la potencia necesaria para realizar las fases de despegue y aterrizaje será necesario estimar la resistencia aerodinámica que el vehículo debe enfrentar en su vuelo en crucero. Puesto que esta fase se caracteriza por reducidos coeficientes de sustentación para sostener el vuelo, el modelo parabólico para la resistencia ofrecerá una buena aproximación de la resistencia.

$$C_D = C_{D0} + kC_L^2 \quad \text{[XXXVIII]}$$

Donde C_{D0} es el coeficiente de resistencia parásita y k el coeficiente de proporcionalidad de resistencia inducida. Estos términos deberán ser estimados por algún método de aproximación para conocer las prestaciones del sistema propulsivo durante la fase de crucero.

2.3.1 C_{D0} . Analogía de la placa plana

Se supondrán los distintos elementos de la aeronave como una placa plana que posteriormente serán corregidos por un factor de forma y un factor de interferencia que tenga en cuenta el efecto de los demás elementos. [27]

En primer lugar, se estimarán los valores del número de Reynolds y el número de Reynolds de corte⁴, tomando el menor de ellos. Este será el que garantizará la estimación del máximo coeficiente de fricción para la aeronave.

$$Re = \rho V / \mu \quad \text{[XXXIX]}$$

$$Re_{cutt} = 38,21 \left(\frac{c}{k_{rough}} \right)^{1,053} \quad \text{[XL]}$$

Donde c representa la cuerda del elemento estudiado y k es el valor de su acabado superficial, determinado por el material y el proceso de fabricación. En este documento se tratará de un material compuesto, el cual suele presentar un excelente acabado superficial ($k \approx 5,1 \mu m$)[25].

El conocimiento de ambos números de Reynolds permitirá alcanzar los coeficientes de fricción en régimen laminar y turbulento.

$$C_{f\text{ laminar}} = \frac{1,328}{\sqrt{Re}} \quad \text{[XLI]}$$

$$C_{f\text{ turbulento}} = \frac{0,073}{Re^{1/5}} \quad \text{[XLII]}$$

Puesto que para la mayoría de los aviones el régimen laminar supone únicamente el $\approx 25\%$ de la cuerda alar, localizado en la superficie cercana a los bordes de ataque del ala, la mayor parte del flujo en torno a las superficies será turbulento. Este efecto se magnifica en elementos como el fuselaje o los motores, aumentando considerablemente el coeficiente de fricción

⁴ El Reynolds de corte indica el valor para el cual el coeficiente de fricción (C_f) permanece invariable para Reynolds mayores.

teórico. Esta circunstancia obligará a calcular un c_f intermedio entre ambos ponderado por la extensión de su influencia.

Componente	Rég. Laminar [%]	Rég. Turbulento [%]
<i>Ala</i>	0,25	0,75
<i>EH</i>	0,25	0,75
<i>EV</i>	0,25	0,75
<i>Fuselaje</i>	0,05	0,95
<i>Motores</i>	0,05	0,95

Tabla 2.1: Proporción de la influencia de los regímenes laminar y turbulento sobre los distintos elementos que componen la aeronave para alcanzar el coeficiente de fricción promediado en cada uno de ellos

De esta forma:

$$C_{f_{medio\ x}} = Reg.Lam_x[\%] \cdot C_{f_x\ laminar} + Reg.Turb_x[\%] \cdot C_{f_x\ turbulento} \quad [XLIII]$$

Una vez alcanzados los coeficientes de fricción de los distintos elementos de la aeronave es necesario obtener el factor de forma que corregirá la analogía de placa plana:

- En el caso de las superficies sustentadoras este se expresa como:

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

- Para el fuselaje:

$$FF = \left(1 + \frac{60}{f^3} + \frac{f}{400} \right) \quad [XLV]$$

$$f = \frac{l_{fu}}{d_{fu}} = \frac{l_{fu}}{\sqrt{\frac{4}{\pi} A_{max\ fu}}} \quad [XLVI]$$

- Para los motores:

$$FF = 1 + \frac{0,35}{f} \quad [XLVII]$$

$$f = \frac{l_{na}}{d_{na}} = \frac{l_{na}}{\sqrt{\frac{4}{\pi} A_{max\ na}}} \quad [XLVIII]$$

Donde $(x/c)_m$ es el punto de máxima curvatura del perfil y (t/c) el máximo espesor, valores que pueden obtenerse fácilmente por la nomenclatura del perfil utilizado (NACA __XX). M se corresponderá con el número de Mach y λ_m con el ángulo máximo de flecha.

Finalmente es necesario tener en cuenta la influencia de la modificación de estela sobre cada elemento por efecto del resto. Este efecto se recoge en el factor de interferencia, con valores entre 1 y 1,4 según la disposición de los elementos de la aeronave.

Componente	Factor de Interferencia
<i>Ala</i>	1,1
<i>EH</i>	1,2
<i>EV</i>	1,1
<i>Fuselaje</i>	1,1
<i>Motores</i>	1,3

Tabla 2.2: Factores de interferencia estimados para los distintos componentes que conformarán la estructura

Con el conocimiento de todos estos coeficientes será posible estimar el valor del coeficiente de resistencia parásita de la aeronave referido a la superficie alar:

$$C_{D0 \text{ subsónico}} = \sum_{i=1}^n \frac{C_{f_i}^{FF_i} F I_i S_{wet,i}}{S_w} + C_{D,misc} + C_{D,L\&P} \quad [\text{XLIX}]$$

Donde $C_{D,misc}$ y $C_{D,L\&P}$ recogen la influencia de antenas, cables y protuberancias. En la aeronave en diseño se considerarán despreciables frente al término sumatorio.

2.3.2 *k*. Métodos de estimación de *e*

Como es conocido, la constante k que relaciona la sustentación con la resistencia inducida tiene la expresión:

$$k = \frac{1}{\pi A e} \quad [\text{L}]$$

Donde A se refiere al alargamiento alar y e al “coeficiente de Oswald” que corrige el resultado en el caso de alas con forma en planta no elíptica. Este coeficiente será calculado a partir de varios métodos de estimación presentes en [26]. Entre ellas se seleccionaron los métodos de “Kroo”, “Stington” y “Raymer”.

Una vez hallados se utilizará su media para obtener el valor final del coeficiente k con el que poder calcular la parábola de resistencia que percibirá la aeronave para distintos ángulos de ataque en su condición de crucero.

2.4 Actuaciones de la aeronave

En una aeronave de ala fija típica existen múltiples actuaciones que delimitarán la configuración del vehículo para ser capaz de cumplir con los requisitos de la misión: despegue, aterrizaje, 2.º segmento y crucero. En el caso del presente prototipo sus actuaciones se verán modificadas frente a las de la aeronave de ala fija, pues las fases de despegue y aterrizaje se asemejan más a las de un helicóptero al realizar un vuelo axial.

Los requerimientos de potencia para estas fases se estimarán a partir de la *TCM* y la *TEP*, no siendo necesaria ninguna superficie alar para realizarlas. Por el contrario, las fases de ascenso (2.º Segmento) y crucero determinarán tanto la superficie alar como la potencia necesarias.

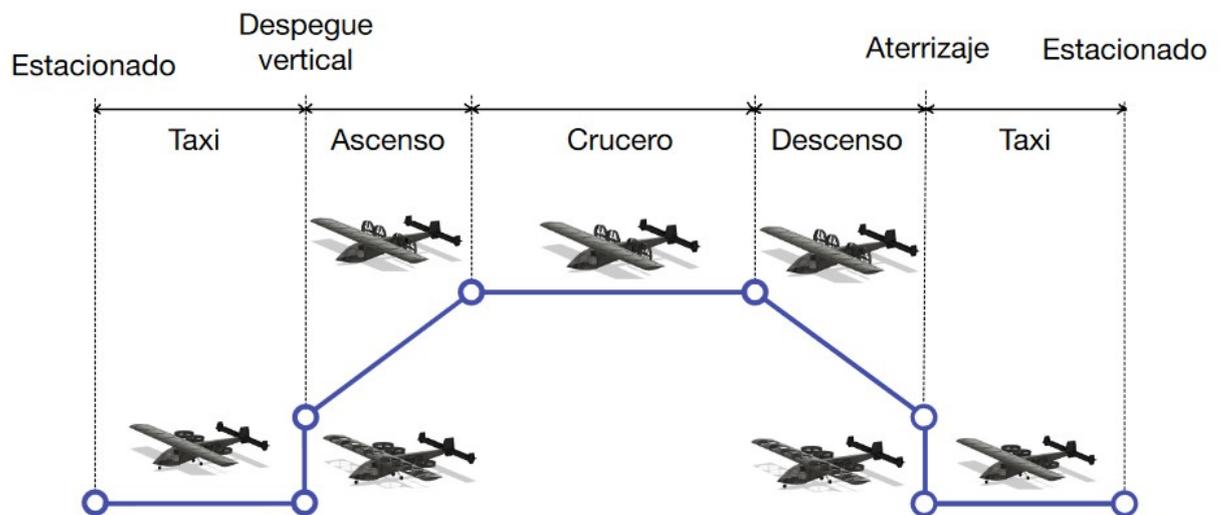


Ilustración 2.9: Esquemización de las fases de vuelo del prototipo propuesto mostrando las diferentes configuraciones que presentará para cada una de ellas⁵

La ecuación que determinará la fase de crucero para una aeronave de hélice será:

$$\frac{P_{TO}}{W_{TO}} = \frac{V}{\eta_H} \left(\frac{P_{TO}}{P_{cr}} \right) \left[C_{D0} \cdot \frac{\frac{1}{2}\rho V^2}{W_{TO}/S_w} + k \frac{W_{TO}/S_w \left(\frac{W_{cr}}{W_{TO}} \right)^2}{\frac{1}{2}\rho V^2} \right] \quad [LI]$$

Donde se puede estimar que $\left(\frac{W_{cr}}{W_{TO}} \right)$ tiende a 1 (se tomará como 0,98) y $\left(\frac{P_{TO}}{P_{cr}} \right)$ podrá estimarse con la *TCM*, la *TEP* y la aproximación de los coeficientes de resistencia aerodinámica.

En el caso del 2.º segmento, la ecuación que delimitará el área de diseño para una aeronave igualmente de hélice será:

$$\frac{P_{TO}}{W_{TO}} = \frac{V_2}{\eta_H} \cdot \left(\frac{P_{TO}}{P_{U,2}} \right) \left(\frac{C_{D,2}}{C_{L,2}} \right) \left(\frac{W_2}{W_{TO}} \right) \quad [LII]^6$$

⁵ El modelo presentado en esta imagen es el prototipo final desarrollado durante este documento.

⁶ Pese a no existir una legislación clara actualmente sobre aviones convertibles se ha supuesto que el prototipo se corresponde con la catalogación de *aeronave ligera*, no siendo necesario proveer la aeronave de motores y potencia suficiente como para compensar el fallo de un motor. Este hecho repercute en la ecuación [LI].

$$V_2 = 1,13 \cdot V_{stall} \quad \text{[LIII]}$$

Donde V_{stall} es la velocidad de entrada en pérdida, $\frac{P_{U,TO}}{P_{U,2}}$ se obtendrá de los valores de potencia alcanzados anteriormente en comparación con aeronaves de ala fija típicos donde se supone $0,8$, $\frac{c_{D,2}}{c_{L,2}} \approx 12$, y $\frac{W_2}{W_{TO}} \approx 0,98$.

Con estas ecuaciones y las estimaciones anteriores será posible definir el área de operación y comprobar si el punto de diseño del prototipo se encuentra en ella o será necesario reevaluar el modelo.

2.5 Estabilidad longitudinal con mandos fijos en aeronaves de ala fija

Entendemos como estabilidad longitudinal con mandos fijos a la reacción de la aeronave en cabeceo ante cambios de ángulo de ataque causados por perturbaciones de la corriente con los timones de profundidad a un ángulo de deflexión constante. Para estudiar la estabilidad estática, esto es, la reacción instantánea que experimentan la aeronave como resultado del cambio sobre el ángulo de ataque, se atiende a la ecuación de momentos anulando los términos de velocidad angular ($q = 0$), es decir:

$$C_m = C_{m_A} + C_{m_T} = C_{m_T} + C_{m_0} + C_{m\alpha_{wb}}\alpha_{wb} + C_{m\delta_e}\delta_e + C_{mq}q \quad [\text{LIV}]$$

Esta expresión establece una ecuación lineal con 2 términos constantes, un término dependiente del ángulo de ataque del sistema ala-fuselaje y otro dependiente de la deflexión del timón de profundidad. Estos términos se obtienen de las expresiones siguientes: [30][30]

$$C_{m_0} = C_{m_{acwb}} - a_t \eta_t \hat{V}_t (i_t - i_{wb} - \varepsilon_0) \quad [\text{LV}]$$

$$\hat{V}_t = (S_t l_t) / (S c) \quad [\text{LVI}]$$

$$C_{m\alpha} = a_{wb} (\hat{x}_{cg} - \hat{x}_{acwb}) - a_t \eta_t \hat{V}_t \left(1 - \frac{\partial \varepsilon}{\partial \alpha}\right) \quad [\text{LVII}]$$

$$C_{m\delta_e} = -a_t \eta_t \hat{V}_t \tau_e \quad [\text{LVIII}]^7$$

$$C_{mq} \cong 1,1(C_{mq})_t = -1,1 \cdot \hat{V}_t \eta_t^{1/2} a_t \cdot \frac{l_t}{V} \quad [\text{LIX}]$$

El término $C_{m\alpha_{wb}}$, también conocido como “Índice de estabilidad con mandos fijos”, permite conocer la respuesta del sistema ante variaciones del ángulo de ataque. Toda aeronave estable requerirá un coeficiente $C_{m\alpha_{wb}} < 0$ para garantizar la estabilidad del sistema. Este hecho se garantiza estudiando la posición del centro de gravedad respecto a las superficies aerodinámicas, disponiendo los controles de cola a una distancia suficiente como para compensar el momento aerodinámico generado por la superficie alar, mucho mayor en tamaño.

Por otro lado, para estudiar el comportamiento dinámico del prototipo será necesario atender a la ecuación de momentos de cabeceo completa, teniendo en cuenta la velocidad angular de cabeceo ($q \neq 0$). Esta se aproximará por la derivada temporal del ángulo de ataque del conjunto ala-fuselaje, $\dot{\alpha}_{wb}$. De esta forma se alcanzará la ecuación diferencial lineal de segundo orden que permitirá estudiar la respuesta temporal del sistema ante las perturbaciones de $\dot{\alpha}_{wb}$.

$$q \cong \dot{\alpha}_{wb} \rightarrow I_y \ddot{\alpha}_{wb} = \frac{1}{2} \rho V^2 S c (C_{m_T} + C_{m_0} + C_{m\alpha_{wb}}\alpha_{wb} + C_{m\delta_e}\delta_e + C_{mq}\dot{\alpha}_{wb}) \quad [\text{LX}]$$

⁷ El valor de τ_e se obtendrá aplicando el *método de los paneles* a la superficie de cola suponiendo un problema de 2 paneles con deflexión de uno de estos.

3 Metodología

3.1 Proceso de diseño

Una vez definida la base teórica en la que se apoyará el estudio del diseño de la aeronave en cuestión, se explicará a continuación el proceso de cálculo y los medios utilizados para alcanzar el prototipo final.

Como en todo problema de diseño será necesario embarcarse en un proceso iterativo en el que se irán corrigiendo las sucesivas deficiencias o incompatibilidades hasta alcanzar un modelo que, en este caso, satisfaga unos requisitos básicos de actuación. Este proceso de diseño se resume en el siguiente diagrama, en el cual se explicita la teoría en la que se apoyará cada una de las etapas, así como los resultados que se alcanzarán al final de la misma.

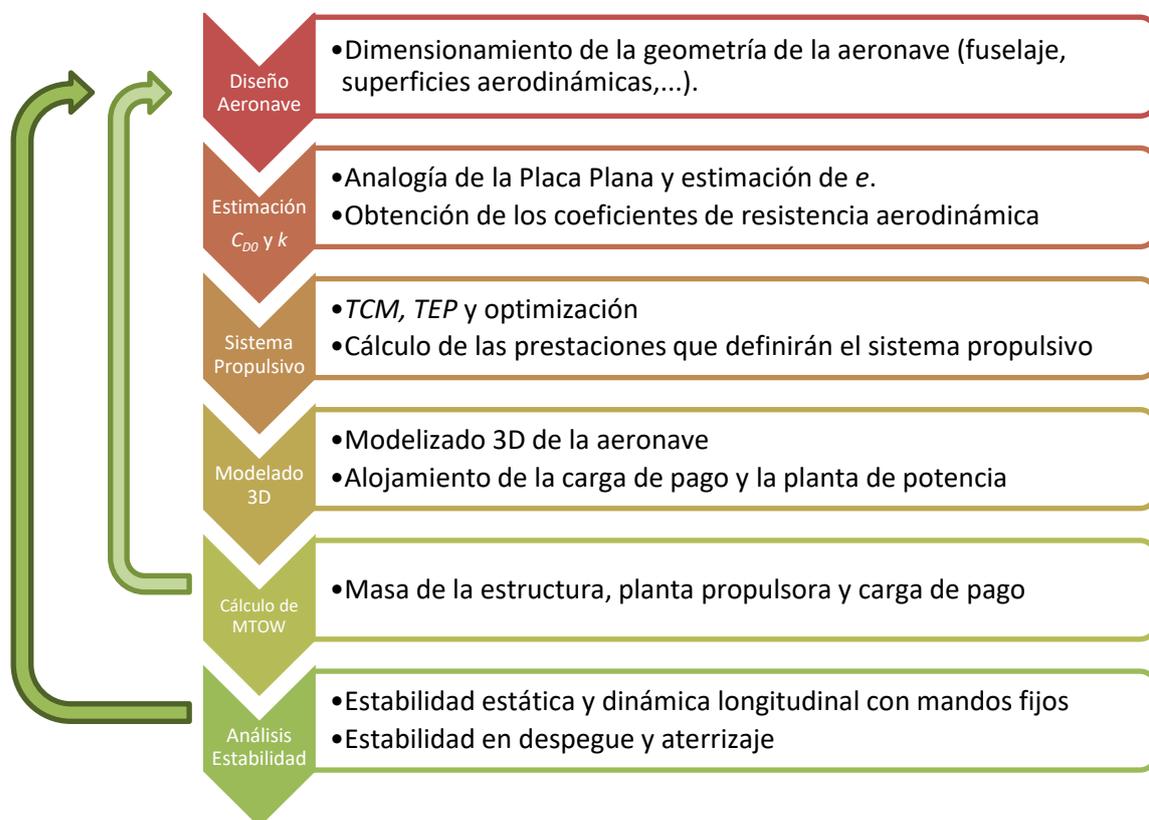


Ilustración 3.1: Diagrama secuencial de etapas en la iteración para alcanzar el prototipo final de la aeronave en diseño

En primer lugar, y en base a una serie de estimaciones iniciales, se definirá la geometría y dimensiones de la aeronave. Estas medidas permitirán estimar posteriormente mediante la *analogía de placa plana* y los métodos de aproximación de e los coeficientes aerodinámicos de la aeronave durante su vuelo en crucero.

Dado que es un proceso que será necesario repetir en múltiples ocasiones se ha considerado necesario definir un archivo *Excel*® para cada modelo que avance un escalón en la secuencia, de forma que se mantenga un registro de las especificaciones de cada uno y sea más sencillo visualizar la evolución del prototipo. Además, este procedimiento permitirá actualizar los cálculos de

forma inmediata una vez sustituidos los nuevos valores de la geometría, las dimensiones o la actuación del nuevo modelo.

Una vez se hayan alcanzado dichos coeficientes se utilizará *Matlab*® para llevar a cabo los cálculos basados en la *TCM* y la *TEP*, alcanzando las prestaciones que deberá suministrar el sistema propulsivo. Estas especificaciones habilitarán al compañero Xavier Mondéjar Cuesta a definir los componentes que constituirán el sistema propulsivo basado en una pila de hidrógeno.

En base a estos resultados será posible alcanzar el diseño 3D del modelo, incluyendo a estos componentes, al piloto y al tren de aterrizaje, lo cual permitirá valorar la capacidad de almacenamiento del vehículo. Para ello se recurrirá al programa de modelado *Fusion 360*®.

Una vez completado el modelo, se realizará una estimación de la masa total del vehículo y se comprobará si ésta se encuentra dentro de los límites que se establecieron a la hora de llevar a cabo las etapas anteriores de la secuencia. En caso de exceder estos límites será necesario modificar el modelo y repetir la secuencia. Por el contrario, en caso de respetar las premisas anteriores, será posible proceder al estudio de la estabilidad longitudinal con mandos fijos en los casos estático y dinámico, y al de dimensionamiento del estabilizador vertical, desarrollados en *Matlab*® según se recoge en Códigos de Matlab en la sección 8.5.5.

Finalmente se procederá al estudio de estabilidad durante el de vuelo axial, a partir de la información tanto de *Matlab*® como de *Fusion 360*®.

3.2 Optimización del sistema propulsivo

Como se verá al final del Modelo 1, será necesario llevar a cabo un proceso de optimización del vehículo que reduzca las exigencias sobre el sistema propulsivo. Este proceso tendrá como objetivo reducir tanto el peso como el volumen de los subsistemas que deberán alojarse en el interior del vehículo, buscando alcanzar un modelo que respete la premisa de peso máximo al despegue planteado al comienzo del documento.

Para limitar la complejidad del estudio se ha decidido limitar la optimización a un número reducido de variables. Se prestará atención únicamente a la relación de empujes que suministra cada set de hélices durante el vuelo axial, a la velocidad de vuelo en diseño de cada set de hélices y a su velocidad efectiva durante el vuelo.

Estudiando diferentes configuraciones de las variables escogidas y obteniendo sus respectivas sollicitaciones se alcanzaron varias conclusiones:

- Al ser la pila de hidrógeno y la batería los principales responsables del elevado peso de la aeronave, se tomó la potencia como variable principal a optimizar. En este sentido, la elección de la relación de empujes de los diferentes sets de hélices resulta decisiva. Una infrautilización de cualquiera de ellas conduce a un aumento considerable de la potencia.
- Una vez determinada la relación de empujes más ventajosa, la reducción de potencia con distintas configuraciones de las demás variables de diseño resulta muy limitada.

Por el contrario, una velocidad de avance en vuelo vertical mayor consigue para valores de potencia ligeramente superiores ($\approx 1\%$) una gran reducción de $P \cdot t$ ($\approx 50\%$), conduciendo a una reducción del peso del depósito de H_2 y del sistema de baterías notablemente mayor. Esta circunstancia convertirá a ($P \cdot t$) en la variable para la optimización tanto de la velocidad de avance efectivo como de diseño en el vuelo axial.

- La elección de velocidades más bajas para el diseño de las hélices de crucero permite asemejar las hélices de crucero al tipo de sollicitación que encontrarán en las fases de vuelo vertical, mejorando su actuación. Se tomará la mínima planteada inicialmente para el diseño de este vehículo, 130 km/h .

Además, pese a estar diseñadas para volar a velocidades menores, volar a velocidades efectivas por encima de la velocidad de diseño conllevará un ligero aumento de la potencia a cambio de una optimización de la variable ($P \cdot t$) durante el crucero, que reducirá del mismo modo el peso del depósito y del sistema de baterías.

Con estas consideraciones, se plantea a continuación el diagrama de bloques que describe el proceso de optimización llevado a cabo en *Matlab*®, el cual se recoge en Códigos de Matlab, en el apartado 8.5.4. Las funciones a las que se recurre durante este código también se recogen en las secciones 8.5.1, 8.5.2 y 8.5.3.

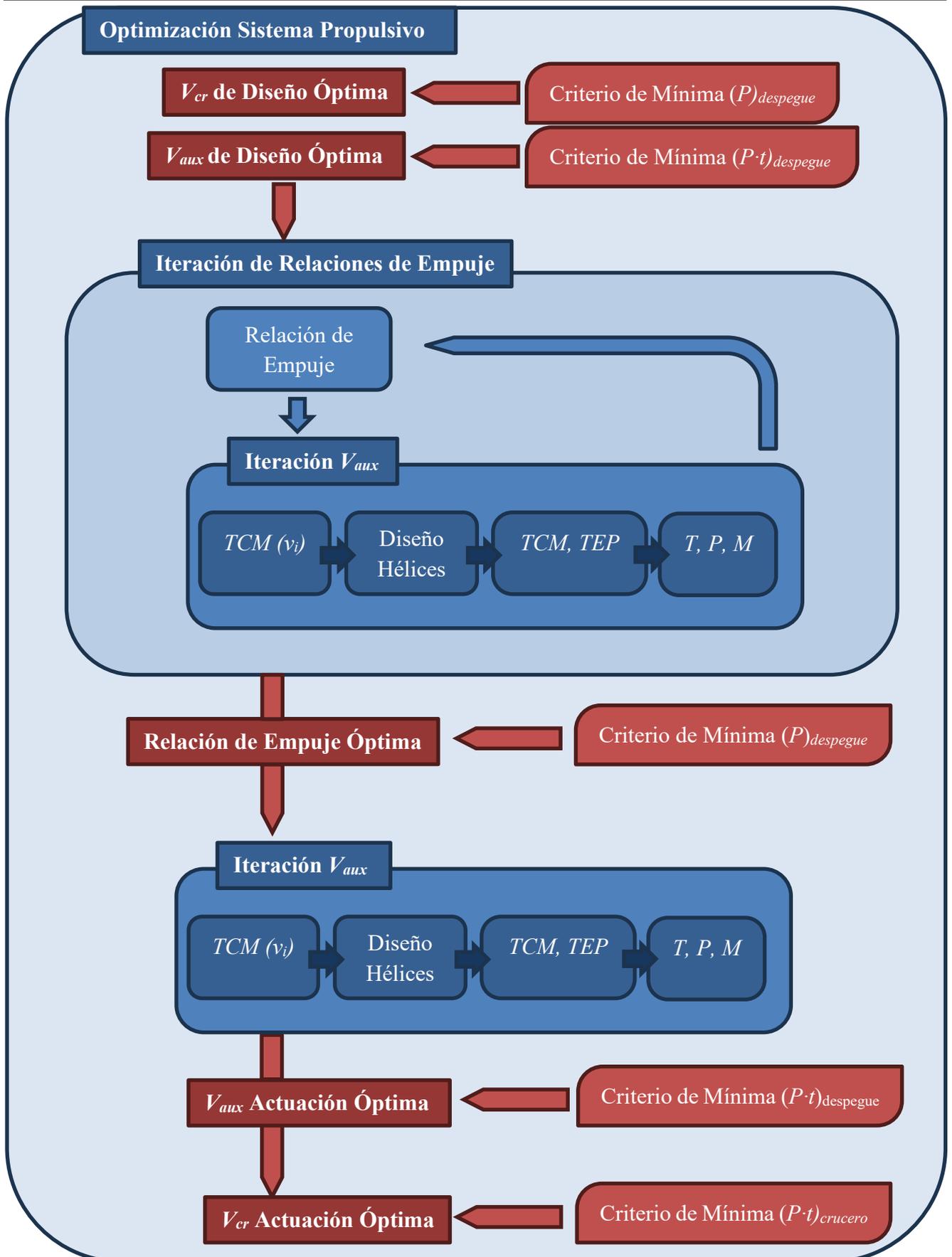


Ilustración 3.2: Diagrama de bloques que refleja el proceso de optimización seguido por el código de Matlab hasta alcanzar la configuración óptima que garantiza menores prestaciones del sistema propulsivo.

4 *Diseño del prototipo*

4.1 *Criterios de diseño*

En el capítulo 1 se introdujeron las especificaciones básicas que se establecían para el diseño de la aeronave, acordándose una aeronave de ala fija con sistemas propulsivos reorientables. En este apartado se plantearán una serie de decisiones de diseño que definirán la geometría y configuración de la aeronave.

4.1.1 *Configuración general*

Pese a que inicialmente se consideró el diseño de una aeronave que aprovechara el *efecto suelo* para mejorar sus prestaciones, esta idea fue rápidamente desechada al consultar la bibliografía referente a aviones en presencia del *efecto suelo*. Las principales razones se exponen a continuación:

- La necesidad de volar a altitudes del orden de 0,1 veces la cuerda aerodinámica de una aeronave con cuerdas aproximadas de 1 m a velocidades aproximadas de 150 km/h suponen un riesgo elevado para pilotos particulares poco experimentados.
- La mejora de las prestaciones aerodinámicas de una aeronave completa en presencia del *efecto suelo* no están demostradas, siendo necesaria la adaptación de los perfiles alares (perfiles en forma de S) y de las superficies de cola para garantizar la estabilidad longitudinal de la aeronave. Estas modificaciones perjudicarán su actuación real en proximidad del terreno y especialmente en crucero fuera de su influencia.
- La fuerte influencia del terreno sobre el *efecto suelo* requiere un estudio en profundidad de la actuación de la aeronave en mares y océanos, siendo enormemente influenciado por el oleaje y los temporales, pudiendo hacer inviable su uso en multitud de ocasiones.

Estas razones han conducido a descartar la configuración de aeronave de *efecto suelo* en favor de una configuración clásica, con ala delantera y superficies de control en la parte trasera.

Para reducir los grandes requisitos de potencia y para que necesitará la aeronave para realizar sus etapas de ascenso y descenso se ha decidido carenar todas las hélices. Este carenado será especialmente eficaz al tratarse de hélices con alta carga discal, esperando mejoras de rendimiento de las hélices de un 10 % con un diseño apropiado del conducto. [28]

Por otro lado, para reducir la presencia de grandes hélices que aumenten las dimensiones de la aeronave se ha decidido establecer un diámetro máximo de las mismas de 1 m, obligando a depender de un sistema de múltiples hélices.

Este hecho plantea la posibilidad de alojar las hélices encargadas del despegue y el aterrizaje junto a sus carenados en el interior del ala, de forma que puedan aislarse durante la fase de crucero, donde la resistencia aerodinámica juega un papel fundamental. Para poder facilitar su inserción se elegirá un ala con perfiles de relativo espesor máximo, un 18 % de su cuerda.

La configuración elegida presentará por tanto hélices embebidas en las alas que ayudarán durante las fases de despegue y aterrizaje (hecho por el que nos referiremos a ellas como hélices auxiliares), y hélices en la parte trasera que funcionarán tanto en dichas etapas como en la fase de crucero (hecho por el que nos referiremos a ellas como hélices de crucero).

Ya que habrá 2 sets de hélices funcionando a diferentes revoluciones y potencias, será necesario contar con dos motores independientes. La pila de hidrógeno, que mejora considerablemente su rendimiento en condiciones estacionarias, será la encargada de suministrar la potencia durante la fase de crucero, que presentará las menores solicitaciones de la aeronave. En cambio, los 2 motores necesitarán de un sistema de baterías que complementen la potencia necesaria en las fases de ascenso y despegue, pues presentan solicitaciones muy superiores a las del crucero.

Finalmente, cabe destacar que los grandes requisitos de potencia para realizar los despegues y aterrizajes verticales obligarán a disponer el centro de gravedad entre las hélices presentes en el ala y aquellas en la parte trasera, pues todas las hélices deberán suministrar un empuje positivo para no aumentar más los requisitos de potencia y con ello, de peso del sistema propulsivo.

4.1.2 Fuselaje

Debido a las reducidas altitudes de vuelo (≈ 500 m) la presurización será totalmente innecesaria. Esto permitirá prescindir de un fuselaje circular en favor de un fuselaje de geometría más sencilla de producir (forma trapezoidal), que también permitirá reducir los costes de producción y ampliar la ventana de compradores. Igualmente, facilitará el alojamiento de los componentes del sistema propulsivo en el interior (pila, motores, baterías...), consideradas como geometrías prismáticas a excepción del depósito.

4.1.3 Ala

Ala alta

- Para evitar accidentes en las operaciones de despegue y aterrizaje vertical, así como para reducir la ingesta de elementos en pista.
- Esta disposición reducirá la interferencia Ala-Fuselaje y mejorará las prestaciones aerodinámicas al no obstaculizar el paso de la corriente a lo largo del extradós.
- Al mismo tiempo, no será obstáculo para la inserción del sistema propulsivo al no atravesar el fuselaje.

Perfil

Se elegirá un perfil de espesor considerable (NACA 63₃018) para conseguir alojar las hélices en su interior con una inducción adecuada a la vez que extender el rango de ángulos de ataque antes de alcanzar la pérdida. Además, suavizará el proceso de entrada en pérdida, no siendo un proceso drástico como en perfiles delgados. Sus coeficientes característicos en el régimen de vuelo previsto se recogen a continuación.

NACA 63₃018

c_{l0} [-]	$c_{l\alpha}$ [-]	c_{d0} [-]	k [-]	$\alpha_{m\acute{a}x}$ [°]
0,000	0,100	0,008	0,025	15

Tabla 4.1: Coeficientes aerodinámicos del perfil NACA 63₃018 bajo números de Reynolds de $1E+06$. [31]

Ala en planta trapezoidal

Pese a su peor perfil de sustentación y resistencia frente al ala elíptica, la simplificación y reducción de costes de producción será importante debido a la inclusión de las hélices auxiliares en el ala para el despegue y aterrizaje.

Diedro (Γ)

La configuración de ala alta tiene un efecto estabilizante, por lo que puede ser necesario un ligero diedro negativo para mejorar el comportamiento ante balanceo holandés.

Flecha (A)

El reducido mach de vuelo (0,11 Mach) hará completamente innecesaria la flecha. Sin embargo, se dotará de un ligero estrechamiento en la medida que las hélices alojadas lo permitan para reducir los momentos aerodinámicos sobre la estructura y por tanto reducir el peso estructural. Este estrechamiento, aunque limitado, dotará de una ligera flecha a la estructura que estilizará el modelo final.

Alargamiento (A)

Para mejorar sus capacidades será necesario un gran alargamiento que reduzca la resistencia percibida por la aeronave para extender su rango (a semejanza de los planeadores). Sin embargo, las limitaciones de almacenaje y peso total de la estructura al

despegue han obligado a establecer un límite, $A_w \leq 8$. Es por ello por lo que se incluirán *winglets* para aumentar la envergadura aparente del ala y reducir la resistencia inducida.

Se plantea la opción a futuro de permitir el plegado de alas en su zona central para facilitar su almacenamiento.

Dados su régimen de vuelo, su razonable alargamiento gracias a los *winglets* y su despreciable flecha se aproximará el comportamiento del ala completa con los coeficientes del perfil elegido para su construcción.

4.1.4 Superficies de control

Por un lado, el estabilizador horizontal consistirá en una superficie en planta rectangular debido a la nula necesidad de flecha en el vuelo de la aeronave, sumado a la reducción de costes en su producción por su mayor simplicidad. Esta presentará los timones de profundidad para permitir controlar la aeronave en su plano longitudinal.

Por otro lado, para satisfacer la demanda de estabilizador vertical sin aumentar drásticamente la altura del modelo se ha decidido establecer un modelo con 1 deriva principal y 2 derivas secundarias de menor tamaño dispuestas sobre el estabilizador horizontal, a semejanza de aeronaves como el *Canadair CL-415*. El estabilizador horizontal se establecerá en la base de la deriva principal en la configuración cruciforme. Finalmente, en este caso la deriva sí estará provista de una ligera flecha (por aspectos estéticos).

Ambas superficies presentarán perfiles NACA 0012, de nula curvatura, que aumentarán el rango de ángulos de ataque a los que pueden volar antes de alcanzar la pérdida, y de reducido espesor, pues no requieren alojar los carenados de las hélices ni una estructura tan robusta. Sus coeficientes característicos en régimen de vuelo se recogen a continuación.

NACA 0012

c_{l0} [-]	$c_{l\alpha}$ [-]	c_{d0} [-]	k [-]	$\alpha_{m\acute{a}x}$ [°]
0,000	0,110	0,008	0,010	15

Tabla 4.2: Coeficientes aerodinámicos del perfil NACA 0012 bajo números de Reynolds de $1E+06$. [31]

4.1.5 Tren de aterrizaje

Se establecerá un tren de aterrizaje en triciclo desplegable desde el fuselaje, que permitirá una condición horizontal en el despegue para asegurar una correcta orientación de las hélices de crucero y auxiliares y una mejor visibilidad del piloto.

4.1.6 Dispositivos hipersustentadores

La capacidad de la aeronave para despegar y aterrizar verticalmente sin recibir sustentación de las superficies fijas permite plantear un modelo sin dispositivos hipersustentadores, reduciendo el peso de la aeronave y la superficie alar necesaria.

4.2 Diseño Numérico

Una vez establecidos los criterios que definirán la estructura de la aeronave es momento de empezar el proceso de cálculo iterativo que se explicó en la sección 3.1.

4.2.1 Modelo 1

❖ Diseño Aeronave

La superficie alar se ha dispuesto para poder sostener el vuelo de crucero a las condiciones especificadas inicialmente: velocidad de crucero de 160 km/h y altitud de vuelo de $h = 500\text{ m}$ para C_L típicos ($\cong 0,5$).

$$L = W \rightarrow S_w = \frac{W}{\frac{1}{2}\rho V^2 C_L} = 10,21\text{ m}^2 \quad [\text{LXI}]$$

Tal y como se explicó en la configuración general, se estableció un alargamiento de $A \leq 8$, por lo que la envergadura alar será:

$$A = \frac{b_w^2}{S_w} \rightarrow b_w = +\sqrt{AS_w} \leq 9,04\text{ m} \quad [\text{LXII}]$$

Las dimensiones y geometría de la superficie alar dependen en gran medida del número de hélices auxiliares que sea necesario alojar en su interior. Por esta razón será necesario contar con una primera estimación de las potencias necesarias para realizar el despegue y el aterrizaje, las cuales, por ahora, aproximaremos como un vuelo a punto fijo. Para ello, haremos uso de la TCM, concretamente de las ecuaciones:

$$v_{i0} = \sqrt{\frac{W}{2\rho S}} \quad [\text{XI}] ; \quad P_{i0} = \sqrt{\frac{W^3}{2\rho S}} \quad [\text{XII}]$$

Como se puede comprobar, las limitaciones de tamaño que se establecieron sobre las hélices para poder alojarlas en la superficie alar a la vez que para reducir el tamaño de la aeronave supondrán un incremento de la potencia. Este efecto deberá corregirse aumentando el número de hélices del vehículo.

Teniendo en cuenta las especificaciones impuestas en la Tabla 1.2, donde se estableció *MTOW* como 600 kg y la densidad del aire a la altitud de vuelo máxima, $\rho = 1,167\text{ kg/m}^3$, la superficie discal como un múltiplo entero del área de un disco de radio $r = 0,5\text{ m}$, y potencias similares a las de automóviles alimentados por pilas de hidrógeno, $P_{i0} \approx 100\text{ kW}$, se estima que serían necesarias 11 hélices para sostener el vuelo a punto fijo.

Esta primera estimación desprecia el aumento de la potencia necesaria por efecto del ascenso o el descenso, por las pérdidas de fricción en las palas o en el rotor y otras causas, cabiendo esperar que la potencia sea sustancialmente mayor. Este hecho y la importancia de una distribución par de hélices establecerá en 12 el número de hélices para el conjunto de la aeronave.

Teniendo en cuenta la envergadura alar máxima definida para la aeronave, el número par máximo de hélices que pueden alojarse es 8. Esta definición permite diseñar un ala con espacio suficiente entre las hélices para alojar la estructura y sistemas necesarios, y para tener en cuenta a su vez una separación intermedia para anclarla al fuselaje. Las dimensiones establecidas para la superficie alar se recogen a continuación.

Superficie Alar							
S_w [m^2]	c_w [m]	c_{root} [m]	c_{tip} [m]	b_w [m]	A_w [m]	λ_w [-]	λ_m [$^\circ$]
10,21	1,14	1,16	1,12	9,0	7,86	0,97	0,49

Tabla 4.3: Parámetros y dimensiones de la superficie alar del modelo 1

Con estas medidas será posible establecer 8 hélices en la superficie alar con una separación de 0,6 m en su zona central, donde se unirá con el fuselaje, y una separación entre ellas o el extremo del ala de 50 mm.

Las superficies de cola, el estabilizador horizontal y el estabilizador vertical, son los encargados de garantizar la estabilidad y controlabilidad de la aeronave a partir de sus mandos. Su dimensionamiento es por tanto un resultado del balance de momentos aerodinámicos respecto al centro de gravedad, el cual, será desconocido hasta el momento en el que se conozca la geometría completa de la aeronave y las dimensiones y peso del sistema propulsivo. Esto obligará a dar unos primeros valores a las superficies que luego se contrastarán al estudiar la estabilidad longitudinal y lateral-direccional. La geometría inicial de la que partirá el modelo se muestra a continuación.

Estabilizador Horizontal			Estabilizador Vertical		
S_t [m^2]	c_t [m]	b_t [m]	S_v [m^2]	c_v [m]	b_v [m]
2,04	0,51	4,00	0,85	0,46	1,84

Tabla 4.4: Dimensiones de las superficies aerodinámicas de control de cola, el estabilizador horizontal (HE) y el estabilizador vertical (EV) del modelo 1

La superficie horizontal representa (1/5) de la geometría alar y la superficie vertical es razonablemente inferior (1/12) a semejanza de otras aeronaves similares donde el estabilizador vertical era muy reducido o incluso inexistente, como es el caso del *Lilium Jet*. Este valor se justifica por la posibilidad de utilizar una propulsión diferencial en las hélices a ambos lados del fuselaje, reduciendo la necesidad de mayor superficie.

Esta geometría permitirá situar las 4 hélices de crucero sobre el estabilizador horizontal en la parte trasera de la aeronave, reduciendo el impacto acústico sobre la cabina del piloto al máximo. Además, se dispondrá la deriva principal en el plano de simetría y las dos secundarias en la separación entre hélices para reducir su interferencia.

Para realizar la estimación de potencia para la fase de crucero será necesario conocer los coeficientes de resistencia aerodinámica de la aeronave. Esto requerirá de una primera modelización del fuselaje que luego será validada o no por las dimensiones y peso esperados por la pila para satisfacer dichas demandas de potencia.

Las dimensiones de la sección transversal del vehículo y de la cabina del piloto se han diseñado en base a una persona de 1,80 m y 82 kg en una posición sentada reclinada y la longitud total del fuselaje se ha establecido por el momento en 3,7 m para limitar el tamaño de la aeronave y permitirle operar en entornos urbanos con mayor facilidad.

FUSELAJE	L [m]	$D_{inicial}$ [m]	D_{final} [m]
<i>Cabina</i>	1,50	0,87	0,00
<i>Bodega</i>	1,00	0,87	0,64
<i>Cola</i>	1,20	0,64	0,20
<i>Total</i>	3,70	-	-

Tabla 4.5: Longitudes y diámetros de las diferentes secciones planteadas para el fuselaje del modelo 1

La tabla anterior contiene la información dimensional suficiente para definir los diferentes elementos que componen el fuselaje en base a una combinación de conos (como es el caso de la cabina) y troncos de cono (como ocurre con la bodega y la cola).

Serán estas dimensiones junto a las de las superficies sustentadoras las que permitan estimar más adelante el peso de la estructura que constituye el modelo 1. En base a este resultado y al peso y dimensiones de la pila se podrá comprobar si el primer modelo satisface los requisitos de capacidad de carga y bodega o será necesario realizar una nueva iteración.

Para acabar de definir el modelo se establecerán los carenados que recubrirán las hélices para todos los modelos, pues tendrán un efecto relevante sobre la resistencia aerodinámica percibida. Se establecerá un tronco de cono de 0,160 m de largo que alojará en su zona intermedia la hélice con un diámetro intermedio de aproximadamente 1 m, y un ángulo de inclinación de -10° (sección convergente).

❖ Estimación C_{D0} y k

Conocidas las dimensiones generales de la estructura y las condiciones de vuelo de crucero será posible estimar los coeficientes de resistencia aerodinámica característicos del modelo a partir de la teoría expuesta en 2.3.

Componente	Re	Re_{cutt}	C_f	FF	C_{D0}
<i>Ala</i>	3,42E+06	8,84E+08	2,34E-03	1,261E+00	0,0138
<i>EH</i>	1,53E+06	2,10E+09	2,80E-03	1,172E+00	
<i>EV</i>	1,38E+06	7,94E+08	2,87E-03	1,172E+00	
<i>Fuselaje</i>	1,11E+07	-	2,18E-03	1,603E+00	
<i>Motores</i>	2,40E+06	-	2,98E-03	1,049E+00	

Tabla 4.6: Estimación del coeficiente de resistencia parásita por el método de la analogía de placa plana en base a las dimensiones y condiciones de crucero establecidas para el modelo 1.

Método de estimación	e estimada	e media	k
<i>Kroo</i>	0,863		
<i>Stinton</i>	0,750	0,809	0,0501
<i>Raymer</i>	0,814		

Tabla 4.7: Estimaciones del coeficiente de Oswald, e , y del coeficiente de proporcionalidad de resistencia inducida para el modelo 1

Conocidos ambos coeficientes y el $MTOW$ es posible estimar el empuje que debe suministrar el sistema propulsivo para sostener el crucero y las fases de despegue y aterrizaje.

❖ **Sistema propulsivo**

A la hora de estudiar el sistema propulsivo es importante tener en cuenta 2 aspectos diferenciados:

- En primer lugar, será necesario definir la geometría de las hélices que operaran en ambas fases, decidiendo los criterios más adecuados para reducir las exigencias sobre el sistema propulsivo.
- En segundo lugar, y una vez definidas las hélices, podrá estudiarse su actuación y comprobar los regímenes de operación más ventajosos, que podrán o no coincidir con los de diseño.

Para definir las hélices tanto de crucero como auxiliares se ha elegido el perfil NACA 2415 por su curvatura y espesor reducidos para conformar todas las hélices de este documento. Los coeficientes que caracterizan estos perfiles para números de Reynolds característicos ($1E+06$) son los siguientes:

NACA 2415

c_{l0} [-]	$c_{l\alpha}$ [-]	c_{d0} [-]	k [-]	$\alpha_{m\acute{a}x}$ [°]
0,300	0,090	0,008	0,010	20

Tabla 4.8: Coeficientes aerodinámicos del perfil NACA 2415 bajo números de Reynolds de $1E+06$. [31]

Con objeto de simplificar el estudio de las hélices se ha decidido estudiar hélices de geometría constante, y dotar a todas del mismo número de palas ($b=4$) y alargamiento ($A_b=7$), con una cuerda de relativa esbeltez que se mantenga constante a lo largo de la envergadura ($c_b=0,071$ m). A continuación, se recogen las características geométricas mencionadas junto a los rendimientos estimados que se aplicarán durante todo el documento.

Hélices. Parámetros Generales	
r [m]	0,500
$S_{b\ cr}$ [m ²]	3,142
$S_{b\ aux}$ [m ²]	6,283
b [-]	4
A_b [m ²]	7,000
c_b [m]	0,071
η_{trans} [-]	0,950
$\eta_{H\acute{e}lice\ Libre}$ [-]	0,850
$\eta_{H\acute{e}lice\ carenada}$ ⁸ [-]	0,935

Tabla 4.9: Parámetros geométricos comunes para todas las hélices diseñadas durante el documento

⁸ Se ha establecido como hipótesis una mejora del rendimiento de las hélices carenadas de un 10 % respecto a las hélices libres.

Fijar estas variables permitirá que la única variable a lo largo de la envergadura sea el ángulo de paso, $\theta(r)$. El ángulo de paso con el que se diseñarán las palas será consecuencia de la velocidad aerodinámica que experimenten las palas en su condición de vuelo prevista. Para ello será necesario conocer tanto la velocidad perpendicular al plano de rotación como la contenida en dicho plano.

- La velocidad perpendicular al plano, U_P , será resultado de la suma de la velocidad de avance de la hélice y de la velocidad inducida por la misma, la cual se obtendrá mediante la *TCM*.
- La velocidad contenida en el plano de rotación, U_T , será resultado de la velocidad de rotación de la hélice sobre cada punto de la pala.

Sin embargo, ¿qué velocidad de avance resulta la más adecuada para el diseño de cada set de hélices? En el caso de las hélices auxiliares es obvio que la velocidad óptima será la de ascenso. En cambio, en el caso de las hélices de crucero no es tan intuitivo, pues actuarán en todas las fases del vuelo. Para elegir un valor adecuado, se ha tenido en cuenta el ángulo de ataque percibido por la pala. El vuelo en crucero aumentará al máximo la velocidad normal del fluido al plano de rotación de la hélice. Utilizar estas condiciones de vuelo para definir el ángulo de paso asegura que, en el vuelo de ascenso, con una velocidad normal al plano de rotación drásticamente menor, se dé para valores positivos del coeficiente de sustentación. Por el contrario, utilizar la velocidad de ascenso para definir θ significaría operar para valores negativos de sustentación en algunas secciones de la pala durante la fase de crucero.

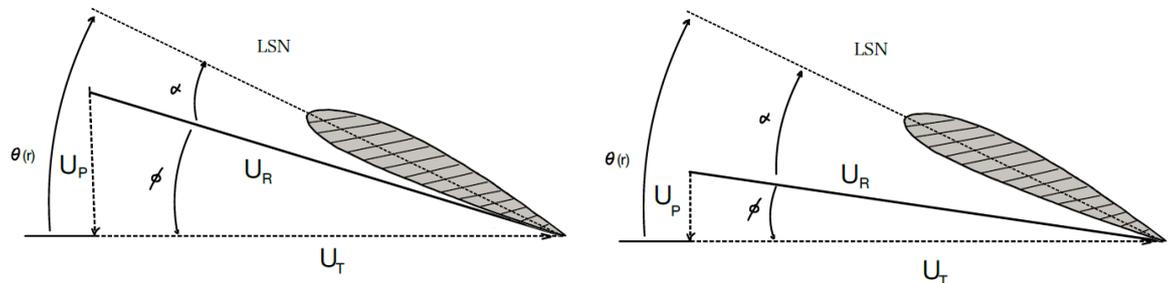


Ilustración 4.1: Variación del ángulo de ataque percibido por las palas de crucero en las fases de crucero y despegue para el caso en el que se establece el ángulo de ataque de la pala en base a la velocidad de crucero

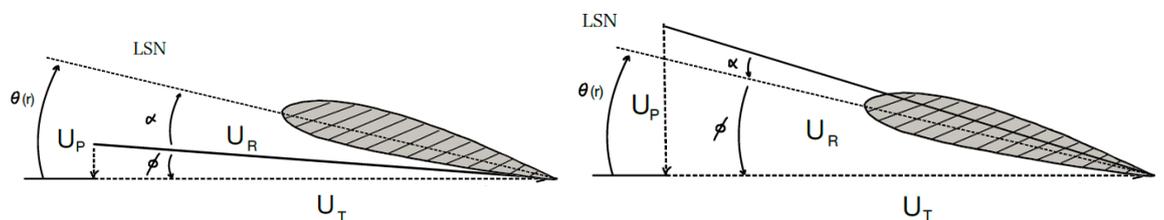


Ilustración 4.2: Variación del ángulo de ataque percibido por las palas de crucero en las fases de crucero y despegue para el caso en el que se establece el ángulo de ataque de la pala en base a la velocidad de ascenso

Por otro lado, para definir la velocidad inducida de ambas hélices se ha seguido el mismo razonamiento. Para las hélices de crucero, que deben suministrar el empuje tanto para realizar el despegue-aterrizaje como el crucero, cargas de distinto orden de magnitud, se ha elegido la mayor carga que han de soportar, la fase vertical, para extraer la mayor velocidad inducida que experimentará la hélice de forma que se asegure igualmente no trabajar en condiciones de sustentación negativa para determinadas secciones durante el crucero.

Además, se ha decidido utilizar en este primer modelo una razón de 0,68 entre el empuje suministrado por las hélices de crucero en despegue y el empuje total suministrado por todas las hélices. Esta proporción espera poder reducir la velocidad de rotación en las hélices auxiliares y con ello el ruido percibido en cabina por el piloto durante el despegue.

Por último, la velocidad de rotación para la que se diseñará la hélice será un 95 % de aquella para la cual a los regímenes citados alcanza el Mach divergencia (aproximadamente $M \cong 0,8$). Esta elección de diseño postergará el régimen de giro al que las hélices alcanzan el empuje necesario, aumentando ligeramente la potencia, pero reduciendo enormemente el tursor que los motores deberán suministrar, reduciendo el peso total del sistema.

Los valores establecidos para las variables de diseño se recogen en la tabla inferior.

Set de hélices	$V_{z\ cr} [m/s]$	MTOW [%]	$\Omega_b [rpm]$
Hélices de Crucero	44,4	0,68	4810
Hélices Auxiliares	0,3	0,32	4892

Tabla 4.10: Valores de las variables de diseño establecidos en el modelo 1 para definir el ángulo de paso, $\theta(r)$, de cada set de hélices

Teniendo en cuenta estos valores es posible definir el ángulo de ataque para cada una de las secciones de las palas en las condiciones de avance y giro establecidas. Se ha optado por una distribución constante del ángulo de ataque a lo largo de la pala para ambos tipos de hélices:

- Para las hélices de crucero se ha tomado un $\alpha_{b\ cr} = 6,0^\circ$, un valor próximo al ángulo de ataque óptimo ($\alpha_{opt} = 6,60^\circ$) aunque ligeramente inferior para reducir la resistencia percibida por la pala.
- Para las hélices auxiliares se ha tomado un $\alpha_{b\ aux} = 5,5^\circ$, pues valores superiores alcanzan la pérdida antes de alcanzar el empuje necesario.

Con esta información, el ángulo de paso, $\theta(r)$ y el ángulo de entrada de la corriente $\phi(r)$ a lo largo de la envergadura en las condiciones expuestas para cada hélice se presenta a continuación.

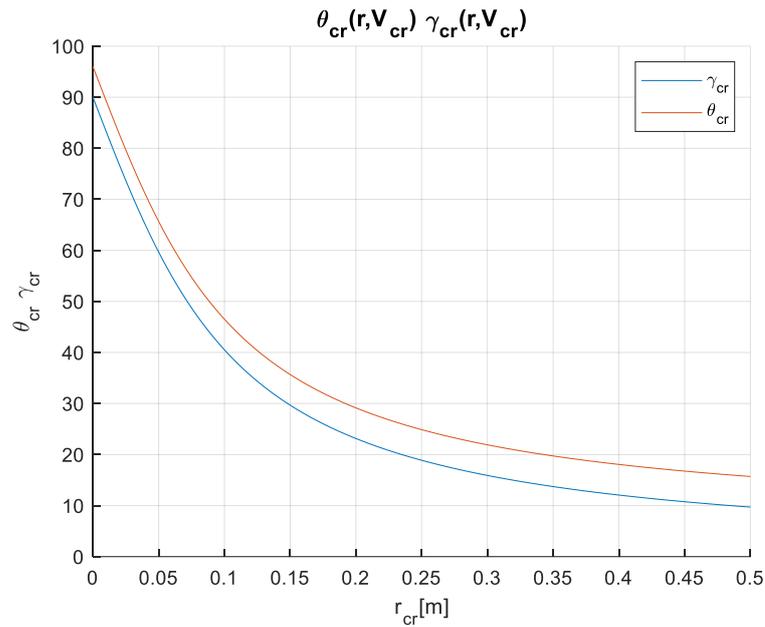


Ilustración 4.3: Ángulo de paso y de entrada de corriente a lo largo de las palas de crucero en las condiciones de vuelo recogidas en la Tabla 4.10

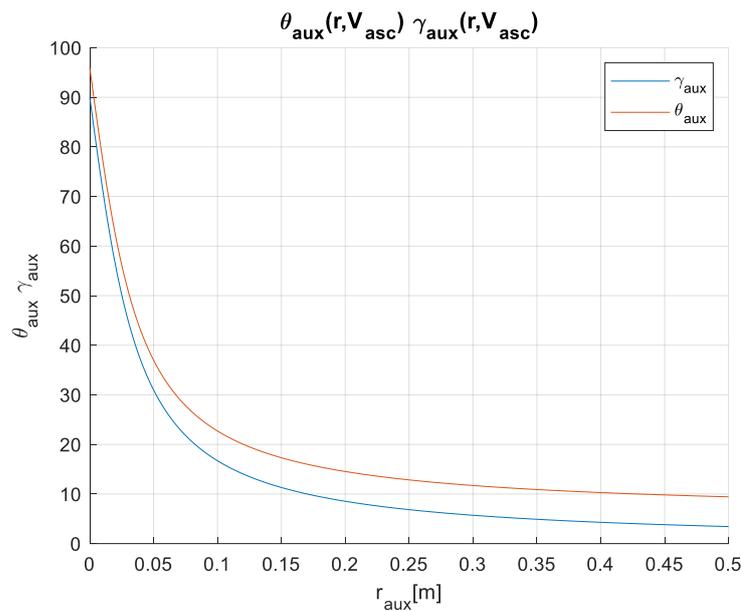


Ilustración 4.4: Ángulo de paso y de entrada de corriente a lo largo de las palas auxiliares en las condiciones de vuelo recogidas en la Tabla 4.10

Por último, poder aplicar la *TCM* y la *TEP* será necesario establecer las condiciones de vuelo efectivo de la aeronave en cada fase. Una vez descritos, será posible obtener las solicitaciones de potencia y torsor que definirán el sistema propulsivo basado en la pila de hidrógeno, tal y como muestran los diagramas de la Ilustración 2.3 e Ilustración 2.6.

Las condiciones del vuelo en crucero serán la velocidad planteada inicialmente, 160 km/h, y la carga a sostener será la resistencia aerodinámica, determinada por los coeficientes aerodinámicos de resistencia, C_{D0} y k , previamente obtenidos.

En el caso de los tramos de vuelo vertical se ha impuesto una velocidad reducida de $\pm 0,3$ m/s como valor razonable, y la carga a soportar vendrá marcada por la relación de empujes impuesta sobre cada set de hélices, 0,68.

Fase de Vuelo	Set de Hélices	V_z [m/s]	W [N]
Crucero	Principales	44,44	315,2 ⁹
	Auxiliares	44,44	0,0
Despegue	Principales	+0,30	4002,2
	Auxiliares	+0,30	1883,5
Aterrizaje	Principales	-0,30	4002,2
	Auxiliares	-0,30	1883,5

Tabla 4.11: Parámetros de actuación para las distintas fases del vuelo que caracterizarán al modelo 1

Una vez definidas las entradas y ambos sets de hélices, es posible utilizar la *TEP*, presentada en el apartado 2.2. De esta forma, y tal y como se muestra en el diagrama de bloques de la Ilustración 2.6, es posible alcanzar las prestaciones del sistema propulsivo. Sin embargo, será necesario imponer una serie de condiciones que separen aquellos resultados que satisfacen las hipótesis presentadas hasta ahora de los que no. Estas condiciones se presentan a continuación:

- **La velocidad de rotación de cada hélice está determinada.** Cada hélice habrá definido una velocidad inducida anteriormente gracias a la *TCM* en base a la velocidad de avance y el empuje que deben suministrar. En consecuencia, el régimen de giro de la hélice vendrá determinado por esas condiciones, siendo aquel que consiga ese empuje preestablecido. No restringir el régimen de giro significaría suministrar un empuje distinto a aquel que se estableció para definir la velocidad inducida anteriormente, dando una estimación errónea de las prestaciones propulsivas.
- **La velocidad de rotación está limitada superiormente.** Además de la imposición anterior, se debe asegurar que ninguna hélice opera en condiciones que alcancen efectos de compresibilidad en punta de pala. Cualquier empuje que se desee alcanzar habrá de lograrse a unas revoluciones inferiores a aquellas que alcanzan esta velocidad de rotación máxima.
- **El ángulo de ataque está acotado.** La teoría utilizada para estudiar las fuerzas aerodinámicas sobre las palas de cada hélice es aplicable a un intervalo limitado de ángulos. Cualquier régimen que escape a este intervalo en cualquiera de las palas en alguna sección de la envergadura serán desechados.

Definidas estas restricciones y todas las entradas necesarias, los resultados obtenidos de aplicar tanto la *TCM* como la *TEP* se muestran a continuación:

⁹ Los valores de la fuerza que deberán soportar el set de hélices son valores globales. El empuje que deberá suministrar cada una se obtendrá de dividir la carga total por el número de hélices de dicho set operando en esa fase.

Fase de Vuelo	Set de Hélices	P [kW]	M [Nm]
Crucero	Principales	19,2	115,4
	Auxiliares	0,0	0,0
Despegue	Principales	65,5	315,7
	Auxiliares	87,6	211,2
Aterrizaje	Principales	70,6	334,1
	Auxiliares	91,5	216,5

Tabla 4.12: Resultados de potencia y torsió proporcionados por la TCM y la TEP para las hélices y condiciones de vuelo impuestas para el modelo 1

Para satisfacer estas especificaciones han sido necesarios los siguientes componentes:

- Una batería de 60 kW que apoyará durante las fases de despegue y aterrizaje y que se recargará durante el crucero.
- Un motor de 100 kW con un factor de escalado de 2 para las hélices auxiliares.
- Un motor de 80 kW con un factor de escalado de 2 para las hélices de crucero.
- Un depósito que almacene 0,6064 kg de H_2 para afrontar los 60 km establecidos, resultando en un consumo de 0,0842 kg/kW·h.

A continuación, se muestra la variación del estado de carga de la batería durante las distintas fases del vuelo, con pronunciadas caídas durante los tramos de despegue y aterrizaje y una lenta pero sostenida carga durante la fase de crucero. Esto es debido a la enorme sollicitación de potencia en las fases de vuelo vertical, donde es necesario el apoyo del sistema de baterías, y en contraposición, la reducida demanda de potencia durante el crucero, donde puede destinarse una parte a cargar las baterías.

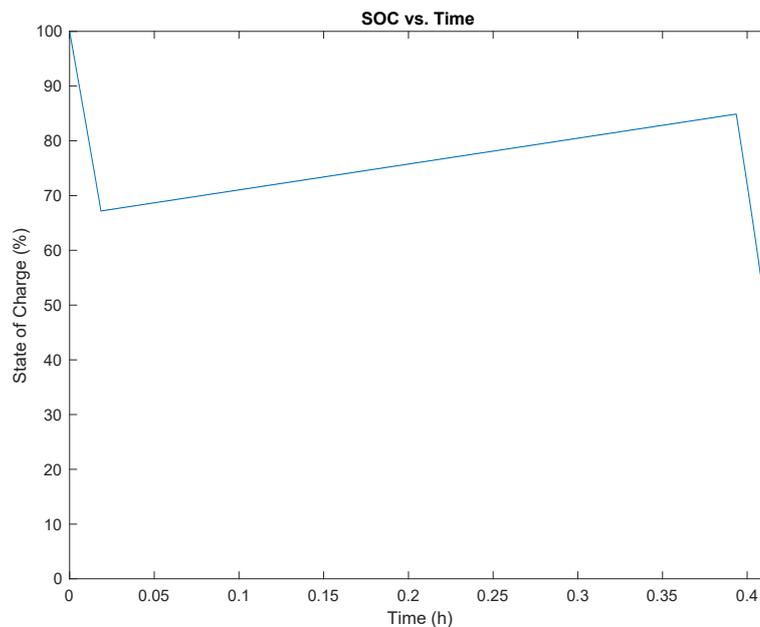


Ilustración 4.5: Estado de carga de la batería durante la autonomía estimada para la aeronave con la configuración definida en el modelo 1

Cabe destacar como la aeronave todavía reserva un 50% de la capacidad de carga al final de la misión. Esta reserva será fundamental para las etapas de transición entre las fases de vuelo vertical y las de vuelo como aeronave de ala fija, donde la potencia necesaria será todavía muy elevada en los tramos con menor velocidad de vuelo. Estas transiciones, sin embargo, no se desarrollarán durante este documento.

Con los subsistemas seleccionados se han estimado las dimensiones y masas del equipo en la siguiente tabla.

<i>Subsistemas</i>	<i>m [kg]</i>	<i>v [l]</i>
<i>Tanque</i>	13,95	18,33
<i>Motores</i>	73,14	27,33
<i>Pila de combustible</i>	197,45	351,04
<i>Batería</i>	49,38	94,97
<i>Total</i>	333,93	491,67

Tabla 4.13: Características másicas y volumétricas de los diferentes subsistemas que componen el sistema propulsivo que alimentará al modelo 1

❖ **Modelado 3D**

A partir de las estimaciones presentadas en la Tabla 4.5 se ha obtenido el modelo 3D con una geometría más detallada que busca poder alojar los subsistemas presentados en la Tabla 4.13. Este modelo permitirá realizar una aproximación más exacta del peso de la aeronave al tener en cuenta el área real de todas las superficies y otros componentes como el tren de aterrizaje. Además, servirá de ayuda para los futuros estudios de estabilidad en caso de ser necesarios.

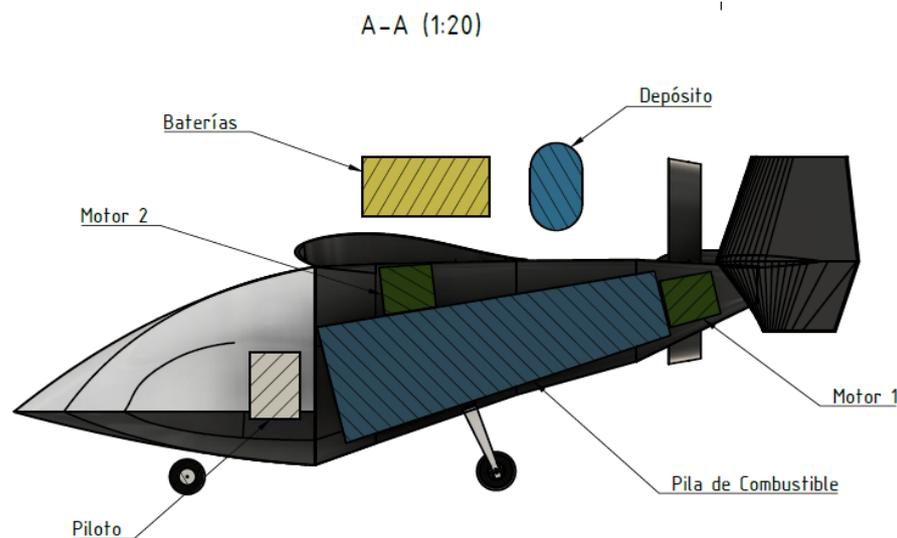


Ilustración 4.6: Esquemática de la distribución de carga en el modelo 1 con indicaciones de cada componente

Sin embargo, tal y como se puede apreciar en la anterior imagen, las dimensiones impuestas inicialmente son claramente insuficientes para alojar al conjunto de subsistemas necesarios

para alimentar la aeronave, siendo un modelo inviable. Para solucionar esta circunstancia existen 2 posibilidades:

- Aumentar el tamaño del fuselaje para alojar más carga.
- Reducir las exigencias del sistema propulsivo.

La primera opción incurre en un aumento del peso estructural de la aeronave, pudiendo no ser viable para el sistema propulsivo diseñado. Por otro lado, para reducir las prestaciones del sistema propulsivo será necesario un proceso de optimización sobre las variables establecidas en la Tabla 4.10, que reduzcan tanto el volumen como el peso de los subsistemas. Para comprobar que opción es más adecuada se hará en primer lugar una estimación del peso de la aeronave completa.

❖ Cálculo de MTOW

Típicamente el peso de la estructura se estima gracias a estudios estadísticos de otras aeronaves semejantes, como es el caso de las estimaciones de Raymer y Roskam. Al tratarse en este caso de una nueva clase de transporte en desarrollo inicial, no se disponen de tendencias en las que apoyarse.

Por esta razón se ha decidido estimar el peso de la aeronave como la suma del peso de su revestimiento, de los componentes que conforman el sistema propulsivo, su tren de aterrizaje y la carga de pago.

Para la estimación del peso del revestimiento se ha tomado un espesor típico de otras aeronaves, 2,0 mm [33]. Calculando la densidad del material compuesto de fibra de carbono y resina epoxi para un porcentaje en volumen de fibras típico del 60 %, será posible hacer la estimación.

$$\rho_f = 1,91 \text{ g/cm}^3 \qquad \rho_r = 1,30 \text{ g/cm}^3$$

$$\rho_{mc} = \frac{W_c}{V_c} = \frac{W_f+W_r}{V_f+V_r+V_p} = \frac{W_f+W_r}{V_{total}} = \frac{V_f\rho_f+V_r\rho_r}{V_{total}} = \frac{V_{total}(0,6\rho_f+0,4\rho_r)}{V_{total}} = 1,66 \text{ g/cm}^3 \quad [\text{LXIII}]^{10}$$

Por otro lado, para estimar el peso del tren de aterrizaje se ha tenido en cuenta la fracción de peso proporcionada por E. Torenbeek [32], donde se establece la fracción del 4,7 % respecto al peso máximo al aterrizaje como una aproximación razonable. Se tomará un 5 % para ofrecer un valor conservador y para tener en cuenta el incremento del peso para el tren de aterrizaje de un avión de ala alta.

$$W_{\text{tren de aterrizaje}} = 0,05 \cdot MLW \quad [\text{LXIV}]$$

$$W_{\text{tren de aterrizaje}} = 0,05 \cdot (W_{\text{estructural}} + W_{\text{sist. prop.}} + W_{\text{carga de pago}} + W_{\text{tren de aterrizaje}}) \quad [\text{LXV}]$$

¹⁰ Se ha despreciado el volumen de los poros presentes en el material compuesto a la hora de realizar el cálculo.

A esta estimación se ha añadido una superficie que separa la cabina del piloto de los sistemas propulsivos para garantizar una mayor seguridad del usuario.

En base a estas consideraciones se han alcanzado los siguientes resultados:

Componentes	m [kg]	% MTOW
$W_{\text{estructural}}$	163,19	26,83
$W_{\text{sist. prop.}}$	333,93	54,90
$W_{\text{tren de aterrizaje}}$	30,37	4,99
$W_{\text{carga de pago}}$	80,00	13,15
OEW	607,49	99,88
MFW	0,71	0,12
MTOW	608,20	100,00

Tabla 4.14: Distribución de masas de todos los componentes que conforman el modelo 1 obtenidos de su modelado 3D.

Como se puede comprobar, el modelo no solo no es capaz de alojar la carga, sino que también excede el peso máximo en despegue que se estableció para estimar la potencia con la que se definió el sistema propulsivo. Esta circunstancia conduce a pensar que un aumento del fuselaje no conseguiría resolver por sí solo las insuficiencias del modelo si no está acompañado de una optimización del sistema propulsivo que reduzca el peso por encima del añadido por aumentar la capacidad de carga. Estas consideraciones serán las que marquen el diseño del siguiente modelo, respetando el mismo peso máximo al despegue.

4.2.2 Modelo 2

Tras múltiples modificaciones el presente modelo resolverá las carencias del anterior, siendo capaz de alojar la carga a la vez que se mantiene el peso máximo al despegue para mantener acotadas las dimensiones del vehículo.

❖ Diseño Aeronave

El nuevo modelo mantiene las mismas hipótesis que se establecieron inicialmente para el diseño de la superficie alar y de las superficies de control, siendo sus valores los mismos que los expuestos con anterioridad al mantener el *MTOW* constante.

Superficie Alar

S_w [m ²]	c_w [m]	c_{root} [m]	c_{tip} [m]	b_w [m]	A_w [m]	λ_w [-]	λ_m [-]
10,21	1,14	1,16	1,12	9,00	7,86	0,97	0,49

Tabla 4.15: Parámetros y dimensiones de la superficie alar del modelo 2.

Estabilizador Horizontal			Estabilizador Vertical		
S_t [m ²]	c_t [m]	b_t [m]	S_v [m ²]	c_v [m]	b_v [m]
2,04	0,51	4,00	0,85	0,46	1,84

Tabla 4.16: Dimensiones de las superficies aerodinámicas de control de cola, el estabilizador horizontal (HE) y el estabilizador vertical (EV) del modelo 2.

En cambio, las dimensiones del fuselaje, tanto en diámetro como en longitud, cambiarán para mejorar su capacidad de carga.

FUSELAJE	L [m]	$D_{inicial}$ [m]	D_{final} [m]
Cabina	1,60	0,87	0,00
Bodega	1,60	0,87	0,55
Cola	1,00	0,55	0,26
Total	4,20	-	-

Tabla 4.17: Longitudes y diámetros de las diferentes secciones planteadas para el fuselaje del modelo 2

Manteniendo los mismos carenados para las hélices que el modelo anterior es posible volver a hacer una estimación de los coeficientes de resistencia aerodinámica del nuevo modelo.

❖ Estimación C_{D0} y k

Utilizando los nuevos valores dimensionales del fuselaje se ha obtenido de igual forma, mediante la “analogía de placa plana”, los coeficientes aerodinámicos de resistencia.

Componente	Re	Re_{cutt}	C_f	FF	C_{D0}
Ala	3,42E+06	8,84E+08	2,34E-03	1,261E+00	0,0143
EH	1,53E+06	2,10E+09	2,80E-03	1,172E+00	
EV	1,38E+06	7,94E+08	2,87E-03	1,172E+00	
Fuselaje	1,26E+07	-	2,12E-03	1,374E+00	
Motores	2,40E+06	-	2,98E-03	1,049E+00	

Tabla 4.18: Estimación del coeficiente de resistencia parásita por el método de la analogía de placa plana en base a las dimensiones y condiciones de crucero establecidas para el modelo 2

<i>Método de estimación</i>	<i>e estimada</i>	<i>e media</i>	<i>k</i>
<i>Kroo</i>	0,860		
<i>Stinton</i>	0,747	0,807	0,0502
<i>Raymer</i>	0,814		

Tabla 4.19: Estimaciones del coeficiente de Oswald, e , y del coeficiente de proporcionalidad de resistencia inducida para el modelo 2

El aumento de la capacidad de carga y, por tanto, de superficie mojada, ha venido acompañada por un aumento del coeficiente de resistencia parásita que tendrá su efecto sobre la potencia necesaria para sostener el crucero. El coeficiente de proporcionalidad de resistencia inducida, k , también ha experimentado un ligero incremento.

❖ **Sistema propulsivo**

A continuación, se mostrarán los resultados obtenidos durante cada una de las fases de la optimización, según se desarrollaron en la sección 3.2, teniendo en cuenta el valor impuesto sobre la velocidad de vuelo de diseño para las hélices de crucero de 130 km/h.

Optimización en P

En primer lugar, se estudió el diseño de hélices para diferentes combinaciones de relaciones de empuje y velocidades de avance. Una vez diseñadas, utilizando la *TCM* y la *TEP* se alcanzaron los valores de sus prestaciones para dichas condiciones durante el despegue y el aterrizaje. Con ello fue posible dibujar un mapa de potencias para las distintas combinaciones de las variables de diseño.

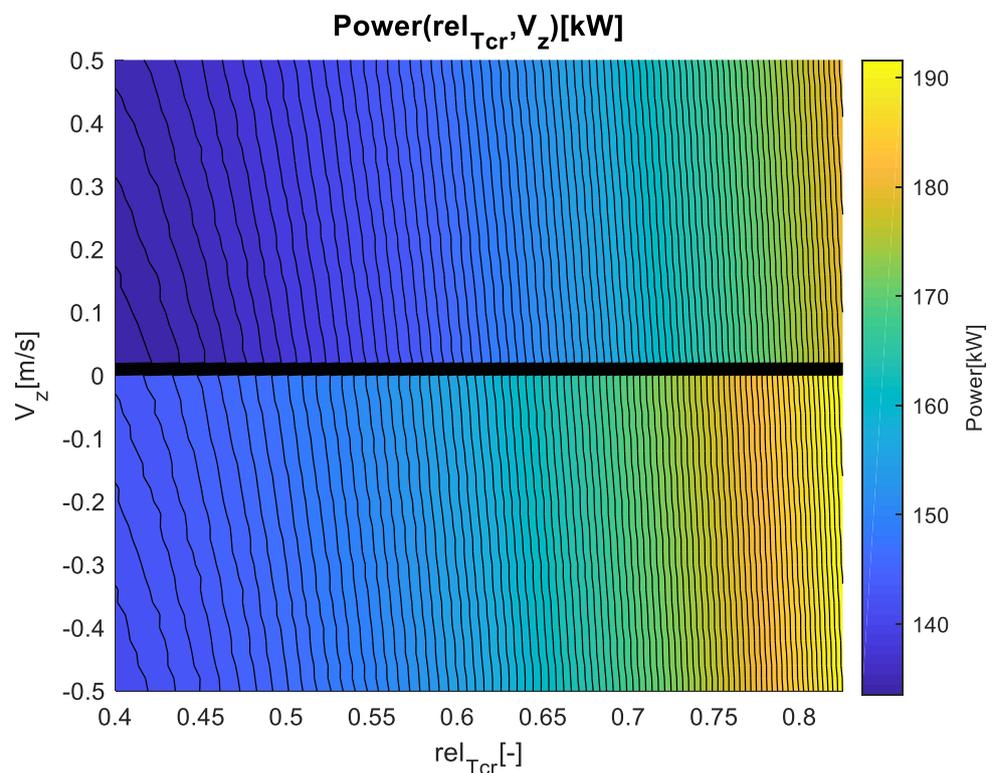


Ilustración 4.7: Mapa de P para diferentes configuraciones de las variables de diseño

El intervalo de relaciones de empuje está acotado por las condiciones que se expusieron anteriormente, en particular, por escapar al intervalo de ángulos de ataque permitidos en algunas secciones antes de alcanzar el empuje establecido. Se puede apreciar claramente el gran aumento de la potencia a medida que la relación de empuje impuesta para las hélices de crucero aumenta, tanto para condiciones de despegue como de aterrizaje.

Con esta información es posible seleccionar la relación de empuje para las hélices de crucero que garantiza la mínima potencia para el sistema, en este caso, $0,4$.

Cabe mencionar la discontinuidad en la parte central de la imagen, debida al cambio de modelo para estimar la velocidad inducida por la hélice (de la *TCM* al *Modelo de Rand* y al *Modelo de las constantes A y B*). Este cambio era necesario para estudiar el vuelo de descenso a pequeñas velocidades.

Optimización en $(P \cdot t)$ despegue

Una vez establecida la relación de empujes óptima, comienza el proceso de optimización de las velocidades de avance en las fases de vuelo axial. En este caso como se explicó, se optó por optimizar la variable $P \cdot t$.

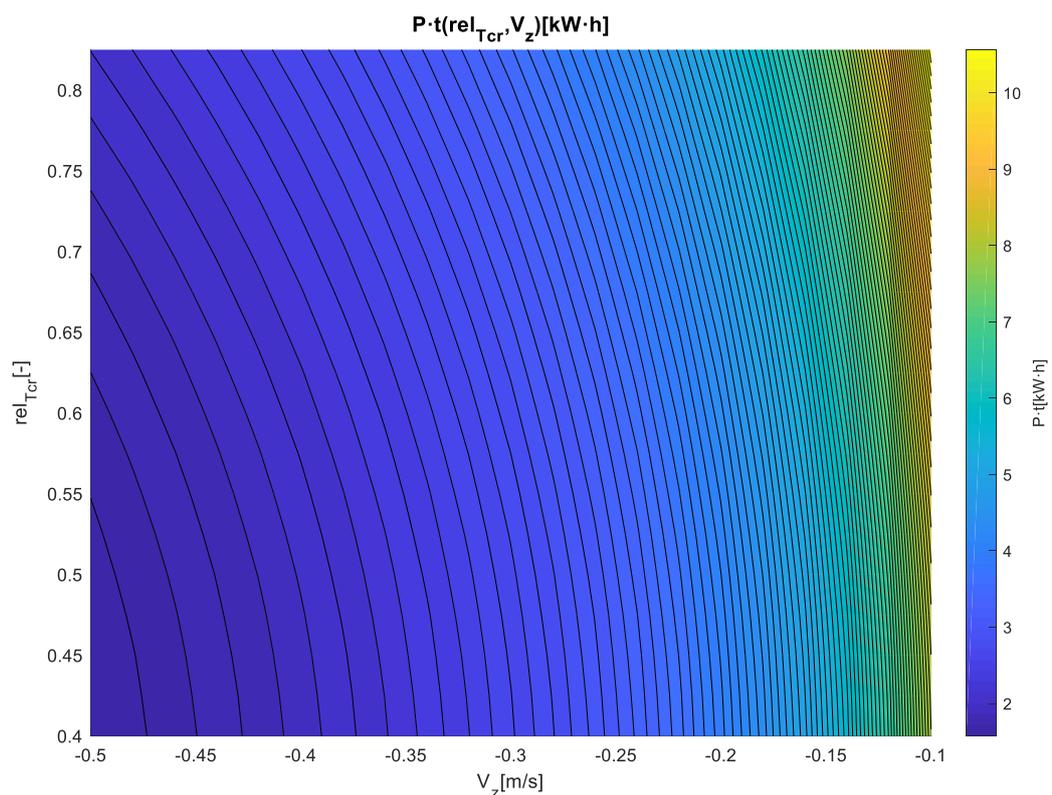


Ilustración 4.8: Mapa de $P \cdot t$ para diferentes configuraciones de las variables de diseño durante el descenso

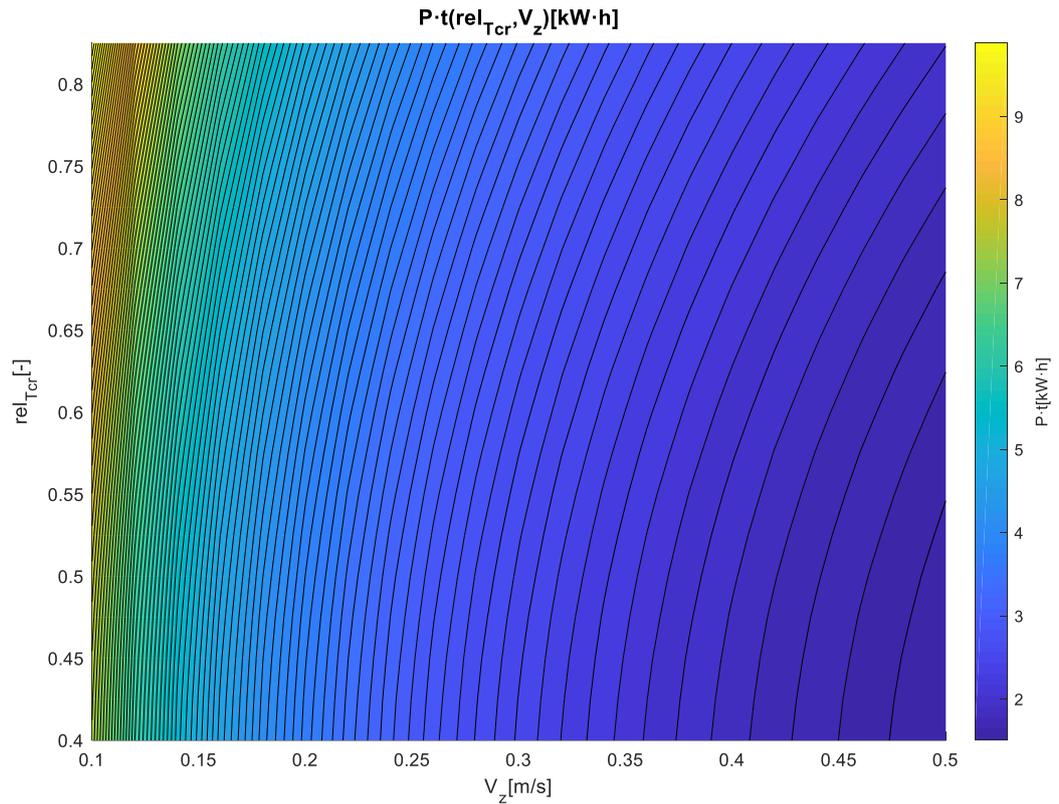


Ilustración 4.9: Mapa de $P \cdot t$ para diferentes configuraciones de las variables de diseño durante el ascenso

El aumento de la velocidad de avance efectiva en valor absoluto desde 0,3 m/s hasta 0,5 m/s consigue una mejora drástica de la variable $P \cdot t$, con una reducción del 94,03 %. Mayores velocidades significarían mayores reducciones, pero se ha considerado como valor máximo 0,5 m/s para poder realizar las fases de despegue y aterrizaje con garantías de seguridad.

Optimización ($P \cdot t$) crucero

Una vez establecida la velocidad de crucero para el diseño de las hélices, la relación de empuje que garantiza la menor potencia y la velocidad de avance efectivo en vuelo axial que garantiza mínima ($P \cdot t$) despegue, queda por definir la velocidad de avance efectivo en crucero que asegura mínima ($P \cdot t$) crucero.

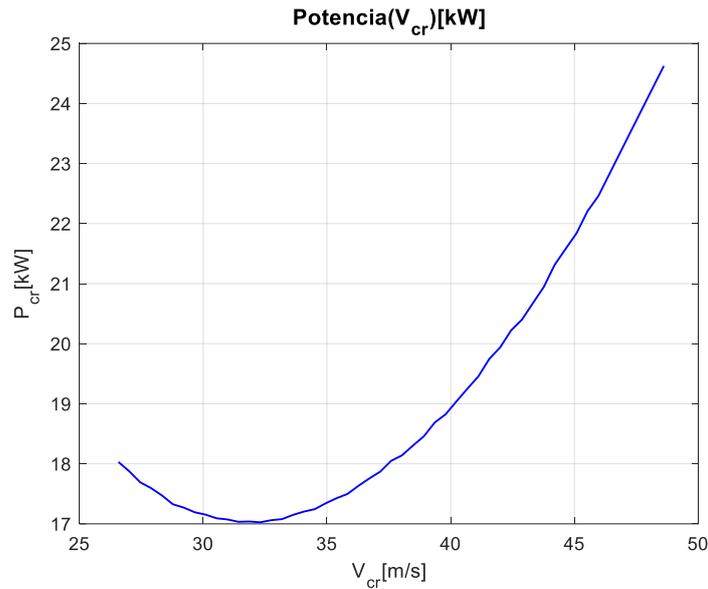


Ilustración 4.10: Potencia necesaria para sostener el vuelo de crucero para distintas velocidades de avance efectivo

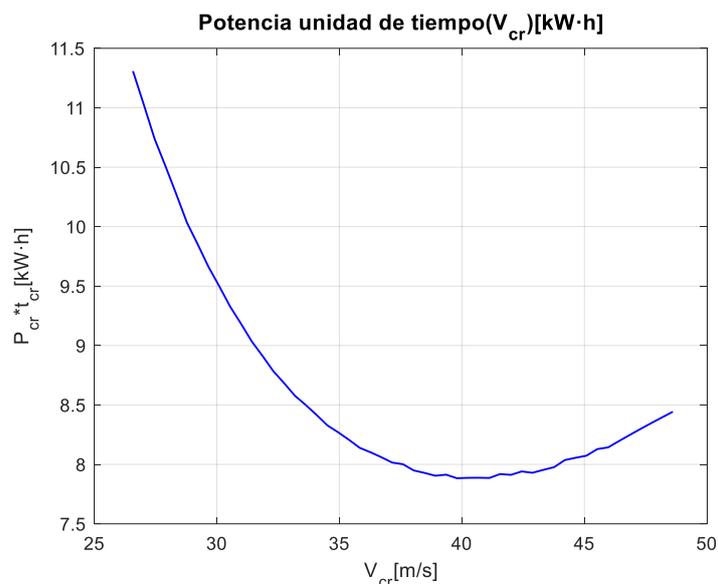


Ilustración 4.11: $P \cdot t$ necesaria para sostener el vuelo de crucero para distintas velocidades de avance efectivo

Se puede apreciar como la velocidad de vuelo que optimiza la variable $(P \cdot t)_{crucero}$ es sensiblemente superior a aquella que optimiza P . Volar a esta velocidad permitirá reducir un 10,2 % $(P \cdot t)_{crucero}$ para un aumento del 10,5 % de la potencia, valor que la pila ya será capaz de suministrar dados los valores necesarios para acometer el vuelo axial.

Con estas consideraciones se han alcanzado las siguientes decisiones de diseño para optimizar las hélices y reducir las solicitaciones sobre el sistema propulsivo.

Set de hélices	$V_{z cr}$ [m/s]	MTOW [%]	Ω_b [rpm]
Hélices de Crucero	36,1	0,40	4836
Hélices Auxiliares	0,5	0,60	4899

Tabla 4.20: Valores de las variables de diseño establecidos en el modelo 2 para definir el ángulo de paso, $\theta(r)$, de cada set de hélices.

Estos nuevos valores de las variables de diseño definirán los nuevos ángulos de paso de las hélices del modelo 2.

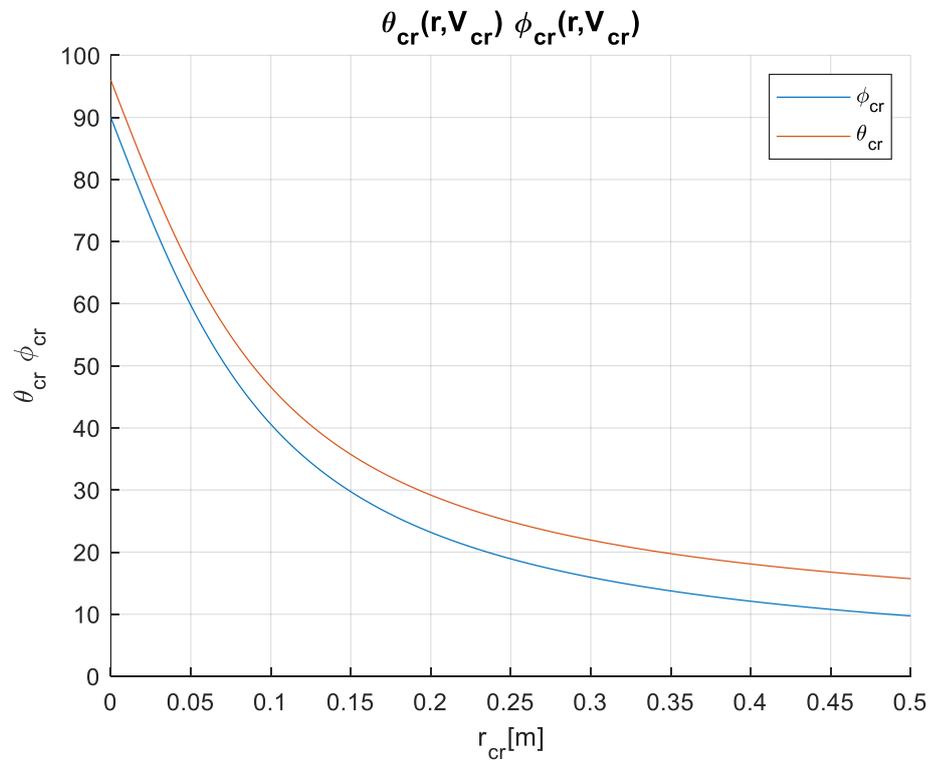


Ilustración 4.12: Ángulo de paso y de entrada de corriente a lo largo de las palas de crucero en las condiciones de vuelo recogidas en la Tabla 4.20

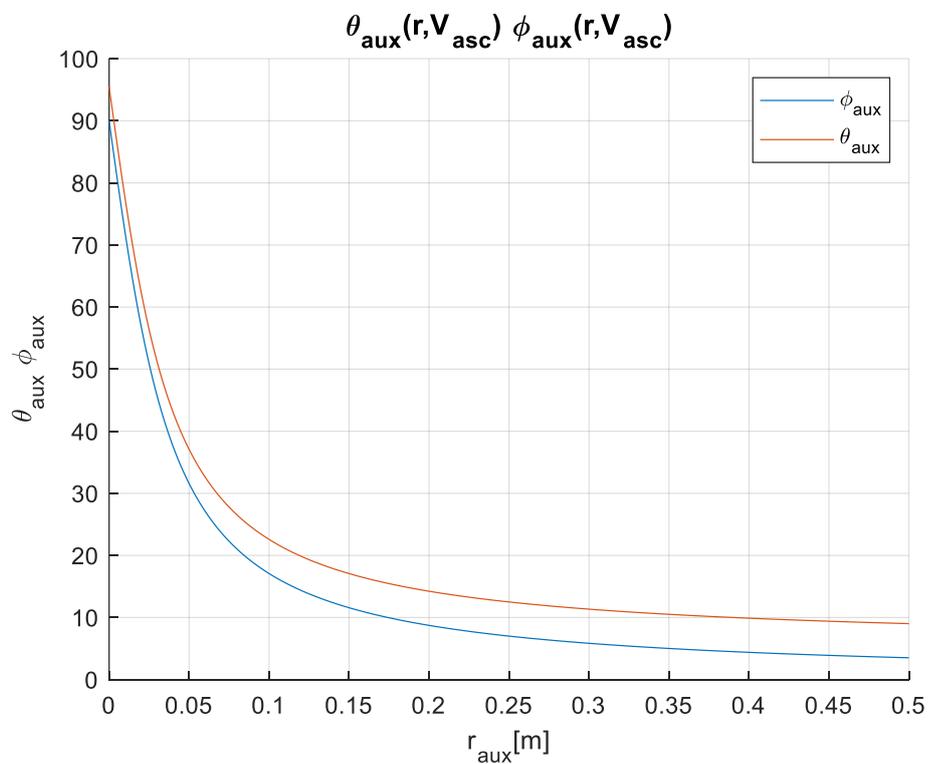


Ilustración 4.13: Ángulo de paso y de entrada de corriente a lo largo de las palas auxiliares en las condiciones de vuelo recogidas en la Tabla 4.20

A continuación, se recogen las condiciones de vuelo para cada etapa alcanzadas durante el proceso de optimización.

Fase de Vuelo	Set de Hélices	V_z [m/s]	W [N]
Crucero	Principales	39,82	318,8 ¹¹
	Auxiliares	39,82	0,0
Despegue	Principales	+0,50	2354,4
	Auxiliares	+0,50	3531,6
Aterrizaje	Principales	-0,50	2354,4
	Auxiliares	-0,50	3531,6

Tabla 4.21: Parámetros de actuación para las distintas fases del vuelo que caracterizarán al modelo 2.

Definidas las condiciones de vuelo, se presentan los resultados de la optimización:

Fase de Vuelo	Set de Hélices	P [kW]	M [Nm]
Crucero	Principales	18,8	65,1
	Auxiliares	0,0	0,0
Despegue	Principales	57,0	203,7
	Auxiliares	78,3	227,4
Aterrizaje	Principales	59,7	210,4
	Auxiliares	82,0	233,8

Tabla 4.22: Resultados de potencia y torsió proporcionados por la TCM y la TEP para las hélices y condiciones de vuelo impuestas para el modelo 2.

Para satisfacer estas especificaciones han sido necesarios los siguientes componentes:

- Una pila de combustible de 35 kW que sostendrá la fase de crucero mientras carga el sistema de baterías y que también funcionará en las fases de vuelo axial.
- Un sistema de baterías que complementará la acción de la pila en las fases de vuelo axial.
- Un motor de 90 kW con un factor de escalado de 1 para las hélices auxiliares.
- Un motor de 70 kW con un factor de escalado de 1 para las hélices de crucero.
- Un depósito que almacene 0,6063 kg de H₂ para afrontar los 60 km establecidos, resultando en un consumo de 0,0777 kg/kW·h.

Estas prestaciones han permitido estimar las dimensiones y masas del equipo según se muestran en la siguiente tabla.

Subsistemas	m [kg]	v [l]
Tanque	11,83	15,54
Motores	65,01	24,29
Pila de combustible	187,38	323,12
Batería	45,99	88,95
Total	310,21	451,9

Tabla 4.23: Características másicas y volumétricas de los diferentes subsistemas que componen el sistema propulsivo que alimentará al modelo 2

¹¹ Los valores de la fuerza que deberán soportar el set de hélices son valores globales. El empuje que deberá suministrar cada una se obtendrá de dividir la carga total por el número de hélices de dicho set operando en esa fase.

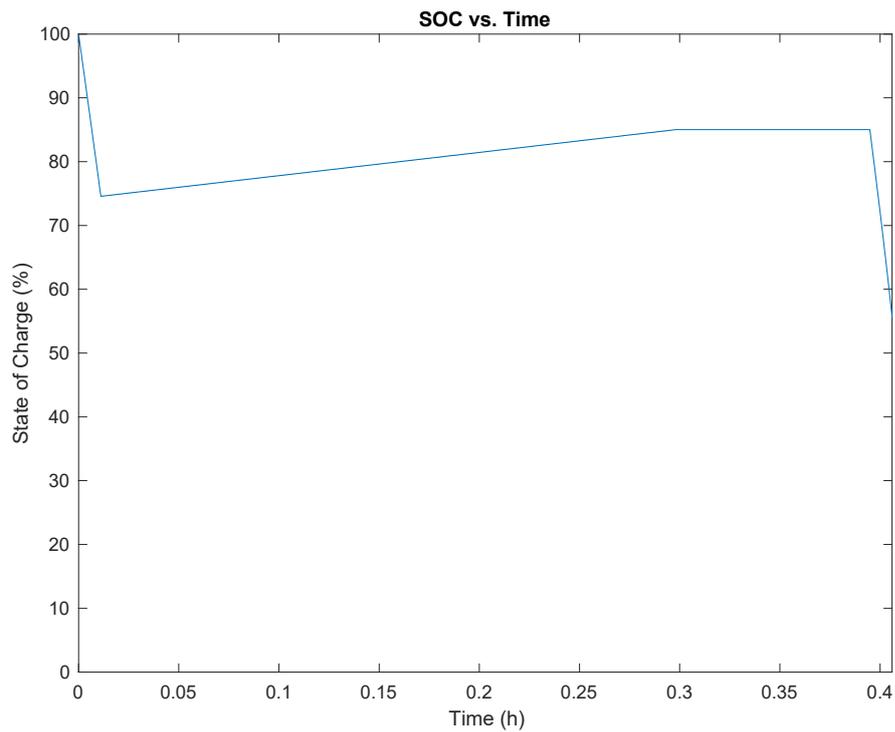


Ilustración 4.14: Estado de carga de la batería durante la autonomía estimada para la aeronave con la configuración definida en el modelo 2

Igual que ocurría en el modelo anterior, la batería sigue conservando más de un 60 % de su carga al finalizar la misión con un factor de carga del 10 %.

❖ Modelado 3D

El modelo se ha diseñado de igual forma que se hizo anteriormente, utilizando ahora las medidas de la Tabla 4.17. El modelo detallado se encuentra en los Anexos, Plano Modelo 2.

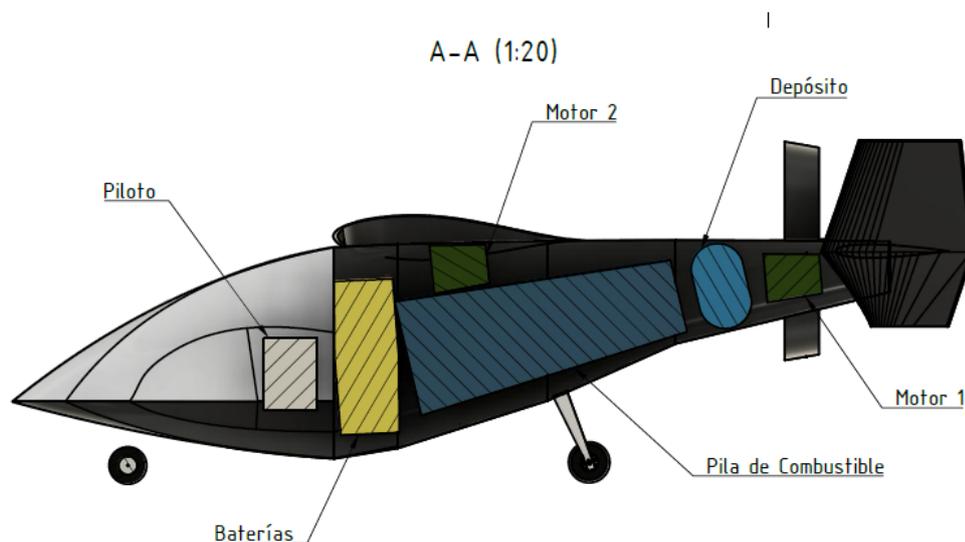


Ilustración 4.15: Esquematación de la distribución de carga en el modelo 2 con indicaciones de cada componente

Tras la ampliación del fuselaje y la optimización de las prestaciones del sistema propulsivo se ha conseguido alcanzar un modelo que puede alojar correctamente todos los subsistemas necesarios. La distribución ha dispuesto los motores en la proximidad de los ejes que transmitirán la potencia a cada hélice, las baterías en las proximidades del motor auxiliar y el depósito en la zona final del cono de cola para alejarlo del piloto.

Sin embargo, la optimización del sistema propulsivo puede no haber sido suficiente como para alcanzar un modelo que satisfaga los valores preestablecidos de *MTOW*, debido al paralelo alargamiento del fuselaje.

❖ Cálculo de MTOW

Aplicando la misma metodología que en el caso anterior, se obtuvieron los siguientes resultados.

Componentes	<i>m</i> [kg]	% MTOW
<i>W</i> estructural	162,42	27,11
<i>W</i> sist. prop.	310,21	51,77
<i>W</i> tren de aterrizaje	29,93	4,99
<i>W</i> carga de pago	96,00	16,02
<i>OEW</i>	598,55	99,90
<i>MFW</i>	0,61	0,10
<i>MTOW</i>	599,16	100,00

Tabla 4.24: Distribución de masas de todos los componentes que conforman el modelo 2 obtenidos de su modelado 3D

El aumento de la longitud del fuselaje acompañado de una ligera reducción de la sección de cola ha permitido distribuir mejor la carga y mantener el peso estructural aproximadamente constante. De esta forma, la optimización del sistema propulsivo ha conseguido presentar un modelo que se encuentra dentro de los límites de diseño impuestos, con una carga de pago sustancialmente superior a la establecida, 96 kg frente a los 80 kg recogidos en la Tabla 1.2.

Dadas las especificaciones del modelo actual se puede representar el punto de diseño de la aeronave y comprobar si es capaz de satisfacer los requisitos de cada fase del vuelo típico tal y como se mostró en la Ilustración 2.9 y en la teoría desarrollada en la sección 2.4.

Punto de Diseño

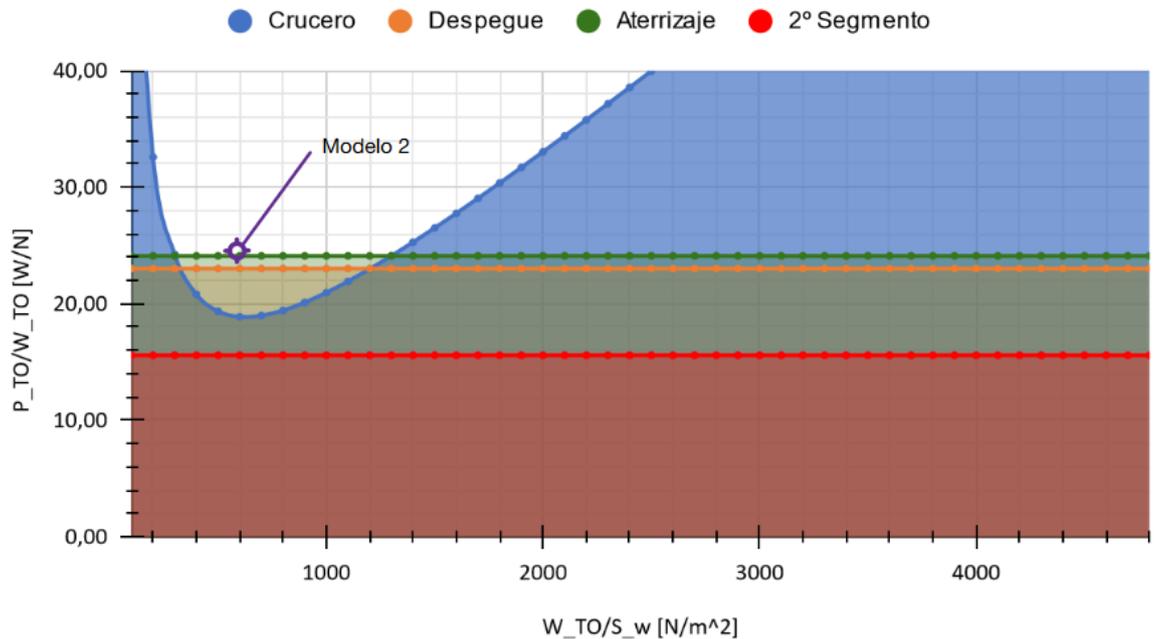


Ilustración 4.16: Curvas de diseño con las solicitaciones de las diferentes fases que componen el vuelo del modelo 2

Se muestra como la configuración descrita anteriormente para el modelo 2 satisface las prestaciones necesarias para cada fase del vuelo, confirmando la viabilidad del presente modelo.

Cabe mencionar que la carga alar no es tan alta como cabría esperar. Esto es debido a las limitaciones que añade el sistema propulsivo. Un aumento de la carga alar ya sea por reducción de la superficie alar o por aumento del peso, conduce a un ineludible aumento de las exigencias sobre el sistema propulsivo y, por tanto, del peso de la aeronave, volviéndose un modelo inviable.

Durante este documento se concluirá el estudio de diseño sin buscar mayor optimización de la carga alar.

❖ Análisis estabilidad

Una vez garantizada la capacidad del modelo de cumplir las diferentes etapas del vuelo, se estudiará su estabilidad. Para ello, se hará uso del modelado 3D para conocer la posición del centro de gravedad de la aeronave tras alojar todos los componentes en la bodega y cono de cola. Una vez conocido, será conveniente realizar 3 estudios:

- Estudio de estabilidad estática longitudinal con mandos fijos.
- Estudio de estabilidad dinámica longitudinal con mandos fijos.
- Estudio de estabilidad estática longitudinal en el despegue.

Estos 3 aspectos serán cruciales para garantizar que el modelo final puede cumplir con todas las fases de su vuelo característico.

A partir de los parámetros geométricos, aerodinámicos y otras consideraciones desarrolladas durante el modelo 2 y el análisis del modelado 3D de la aeronave se han alcanzado mediante el uso de la teoría del apartado 2.5, su desarrollo en [30] y el *método de los paneles* los coeficientes aerodinámicos de la aeronave.

Coefficientes aerodinámicos	
$a_{wb}[-]$	0,10
$a_t[-]$	0,11
$C_{macwb}[-]$	0,00
$i_t[^\circ]$	4,00
$i_{wb}[^\circ]$	4,00
$\varepsilon_0[^\circ]$	-2,00
$d\varepsilon/d\alpha[-]$	0,00
Superficies Aerodinámicas	
$S_w[m^2]$	10,22
$S_t[m^2]$	2,042
Parámetros de eficiencia	
$\eta_t[-]$	1,05
$\tau_e[-]^{12}$	0,25
$V[m/s]$	39,80
$\hat{V}_t[-]$	0,30
Coefficientes geométricos¹³	
$l_t[m]$	1,7337
$x_{cg}[m]$	2,2410
$x_{acwb}[m]$	1,7990

Tabla 4.25: Variables necesarios para aplicar la teoría de estabilidad presente en el apartado 2.5 a partir de los valores desarrollados durante el modelo 2 y del modelado 3D

Coefficientes aerodinámicos aeronave completa					
Coefficientes de sustentación	C_{L0}	$C_{L\alpha}$	$C_{L\delta_e}$		
	0,0462	0,1231	0,0058		
Coefficientes de momentos de cabeceo	C_{mT}	C_{m0}	$C_{m\alpha}$	$C_{m\delta}$	C_{mq}
	-0,0139	0,0702	0,0037	-0,0088	0,0016

Tabla 4.26: Coeficientes aerodinámicos de sustentación y momento de la aeronave completa en el modelo 2.

Como se puede comprobar, el Índice de Estabilidad Estática Longitudinal con Mandos Fijos, $C_{m\alpha}$, es positivo, lo cual significa que el modelo 2 es estáticamente inestable en el plano longitudinal con mandos fijos. Este hecho garantiza que dinámicamente es igualmente inestable.

¹² El valor se ha obtenido suponiendo un control que constituya el 10 % de la superficie del *EH* y utilizando el *método de los paneles* para un modelo simplificado de 2 paneles.

¹³ Los coeficientes geométricos obtenidos del modelado 3D de la aeronave presentarán más decimales para mostrar con mayor precisión el momento resultante durante la fase de vuelo axial.

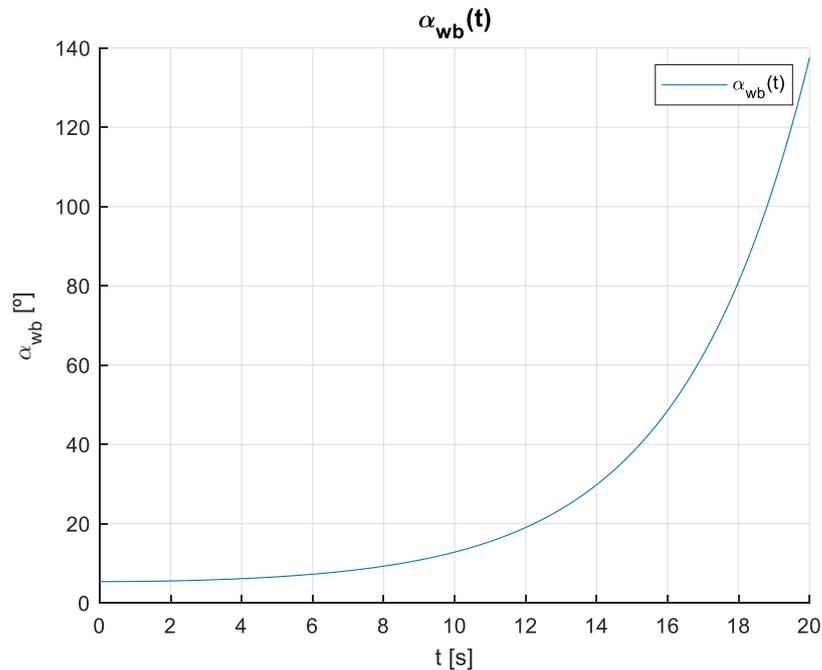


Ilustración 4.17: Variación temporal del ángulo de ataque desde su condición de equilibrio a $4,51^\circ$ en vuelo de crucero tras una perturbación del ángulo de ataque de $+1^\circ$.

Se observa como una ligera perturbación de la condición de vuelo hace que la aeronave pierda el control sobre su condición de vuelo. Este hecho ya es suficiente para requerir una iteración más del modelo, pero resulta conveniente finalizar el análisis de estabilidad antes de tomar decisiones.

La relación de empujes optimizada impondrá dos momentos de cabeceo en torno al centro de gravedad, uno causado por las hélices auxiliares y otro por las de crucero.

	T [N]	x [m]	M_G [Nm]	M_{GTotal} [Nm]
Hélices de crucero	2.354,40	3,9850	-4.117,80	-3.503,58
Hélices auxiliares	3.531,60	2,0499	674,50	

Tabla 4.27: Resultante de momentos respecto al centro de gravedad como resultado de la tracción de los 2 set de hélices del modelo 2

El establecimiento de las hélices de crucero sobre el estabilizador horizontal se planteó como una alternativa para reducir el ruido en la cabina del piloto, pero no se tuvo en cuenta el enorme momento que generaría sobre la aeronave durante la fase de vuelo axial. El resultado es un momento que imposibilita cualquier despegue vertical, incluso aunque la nave fuera aerodinámicamente estable en su vuelo en crucero.

Estos resultados conducen a varias consideraciones:

- La inestabilidad aerodinámica que presenta la aeronave deberá corregirse ampliando \hat{V}_t , ya sea elongando la aeronave para alejar las superficies de cola del centro de gravedad o aumentando sus dimensiones.
- Las hélices de crucero deberán localizarse más cerca del centro de gravedad, de forma que el momento de cabeceo resultante en el vuelo axial se anule.

Ambas consideraciones obligan a separar las hélices de crucero de la superficie horizontal de cola, que de ahora en adelante será fija (a salvo de sus timones), y fijarlas más adelante con una estructura que por ahora se abordará de forma simplificada en el modelado 3D para la contabilización del peso total y su influencia sobre centro de gravedad y la estabilidad.

El siguiente modelo se desarrollará en base a estas consideraciones.

4.2.3 Modelo 3

❖ Diseño Aeronave

El presente modelo resolverá los problemas de estabilidad aerodinámica con varias modificaciones:

- Ampliación del 25 % de la superficie horizontal de cola, de esta forma aumentará la fuerza generadora del momento restaurador ante cualquier perturbación.
- Alargamiento del cono de cola del 100 % que buscará aumentar el brazo generador de momento de la fuerza de sustentación de la superficie de cola.
- Reducción de la sección de bodega para limitar el incremento de peso estructural.
- Relocalización de las hélices de crucero sobre el cono de cola.

Con estas modificaciones se consigue que la mayor parte del incremento del poder de control de profundidad proceda de la elongación del fuselaje, limitando el incremento en peso y resistencia aerodinámica que se alcanzarían para mejoras conseguidas únicamente por ampliación de la superficie sustentadora. Por otro lado, la ampliación del *EH* busca limitar las dimensiones del vehículo, que ya ha aumentado su longitud un 47,3 % desde que se inició el proceso de diseño en el primer modelo.

Por último, la relocalización de las hélices anulará el momento producido en torno al centro de masas durante la fase axial, pero modificará la disposición interna de los componentes.

En primer lugar, las hipótesis que se utilizaron para definir la superficie alar se mantienen, por lo que los parámetros establecidos en la Tabla 4.3 seguirán vigentes en este modelo. Por el contrario, las superficies de cola sí han presentado modificaciones.

<i>Estabilizador Horizontal</i>			<i>Estabilizador Vertical</i>		
S_t [m^2]	c_t [m]	b_t [m]	S_v [m^2]	c_v [m]	b_v [m]
2,55	0,58	4,40	0,85	0,46	1,84

Tabla 4.28: Dimensiones de las superficies aerodinámicas de control de cola, el estabilizador horizontal (HE) y el estabilizador vertical (EV) del modelo 3.

De igual forma, las dimensiones del nuevo fuselaje se presentan a continuación:

FUSELAJE	L [m]	D inicial [m]	D final [m]
<i>Cabina</i>	1,62	0,84	0,00
<i>Bodega</i>	1,43	0,84	0,62
<i>Cola</i>	2,40	0,62	0,22
<i>Total</i>	5,45	-	-

Tabla 4.29: Longitudes y diámetros de las diferentes secciones planteadas para el fuselaje del modelo 3.

Por último, las dimensiones de los carenados de las hélices se mantendrán, si bien su posición en la aeronave será distinta.

Estimación C_{D0} y k

Como en los casos anteriores, los cálculos para la “analogía de placa plana” del nuevo modelo se muestran a continuación.

<i>Componente</i>	<i>Re</i>	<i>Re_{cutt}</i>	<i>C_f</i>	<i>FF</i>	<i>C_{D0}</i>
<i>Ala</i>	3,42E+06	1,01E+09	2,34E-03	1,261E+00	0,0151
<i>EH</i>	1,74E+06	2,10E+09	2,72E-03	1,172E+00	
<i>EV</i>	1,38E+06	7,94E+08	2,87E-03	1,172E+00	
<i>Fuselaje</i>	1,64E+07	-	2,01E-03	1,185E+00	
<i>Motores</i>	6,01E+05	-	3,96E-03	1,196E+00	

Tabla 4.30: Estimación del coeficiente de resistencia parásita por el método de la analogía de placa plana en base a las dimensiones y condiciones de crucero establecidas para el modelo 3

<i>Método de estimación</i>	<i>e_{estimada}</i>	<i>e_{media}</i>	<i>k</i>
<i>Kroo</i>	0,855	0,804	0,0504
<i>Stinton</i>	0,743		
<i>Raymer</i>	0,814		

Tabla 4.31: Estimaciones del coeficiente de Oswald, e , y del coeficiente de proporcionalidad de resistencia inducida para el modelo 3

Igual que ocurrió para el modelo 2, al aumentar las dimensiones del fuselaje ha aumentado considerablemente el coeficiente de resistencia parásita de la aeronave, C_{D0} , y en menor medida, el coeficiente de proporcionalidad k . Conocidos ambos coeficientes y el $MTOW$ se estudiarán las nuevas solicitudes del sistema propulsivo.

❖ Sistema propulsivo

El nuevo sistema propulsivo respetará los criterios de optimización establecidos sobre el vuelo axial, eligiendo la relación de empujes y las velocidades de avance óptimas. Sin embargo, la optimización del régimen de crucero conduce a una velocidad de vuelo efectiva insuficiente para la superficie alar, obligando a volar a ángulos de ataque razonablemente superiores a los esperados en crucero ($\alpha \approx 5^\circ$).

Para reducir α sin modificar la superficie alar se ha decidido aprovechar la condición de óptimo de $(P \cdot t)_{\text{crucero}}$. Aumentando la variable tan sólo un 1 % respecto a su valor mínimo será posible aumentar la velocidad de crucero para reducir α .

Esta decisión reducirá α de $6,4^\circ$ a $5,3^\circ$ para un mínimo incremento de la variable de optimización. Este efecto supondrá una reducción de la resistencia aerodinámica pero un incremento de la potencia necesaria para llevar a cabo el crucero.

Estos razonamientos se recogen sobre las variables de diseño y las condiciones de vuelo a continuación.

Set de hélices	$V_{z\ cr}$ [m/s]	MTOW [%]	Ω_b [rpm]
Hélices de Crucero	36,1	0,40	4836
Hélices Auxiliares	0,5	0,60	4899

Tabla 4.32: Valores de las variables de diseño establecidos en el modelo 3 para definir el ángulo de paso, $\theta(r)$, de cada set de hélices.

Fase de Vuelo	Set de Hélices	V_z [m/s]	W [N]
Crucero	Principales	43,32	324,5 ¹⁴
	Auxiliares	43,32	0,0
Despegue	Principales	+0,50	2354,4
	Auxiliares	+0,50	3531,6
Aterrizaje	Principales	-0,50	2354,4
	Auxiliares	-0,50	3531,6

Tabla 4.33: Parámetros de actuación para las distintas fases del vuelo que caracterizarán al modelo 3.

El aumento de la resistencia aerodinámica mostrada en la Tabla 4.33 pese a la reducción de α se debe al incremento de los coeficientes de resistencia aerodinámica como resultado de la ampliación del cono de cola de la aeronave, tal y como se desarrolló en Tabla 4.30 y Tabla 4.31.

Fase de Vuelo	Set de Hélices	P [kW]	M [Nm]
Crucero	Principales	21,21	67,0
	Auxiliares	0,0	0,0
Despegue	Principales	57,0	203,7
	Auxiliares	78,3	227,4
Aterrizaje	Principales	59,7	210,4
	Auxiliares	82,0	233,8

Tabla 4.34: Resultados de potencia y torsor proporcionados por la TCM y la TEP para las hélices y condiciones de vuelo impuestas para el modelo 3

Para satisfacer las especificaciones casi idénticas a las del anterior modelo ha bastado con la misma estructura del sistema propulsivo a expensas de un ligero incremento del hidrógeno necesario durante el vuelo.

- Una pila de combustible de 35 kW que sostendrá la fase de crucero mientras carga el sistema de baterías y que también funcionará en las fases de vuelo axial.
- Un sistema de baterías que complementará la acción de la pila en las fases de vuelo axial.
- Un motor de 80 kW con un factor de escalado de 1 para las hélices auxiliares.
- Un motor de 70 kW con un factor de escalado de 1 para las hélices de crucero.
- Un depósito que almacene 0,6123 kg de H₂ para afrontar los 60 km establecidos, resultando en un consumo de 0,0785 kg/kW·h.

¹⁴ Los valores de la fuerza que deberán soportar el set de hélices son valores globales. El empuje que deberá suministrar cada una se obtendrá de dividir la carga total por el número de hélices de dicho set operando en esa fase.

De igual forma, las dimensiones y masa de los componentes se mantienen casi constante.

Subsistemas	m [kg]	v [l]
<i>Tanque</i>	11,95	15,69
<i>Motores</i>	65,01	24,29
<i>Pila de combustible</i>	187,38	323,12
<i>Batería</i>	45,99	88,95
Total	310,33	452,05

Tabla 4.35: Características másicas y volumétricas de los diferentes subsistemas que componen el sistema propulsivo que alimentará al modelo 3

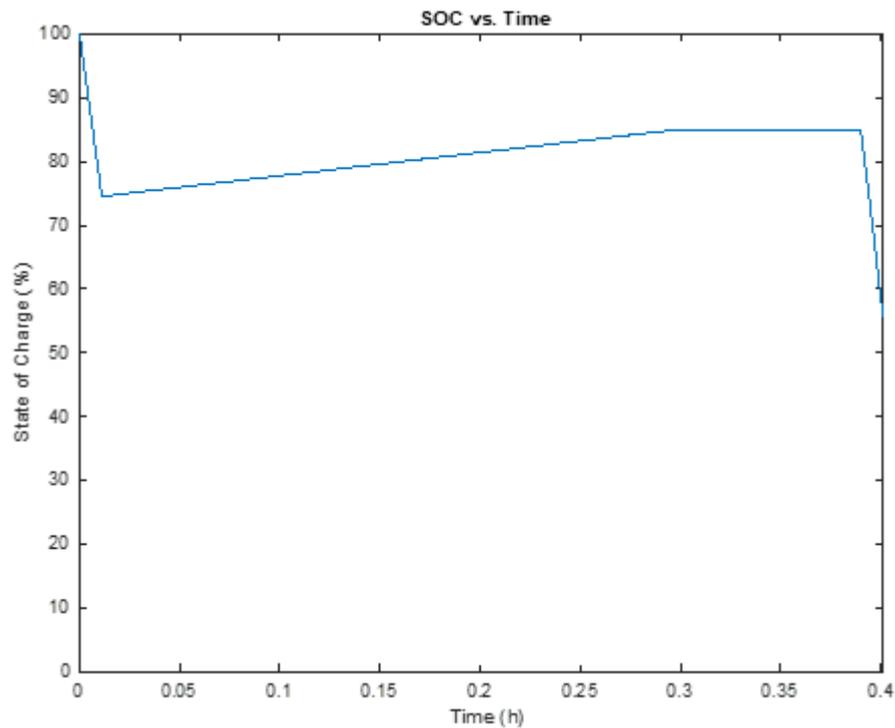


Ilustración 4.18: Estado de carga de la batería durante la autonomía estimada para la aeronave con la configuración definida en el modelo 3

El resultado del estado de carga se mantiene del mismo modo prácticamente constante respecto al modelo anterior.

❖ Modelado 3D

El modelado 3D para las nuevas dimensiones del fuselaje establecidas en la Tabla 4.29 se muestra a continuación, con los planos detallados en los Anexos, Plano Modelo 3.

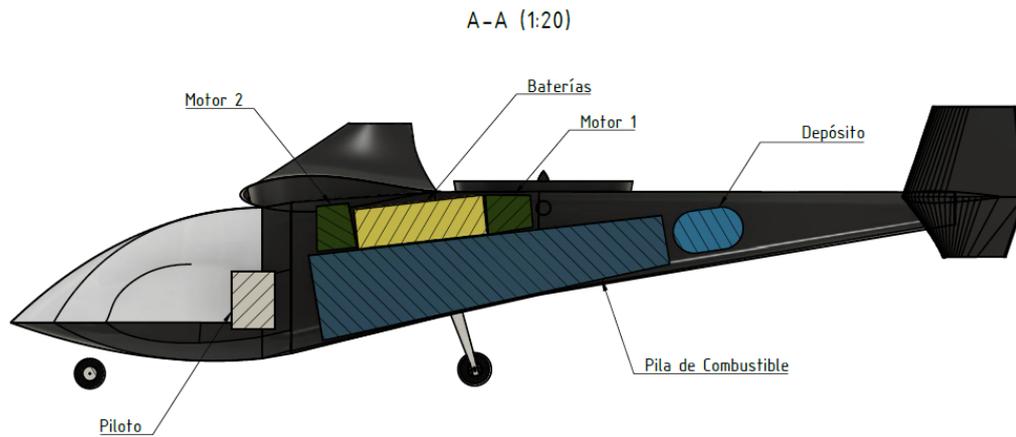


Ilustración 4.19: Esquematización de la distribución de carga en el modelo 3 con indicaciones de cada componente

El modelo actual presenta varias modificaciones:

- Las ampliaciones del fuselaje y del *EH* han aumentado drásticamente el coeficiente de volumen de cola horizontal, $\hat{V}_t = 0,64$, un 113,3 %. Este valor, equiparable al de otras aeronaves, espera garantizar la estabilidad estática del sistema.
- El nuevo fuselaje y la nueva disposición de las hélices de crucero ha obligado a reconfigurar el sistema propulsivo. Se ha diseñado un modelo de pila de combustible más alargado que permita alojar los motores y las baterías en la zona superior. Esta configuración permitirá una conexión directa entre ambos elementos.
- Como resultado de ambas modificaciones, el centro de gravedad se ha retrasado considerablemente, reduciendo el valor esperable para \hat{V}_t con las ampliaciones de fuselaje y de *EH* aplicadas.

Por otro lado, este hecho resultará también beneficioso, pues contribuirá positivamente a la estabilidad dinámica, alejará las hélices de crucero de la superficie alar reduciendo la interferencia entre ambos elementos, y facilitará una resultante de momentos de cabeceo en torno al centro de gravedad nula.

- Por último, este modelo sí que incorpora los *winglets* en las puntas de ala para mejorar su comportamiento aerodinámico y para tener en cuenta su efecto sobre el peso de la aeronave.

❖ Cálculo de MTOW

Haciendo uso de la misma metodología que en los casos anteriores se alcanza la siguiente distribución de masas.

Componentes	m [kg]	% MTOW
$W_{\text{estructural}}$	178,68	29,80
$W_{\text{sistema propulsivo}}$	310,33	51,76
$W_{\text{tren de aterrizaje}}$	29,95	4,99
$W_{\text{carga de pago}}$	80,00	13,34
OEW	598,96	99,90
MFW	0,6123	0,10
MTOW	599,57	100,00

Tabla 4.36: Distribución de masas de todos los componentes que conforman el modelo 3 obtenidos de su modelado 3D

El incremento del fuselaje para alcanzar las condiciones de estabilidad ha obligado a reducir la carga de pago respecto al modelo anterior para mantener el modelo dentro de la condición de MTOW impuesta inicialmente. Esta reducción de la carga de pago, en cualquier caso, será suficiente para satisfacer los objetivos marcados para el prototipo en la Tabla 1.2

Punto de Diseño

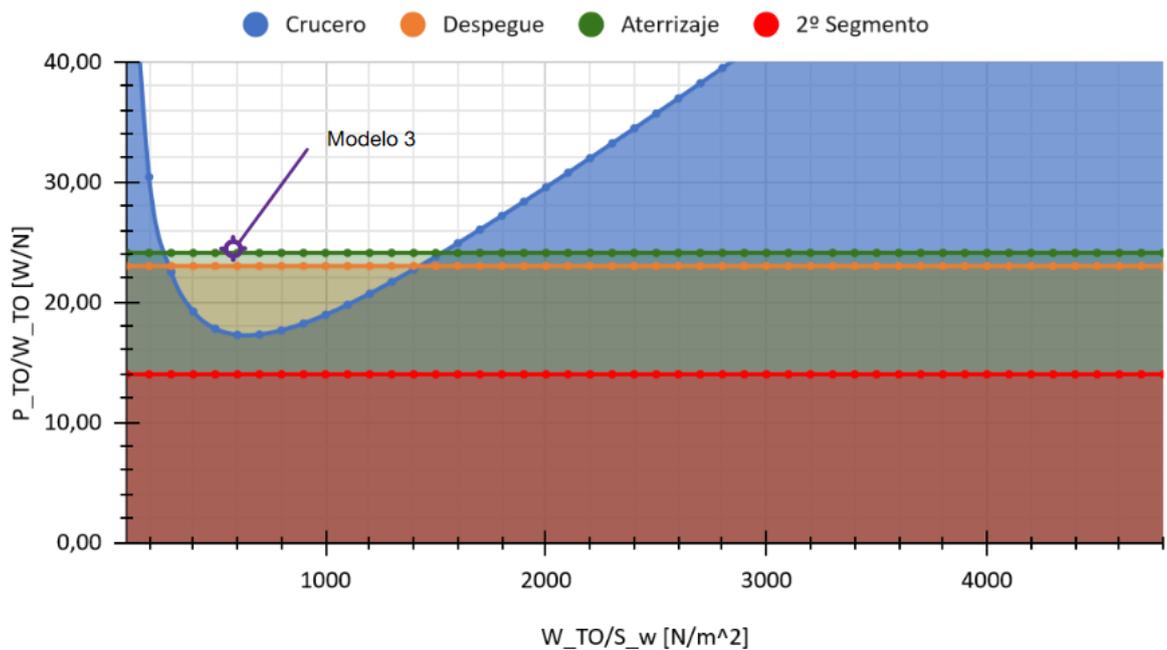


Ilustración 4.20: Curvas de diseño con las solicitaciones de las diferentes fases que componen el vuelo del modelo 3.

Tal y como ocurrió en el modelo anterior, el modelo es capaz de afrontar las diferentes fases que comportan el vuelo típico previsto para la aeronave, disponiendo de suficiente carga alar y potencia por unidad de peso.

❖ Análisis estabilidad

A partir de los parámetros geométricos, aerodinámicos y otras consideraciones desarrolladas durante el modelo 3 y el análisis del modelado 3D de la aeronave se han alcanzado mediante el uso de la teoría del apartado 2.5, su desarrollo en [30] y el método de los paneles los coeficientes aerodinámicos de la aeronave.

Coefficientes aerodinámicos	
$a_{wb}[-]$	0,10
$a_t[-]$	0,11
$C_{macwb}[-]$	0,00
$i_t[^\circ]$	4,00
$i_{wb}[^\circ]$	4,00
$\varepsilon_0[^\circ]$	-2,00
$d\varepsilon/d\alpha[-]$	0,00
Superficies Aerodinámicas	
$S_w[m^2]$	10,22
$S_t[m^2]$	2,55
Parámetros de eficiencia	
$\eta_t[-]$	1,05
$\eta_v[-]$	1,00
$\tau_e[-]$	0,25
$\tau_r[-]^{15}$	0,50
$V[m/s]$	43,32
$\hat{V}_t[-]$	0,64
Coefficientes geométricos	
$l_t[m]$	2,94
$x_{cg}[m]$	2,4049
$x_{acwb}[m]$	1,6740

Tabla 4.37: Variables necesarios para aplicar la teoría de estabilidad presente en el apartado 2.5 a partir de los valores desarrollados durante el modelo 3 y del modelado 3D.

Coefficientes aerodinámicos aeronave completa					
<i>Coefficientes de sustentación</i>	C_{L0}	$C_{L\alpha}$	$C_{L\delta_e}$		
	0,0576	0,1288	0,0072		
<i>Coefficientes de momentos de cabeceo</i>	C_{mT}	C_{m0}	$C_{m\alpha}$	$C_{m\delta}$	C_{mq}
	-0,0101	0,1486	-0,0102	-0,0186	0,0054

Tabla 4.38: Coeficientes aerodinámicos de sustentación y momento de la aeronave completa en el modelo 3

Esta vez el Índice de Estabilidad Estática Longitudinal con Mandos Fijos, $C_{m\alpha}$, es negativo, asegurando un comportamiento estable del nuevo modelo. Este hecho se puede comprobar atendiendo a las curvas de momento de cabeceo como función del ángulo de ataque del conjunto ala-fuselaje, α_{wb} , para distintas deflexiones del timón de profundidad, δ_e .

¹⁵ El valor se ha obtenido suponiendo un control que constituya el 25 % de la superficie del EH y utilizando el método de los paneles para un modelo simplificado de 2 paneles.

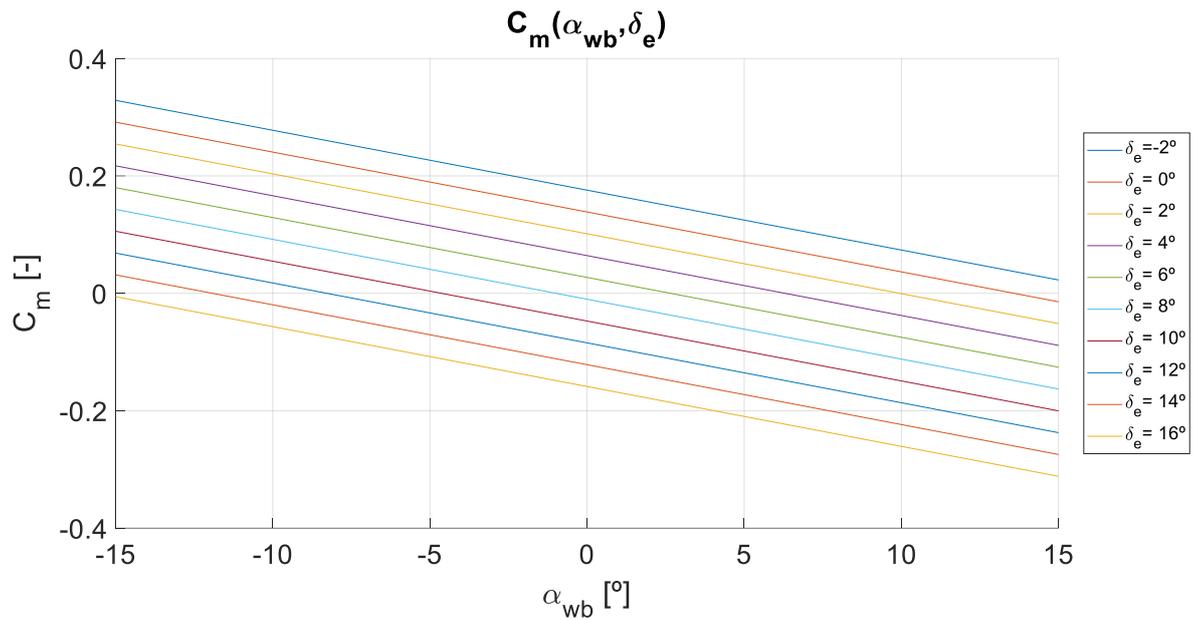


Ilustración 4.21: Curvas de momento de cabeceo de la aeronave como función de α para múltiples valores de δ_e y el empuje de crucero en el modelo 3

Esta última gráfica también demuestra las deflexiones del timón de profundidad necesarias para establecer las distintas actitudes de vuelo equilibrado de la aeronave, donde el coeficiente de momentos se anula. Con tan sólo 18° de variación es capaz de recorrer todo el espectro de ángulos de ataque previstos para la superficie alar.

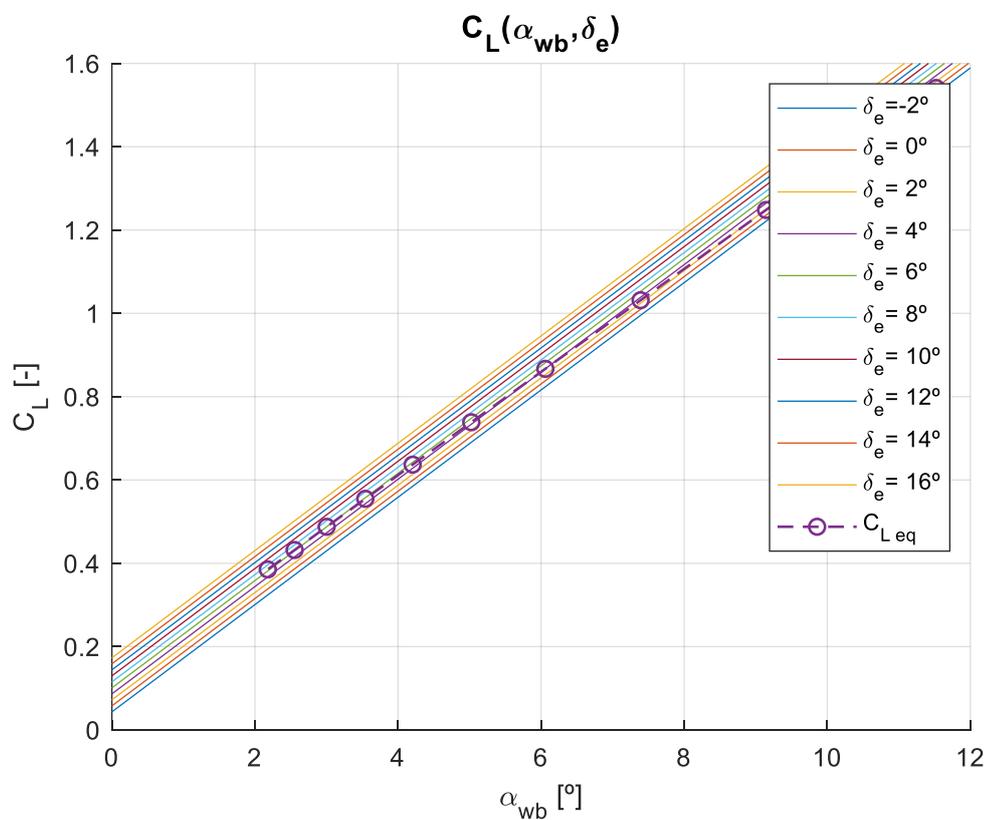


Ilustración 4.22: Curvas de sustentación de la aeronave como función de α para múltiples valores de δ_e para el modelo 3

También se comprueba en la Ilustración 4.22 como la sustentación real de la aeronave completa equilibrada resulta ligeramente menor a la esperada para la ecuación lineal compuesta por sus coeficientes aerodinámicos. Este resultado es otra consecuencia de la estabilidad estática longitudinal con mandos fijos que presenta el modelo.

Por otro lado, los resultados dinámicos demuestran como el sistema consigue amortiguar las perturbaciones del ángulo de ataque a la mitad en menos de 16 s. Esto garantiza la estabilidad dinámica longitudinal con mandos fijos para el modelo.

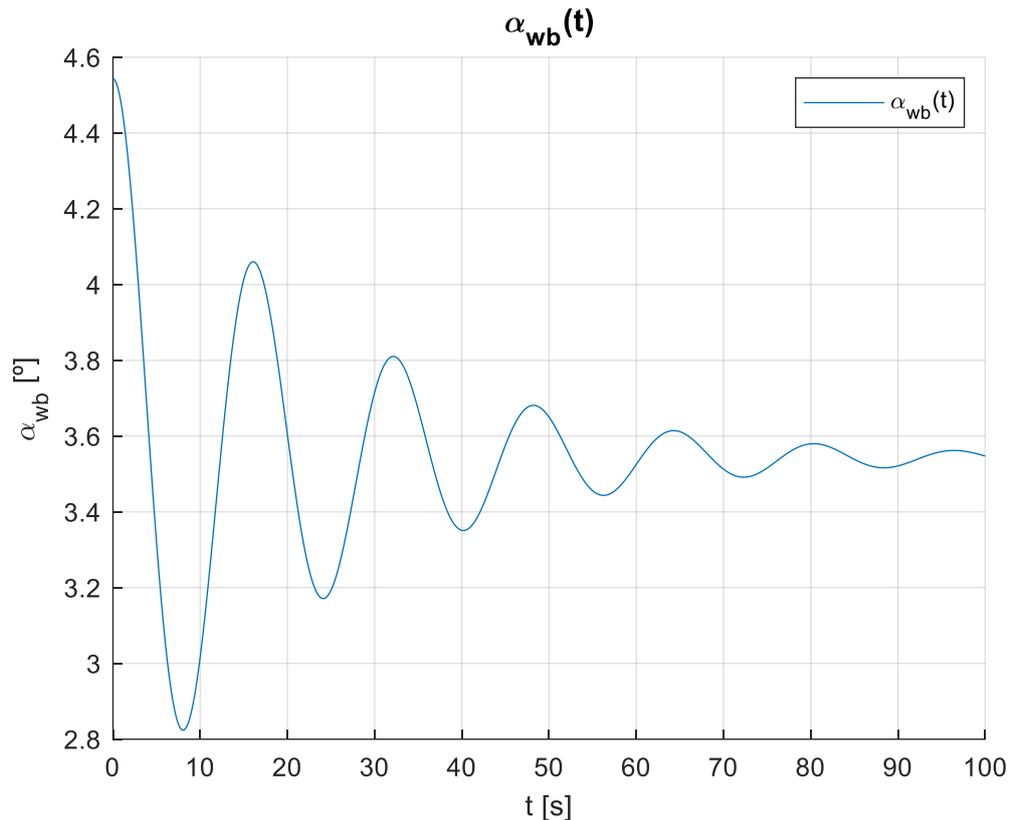


Ilustración 4.23: Variación temporal del ángulo de ataque desde su condición de equilibrio a 3,54 ° en vuelo de crucero tras una perturbación del ángulo de ataque de +1°

Por último, y para completar la evaluación de las superficies aerodinámicas, se estudiará la deflexión del timón de guiñada necesaria para equilibrar el fallo de una hélice en cualquiera de las condiciones de vuelo que puede presentar el vehículo como aeronave de ala fija hasta su entrada en pérdida. Para ello se ha considerado una hélice interior, pues un fallo de cualquiera de las exteriores podría resolverse utilizando simplemente las 2 hélices centrales, capaces de suministrar la potencia total necesaria durante el crucero. De esta forma se evitaría una sobredimensión del estabilizador vertical necesario para equilibrar el momento generado por una hélice exterior.

Para estas condiciones, el EV es capaz de suministrar el momento de guiñada suficiente para equilibrar el fallo de la hélice interior para deflexiones de $\delta_r < 20,4^\circ$.

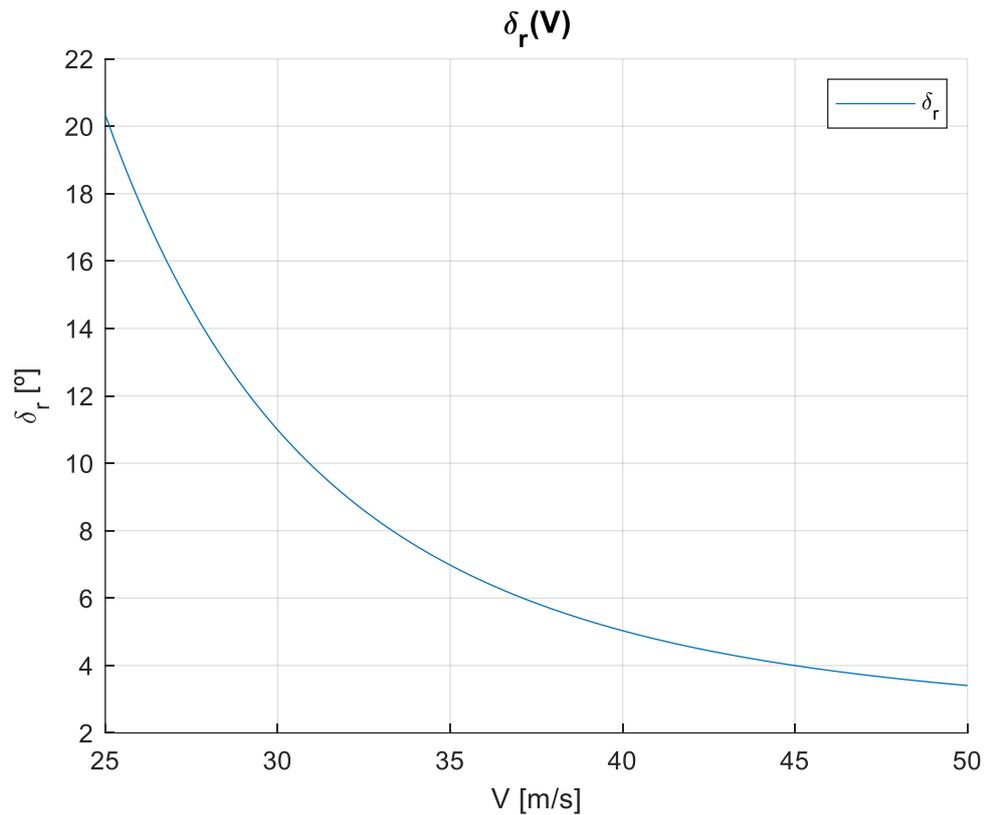


Ilustración 4.24: Deflexión del timón de guiñada necesaria ante un fallo de hélice para los distintos regímenes de vuelo que puede afrontar la aeronave como aeronave de ala fija antes de alcanzar la entrada en pérdida

Este resultado, pese a ratificar las dimensiones establecidas para el *EV* inicialmente, carece de aplicación real, pues ante el fallo de cualquier hélice el vehículo sería incapaz de afrontar la fase de aterrizaje, tanto en configuración de vuelo axial, por falta de potencia, como en configuración de ala fija, por la falta de dispositivos hipersustentadores.

Sin embargo, sí que abre el camino a modelos futuros en los que una mayor optimización del sistema propulsivo y sus solicitaciones permitieran realizar la fase de aterrizaje en configuración de vuelo axial con el fallo de una de las hélices.

Para finalizar el estudio de estabilidad, queda por comprobar la actuación durante el vuelo axial.

	T [N]	x [m]	M_G [Nm]	$M_{G_{Total}}$ [Nm]
Hélices de crucero	2354,40	3,1250	-1695,40	0,1828
Hélices auxiliares	3531,60	1,9247	+1695,87	

Tabla 4.39: Resultante de momentos respecto al centro de gravedad como resultado de la tracción de los 2 set de hélices del modelo 3

Estos resultados garantizan que el último modelo diseñado satisface todas las condiciones de estabilidad impuestas al modelo.

5 Conclusiones

5.1 Conclusiones

El rápido desarrollo y el creciente interés justificado por la progresiva reducción de costes de producción del H₂, erige a las pilas de combustible como uno de los principales protagonistas para la descarbonización del transporte particular de pasajeros en las próximas décadas.

Tras haber alcanzado un modelo que cumple con las especificaciones impuestas al comienzo de este documento, las pilas de combustible, particularmente las de hidrógeno, se presentan a su vez como una nueva alternativa lista para acompañar a la industria en el creciente interés por transportes de pasajeros *eVTOL* libres de emisiones contaminantes en su ciclo completo de operación, pudiendo generalizar el uso de un transporte aéreo particular en el futuro próximo.

El modelo alcanzado presenta, sin embargo, una serie de limitaciones en comparación con sus competidores de ala fija:

- **Alcance.** Pese al reducido consumo específico de combustible de la pila de hidrógeno, 0,0785 kg/(kW·h), donde 0,6123 kg de combustible eran capaces de alcanzar los 60 km, la aeronave presenta alcances drásticamente menores a los de los modelos *Joby* y *Lilium Jet* con aproximadamente 300 km.
- **Carga de pago.** Limitada a 1 sólo pasajero, siendo el máximo considerado en las condiciones de vuelo a 500 m un 13,34 % del peso máximo al despegue frente a los otros modelos con un 18 %.
- **Altitud de vuelo.** La cota máxima de 500 m del modelo limita enormemente las posibles áreas de actuación a zonas del litoral y países de cotas bajas, no siendo aplicable a zonas de difícil comunicación en entornos montañosos pese a su hipotética utilidad, entre otras posibles aplicaciones.

Todos estos aspectos se explican por una misma razón. La dependencia del vehículo tanto de los sistemas de la pila de hidrógeno como de las baterías conduce a un incremento del número total de subcomponentes que eleva considerablemente el peso del sistema propulsivo, 51,76 % del total de la aeronave. Este aumento se ha visto acrecentado por la elección del limitado peso máximo al despegue, ya que estos componentes presentan un peso inicial muy elevado, que crece sin embargo lentamente para solicitudes de potencia crecientes.

La construcción de modelos que permitan un mayor *MTOW* facilitaría el incremento de la potencia suministrada por la pila de hidrógeno y las baterías para incrementos menores del peso del sistema propulsivo, aumentando el margen disponible para la carga de pago y los depósitos al tiempo que se dispone de mayor potencia con la que afrontar despegues a altitudes mayores. Este hecho se ve respaldado por la gran escalabilidad que presentan ambos componentes, pila y batería, que permiten un diseño adaptado a las necesidades del vehículo.

Tras estas consideraciones se desea concluir con que, si bien el modelo alcanzado no representa una revolución, sí que abre el camino al desarrollo de futuros modelos que corrijan las deficiencias presentes y equipare o incluso supere las características de sus competidores. Su gran potencial para sostener el vuelo de crucero con un consumo reducido lo habilita particularmente para el transporte interurbano de corta y media distancia, donde la potencia necesaria como aeronave de ala fija es mucho menor a la de las fases de despegue y aterrizaje.

Por el contrario, se relega a modelos multirrotor de tipología dron el transporte intraurbano por el desaprovechamiento de las características de la pila de hidrógeno, utilizando su bajo consumo durante distancias muy reducidas, pero aumentando drásticamente el *OEW* de la aeronave al incluir todos los subsistemas y superficies aerodinámicas necesarias. Este hecho reduce el *MPL* del vehículo por debajo del de sus competidores *EHang 216* y *Volocity*.

5.2 Estudios futuros

Para establecer los futuros estudios que contribuirían al desarrollo de esa aviación privada particular y libre de emisiones, cabe establecer 2 líneas de análisis. En un primer lugar se encuentra la profundización del análisis del modelo presente para la culminación en un vehículo viable. En segundo lugar, se encuentra la adaptación de las especificaciones del vehículo a un modelo que tome total provecho de las ventajas que ofrece una pila de hidrógeno para crear un vehículo competitivo que pueda abrir paso a un nuevo mercado de masas.

5.2.1 Profundización del análisis

Los múltiples análisis desarrollados durante este documento han permitido cumplir una serie de criterios necesarios pero insuficientes para garantizar la viabilidad de un prototipo definitivo de la aeronave. Para completar el estudio sería necesario abordar una serie de aspectos.

- **Análisis estructural.** El estudio de la estructura necesaria para enfrentar las distintas cargas que experimentará el vehículo durante su operación será primordial antes de llegar a ningún modelo válido.

La estructura semimonocasco, compuesta por cuadernas, largueros y larguerillos entre otros, así como los demás componentes que equiparán la aeronave han de estar sujetos, no solo a la geometría del modelo alcanzado, sino también al peso estimado para la estructura. En este documento, este peso fue estimado gracias al peso del revestimiento de la aeronave, el cual se estimó de un espesor de 2 *mm*.

Es razonable pensar que una vez completamente equipada de las estructuras internas necesarias, el peso total de la estructura aumente, sobrepasando el peso límite al despegue que definió el sistema propulsivo. Como resultado, el modelo volvería a ser inviable, necesitando de otra iteración que aunase las consideraciones anteriores con las presentes.

Esta circunstancia podría subsanarse con una mayor optimización del sistema propulsivo. La ampliación del estudio de optimización a más variables, como sería incluir una distribución de cuerdas variables a lo largo de la pala, la elección de otros perfiles más adecuados, o la disposición de un “*sweep-back*” o “*barrido*” en punta de pala que permitiera aumentar las revoluciones de operación de las hélices, pueden reducir la potencia total demandada y, con ello, el peso de la planta propulsora, permitiendo un mayor margen para alojar las estructuras necesarias.

- **Análisis aerodinámico.** Para comprobar la validez de los resultados obtenidos sobre los coeficientes aerodinámicos de resistencia y la efectividad de los “*winglets*”, será conveniente llevar a cabo un análisis *CFD* de la actuación de la aeronave en sus condiciones típicas de vuelo.

De igual forma, será conveniente validar las hipótesis establecidas inicialmente sobre el incremento de efectividad percibido en las hélices al carenarlas. Su estudio para las distintas condiciones de vuelo permitirá extraer conclusiones sobre su aplicación a cada set de hélices y posibles modificaciones necesarias sobre el sistema.

- **Análisis de estabilidad.** Un estudio más extenso sobre la estabilidad estática y dinámica, longitudinal y lateral-direccional, que atienda al vuelo con mandos fijos y libres, permitirá completar el estudio de la actuación de la aeronave.
- **Estudio de la transición.** El cambio de actitud entre las fases de vuelo axial y el vuelo de crucero necesita un estudio detallado, atendiendo al consumo total de potencia y a la dimensión de las baterías necesarias para alimentar todo el vuelo, a la estabilidad de la aeronave y a la evolución paulatina del empuje suministrado por las hélices auxiliares.

5.2.2 Adaptación del vehículo

Como se ha mencionado, el actual modelo, pese a cumplir las especificaciones impuestas bajo los análisis realizados hasta ahora, no representa una opción ventajosa frente a sus competidores. El presente vehículo puede mejorar en gran medida su competitividad con las siguientes consideraciones:

- Un aumento del *MTOW* hasta ser capaz de alojar 4-6 pasajeros, con un *MPL* de aproximadamente 400-600 kg. Este aumento permitiría generalizar su uso como transporte privado de lujo en primer lugar, y como transporte familiar en un futuro en el que los costes de producción de las pilas de hidrógeno y los materiales compuestos caigan con la automatización y ampliación de su importancia industrial.
- Mayores velocidades de vuelo permitirán reducir la superficie y peso de la superficie alar necesaria para sostener el vuelo. Esta reducción del peso podrá ser empleada en una ampliación del depósito de H₂, que sumada al aumento de velocidad conseguirá extender el alcance drásticamente, permitiendo al vehículo operar como transporte interurbano distancias cortas-medias.
- La reducción de la superficie alar acompañada de una mayor optimización del sistema propulsivo permitirá plantear un modelo con mayor número de hélices de menor tamaño que puedan seguir alojándose en el ala para aprovechar la reducción de resistencia aerodinámica durante el crucero.
- La ampliación del *MTOW*, y con él, de la potencia total disponible, permitirá aumentar la altitud de vuelo del vehículo, extendiendo su posible aplicación a un mayor número de países y usos. De igual forma también permitiría diseñar un vehículo que pudiera completar las fases de vuelo ante el fallo de alguna de las hélices, un problema de gran relevancia en vehículos de estas características, con vuelos de crucero a alturas tan limitadas.

6 *Pliegue de condiciones*

En este apartado se desarrollan las condiciones que aseguran las condiciones de seguridad y protección necesarias para la realización de este documento, tal y como se recogen en el Real Decreto 486/1997 firmado el 14 de abril y en la Ley 31/1995 del 8 de noviembre de prevención de riesgos laborales.

❖ **Infraestructura**

La infraestructura debe contemplar un entorno controlado y protegido de la climatología, provisto instalación eléctrica y conexión a internet para permitir la utilización del equipo electrónico necesario durante el desarrollo del estudio. También debe asegurar un correcto aislamiento acústico del exterior, que posibilite la concentración de los trabajadores.

A su vez, el uso permanente de estos equipos electrónicos necesita de un acceso regular y adecuado a luz natural que reduzca el impacto de la luz artificial sobre la vista y rendimiento de los trabajadores.

La estructura debe ajustarse además a las condiciones de salubridad establecidas, requiriendo la limpieza regular del entorno de trabajo, especialmente como medida de protección frente al Covid-19.

También deben disponerse los medios de seguridad establecidos para sofocar y atender cualquier incendio. A tal efecto, se debe disponer de igual forma de un plan de evacuación conocido por todos los trabajadores, que entre en acción ante cualquier emergencia que ponga en peligro la salud de los trabajadores.

❖ **Equipo electrónico**

El equipo electrónico necesario estará formado en primer lugar por un ordenador de altas prestaciones, que permita desarrollar los cálculos necesarios durante el documento en el menor tiempo posible para garantizar una mayor calidad de los resultados a la vez que una optimización del tiempo del trabajador

También será necesaria una pantalla de aproximadamente 21 pulgadas a distancias no inferiores de 0,4 m de los ojos del trabajador, a la altura de su línea de visión y con un ángulo de incidencia de 90 °. Es igualmente recomendable el uso de gafas con filtro de luz azul para proteger la vista del trabajador.

El teclado deberá ser ergonómico e independiente, permitiendo su movimiento a las necesidades del trabajador, y el ratón ergonómico para permitir un mejor manejo.

❖ **Mobiliario**

El mobiliario ha de contar con una mesa de tamaño razonable que permita apoyar o alojar los distintos equipos electrónicos y documentación necesaria durante la elaboración del documento, con profundidad suficiente para permitir reposar los antebrazos y codos sobre ella al tiempo que trabajan el teclado y la pantalla.

Además de la mesa, será necesaria una silla reclinable y ergonómica con reposacabezas y soporte lumbar que salvaguarde el confort del trabajador durante el horario laboral.

❖ **Acondicionamiento**

Para garantizar el confort del trabajador, será necesaria una correcta ventilación del entorno de trabajo, con un control de humedad y temperatura que asegure las normativas de prevención de riesgos laborales. Esto obligará a una climatización durante los meses en los que el estudio se llevará a cabo, donde las temperaturas superarán en muchos casos los 32 °C.

7 Salario y costes

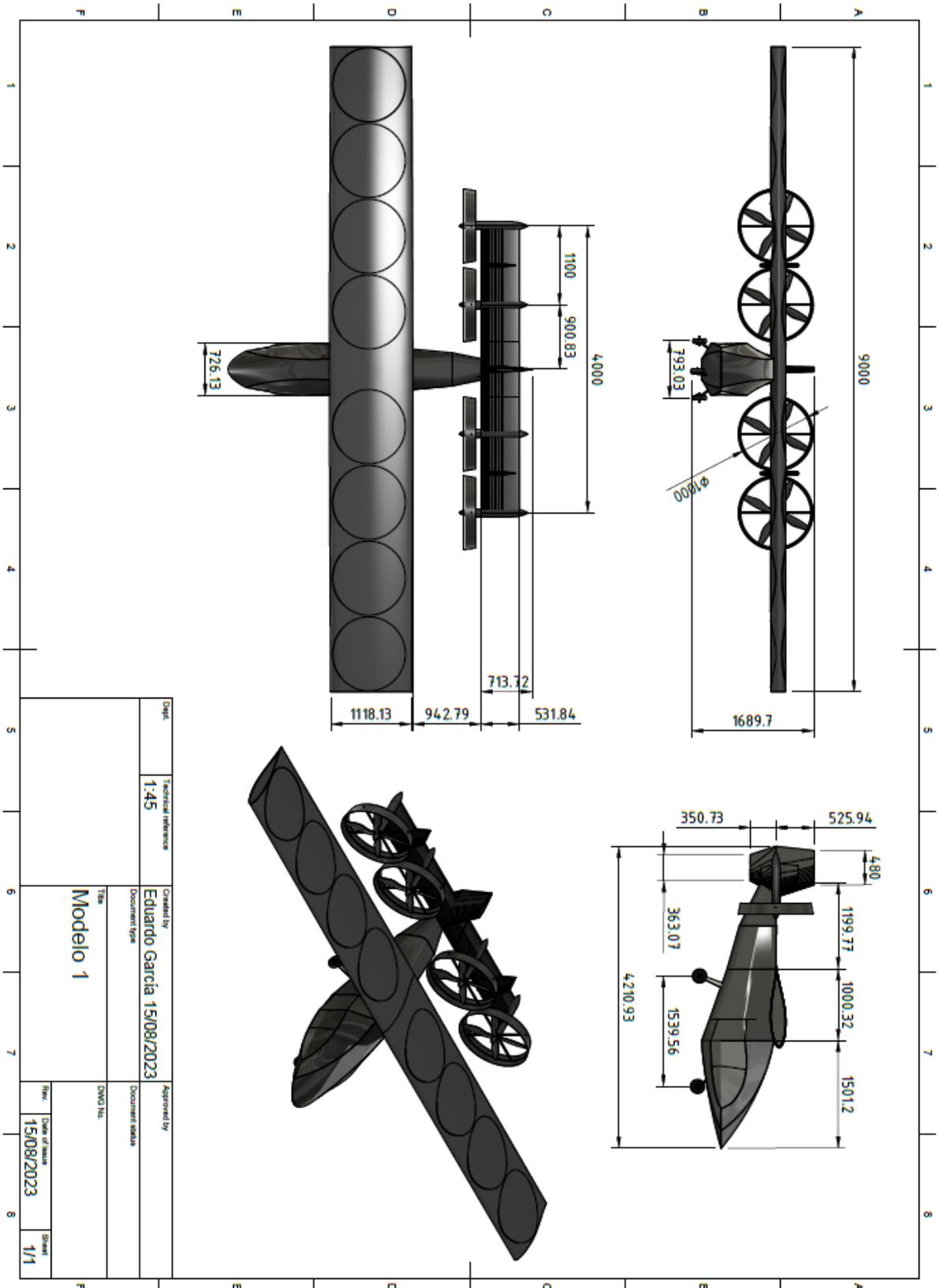
PRESUPUESTO			
Cantidad	Concepto	Precio/unidad	Importe
1. Personal			
530	Horas de ingeniero técnico	20 €/h	10.600,00 €
10	Tutorías y formación		200,00 €
30	Recopilación de información y documentación		600,00 €
30	Cálculos en <i>Excel</i> [®]		600,00 €
250	Cálculos en <i>Matlab</i> [®]		5.000,00 €
30	Diseño 3D en <i>Fusion 360</i> [®]		600,00 €
50	Post-procesado y validación de resultados		1.000,00 €
30	Análisis de resultados		600,00 €
100	Redacción Memoria		2.000,00 €
Horas de ingeniero doctor			
50	Horas de ingeniero doctor	40 €/h	2.000,00 €
20	Tutorías y formación		800,00 €
30	Supervisión y dirección del proyecto		1.200,00 €
2. Consumo Eléctrico			
580	Consumo de dispositivos electrónicos (400 W)	0,06 €/h	34,48 €
3. Software			
1	Licencia por 7 meses de <i>Microsoft Office 360</i> [®]	49 €	49,00 €
1	Licencia por 7 meses de <i>Fusion 360</i> [®]	511 €	511,00 €
1	Licencia anual <i>Matlab Fusion 360</i> [®]	860 €	860,00 €
Presupuesto antes de impuestos			14.054,48 €
4. Impuestos			
	IVA (21 %)		2.951,44 €
5. Presupuesto			
Presupuesto total TFG			17.005,92 €

Tabla 7.1: Estimación del presupuesto total destinado a la elaboración del TFG

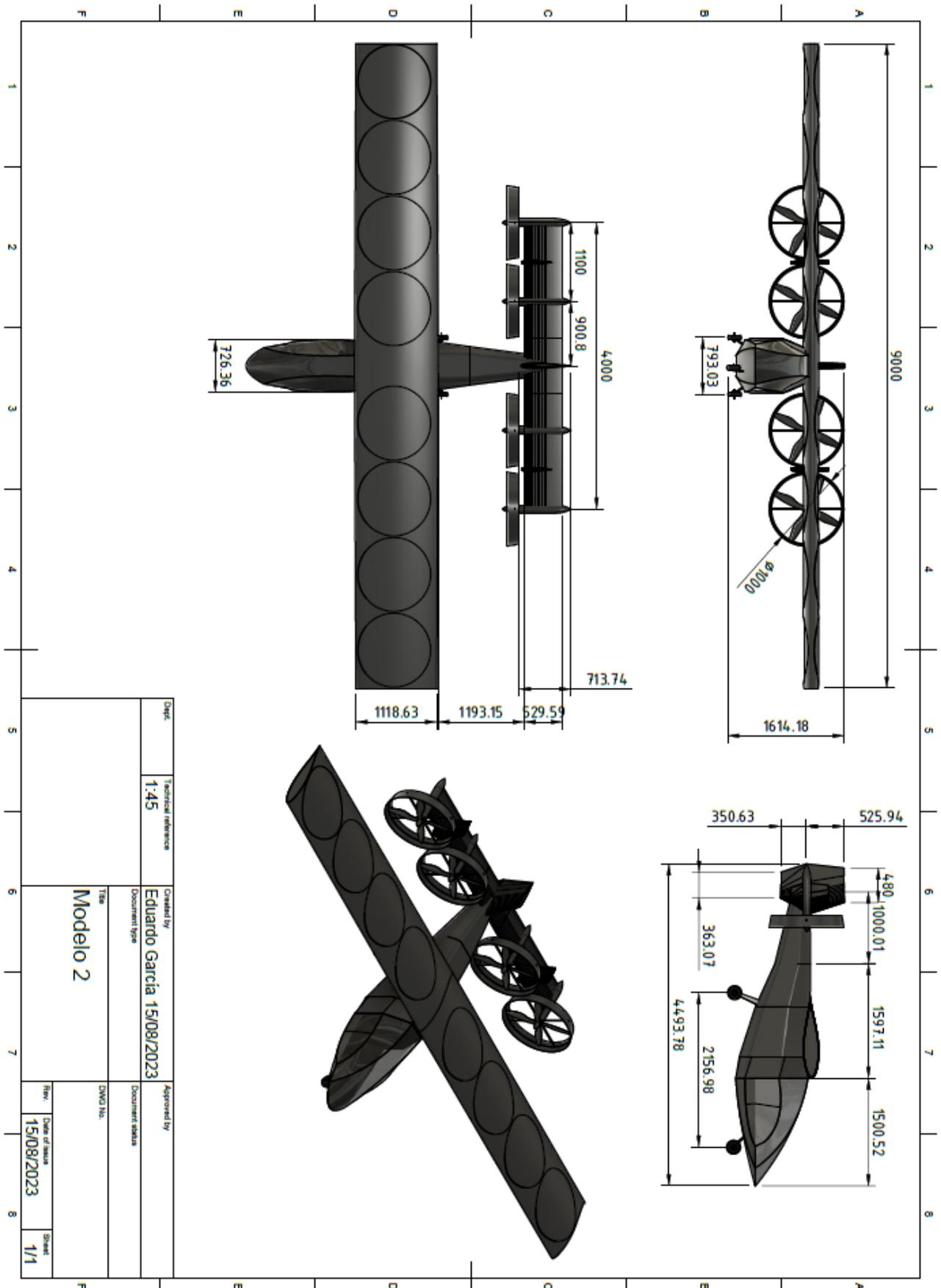
Tomando en consideración las horas invertidas en el cálculo, post-procesado y análisis de los resultados, la formación y los medios y programas utilizados para su realización entre otros, se ha estimado un presupuesto final de 17.005,92 € para la consecución de este proyecto.

8 Anexos

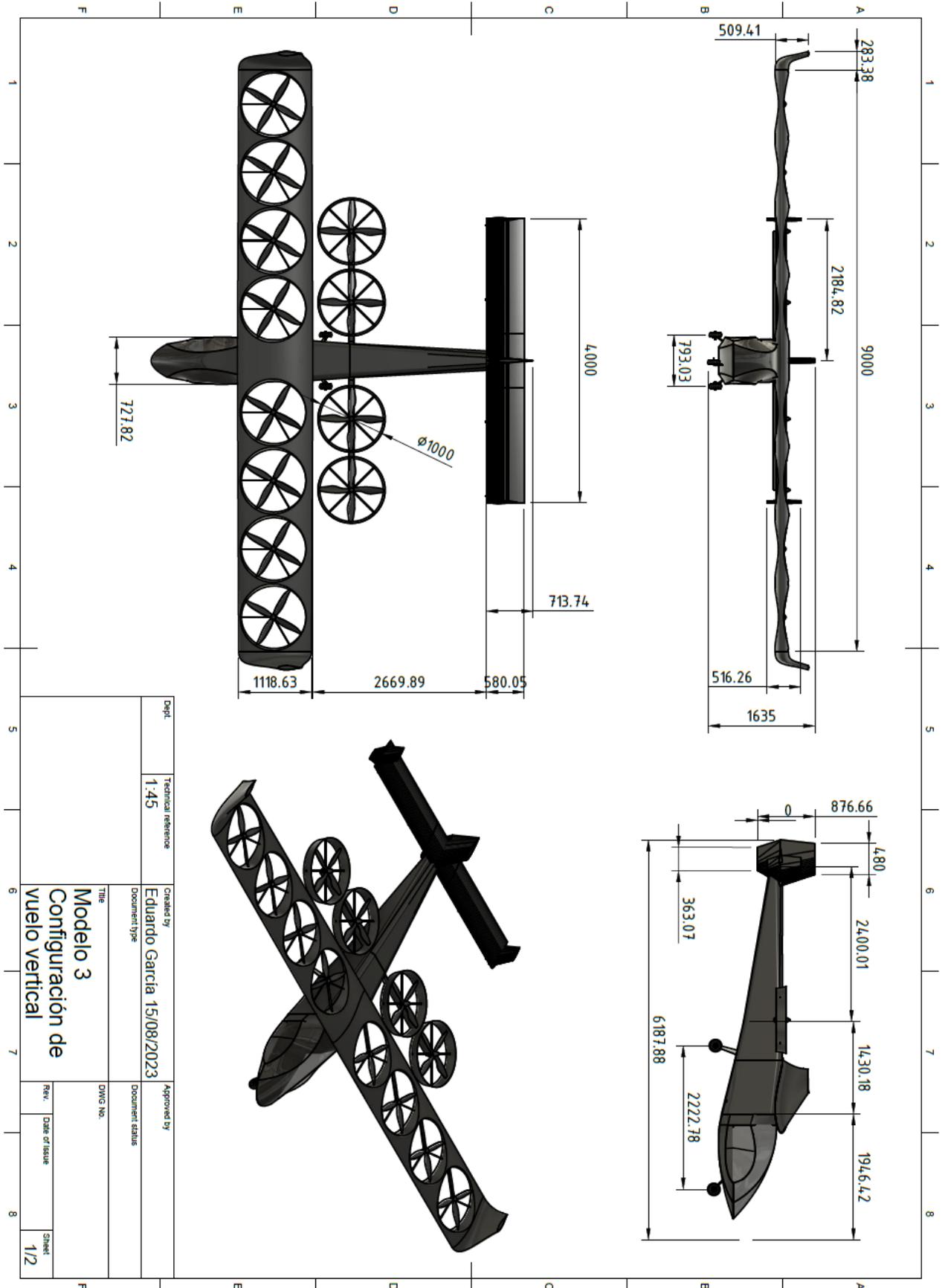
8.1 Plano Modelo 1

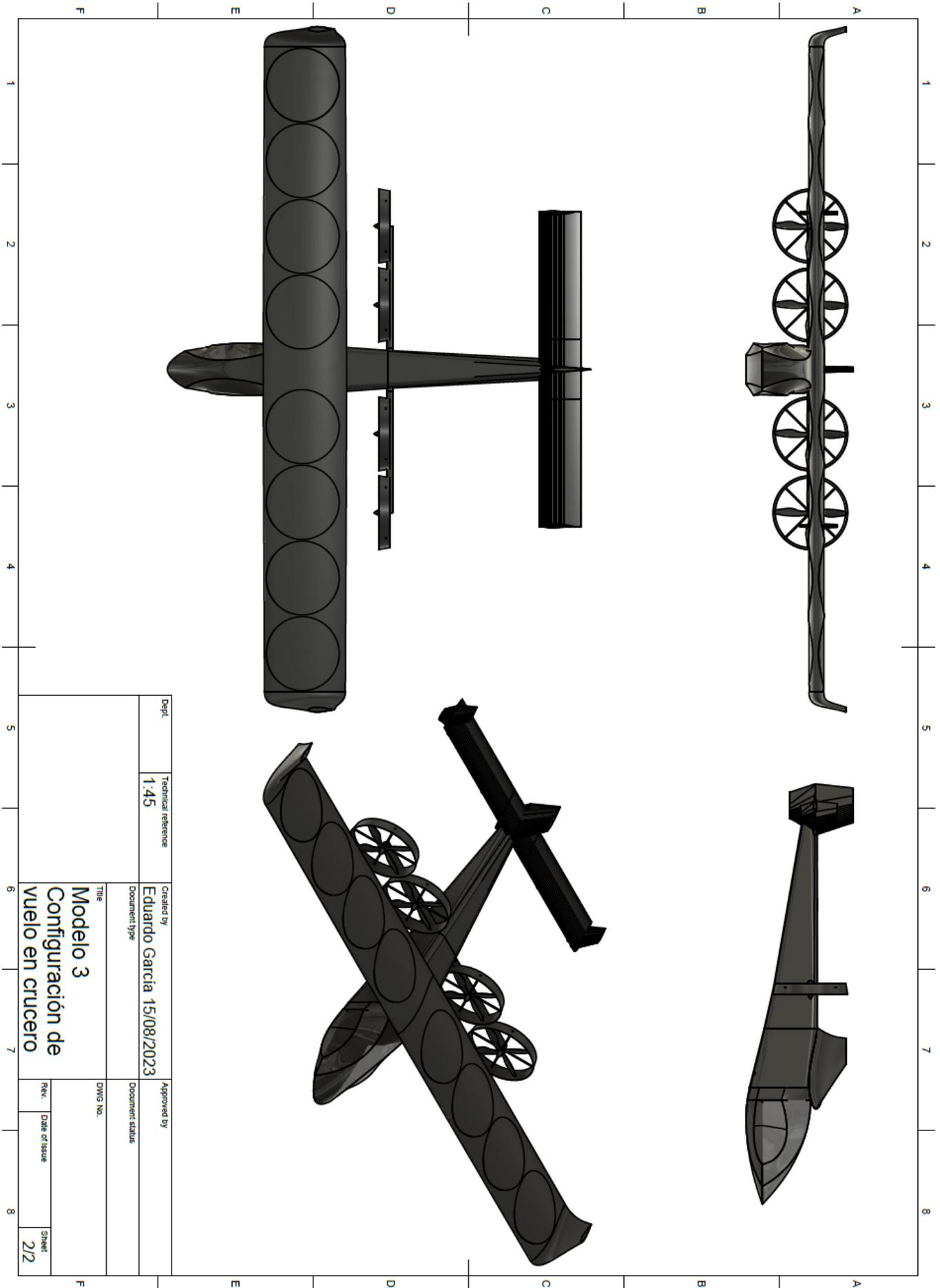


8.2 Plano Modelo 2



8.3 Plano Modelo 3





Dept.	Technical reference	Created by	Approved by
	1:45	Eduardo Garcia 15/08/2023	
		Document type	Document status
		Title	DWG No.
		Modelo 3	
		Configuración de	Rev.
		vuelo en crucero	Date of issue
			Sheet
			2/2

8.4 Especificaciones del modelo final

DIMENSIONES GLOBALES

$X [m]$	5,867
$Y [m]$	9,570
$Z [m]$	1,649

COORDENADAS RELEVANTES¹⁶

$x_{cg} [m]$	2,4049	$z_{cg} [m]$	0,148
$x_{acwb} [m]$	1,5965	$x_{Hélic. Cr.} [m]$	1,9247
$x_{ac e} [m]$	4,6783	$x_{Hélic. Aux.} [m]$	3,1250

PROPIEDADES GEOMÉTRICAS

Superficie Alar					
$S_w [m^2]$	10,21	$c_{tip} [m]$	1,12	$\lambda_w [-]$	0,97
$c_w [m]$	1,14	$b_w [m]$	9,00	$\lambda_m [^\circ]$	0,49
$c_{root} [m]$	1,16	$A_w [m]$	7,86	$i_{wb} [^\circ]$	4,00
Estabilizador Horizontal					
$S_t [m^2]$	2,55	$i_t [^\circ]$	4,00		
$c_t [m]$	0,58	$\varepsilon_0 [^\circ]$	-2,00		
$b_t [m]$	4,40	$d\varepsilon/d\alpha [-]$	0,00		
Estabilizador Vertical					
$S_{v\ ppal} [m^2]$	0,50	$S_{v\ aux} [m^2]$	0,17		
$c_{v\ ppal} [m]$	0,57	$c_{v\ aux} [m]$	0,33		
$b_{v\ ppal} [m]$	0,88	$b_{v\ aux} [m]$	0,52		
Fuselaje					
<i>Cabina</i>		<i>Bodega</i>		<i>Cola</i>	
$L [m]$	1,62	$L [m]$	1,43	$L [m]$	2,40
$D_{inicial} [m]$	0,84	$D_{inicial} [m]$	0,84	$D_{inicial} [m]$	0,62
$D_{final} [m]$	0,00	$D_{final} [m]$	0,62	$D_{final} [m]$	0,22

AERODINÁMICA

Superficie Alar (NACA 633018)					
$c_{l0} [-]$	0,000	$c_{d0} [-]$	0,008	$\alpha_{máx} [^\circ]$	15
$c_{l\alpha} [-]$	0,100	$k [-]$	0,025		
Estabilizador Horizontal (NACA 0012)					
$c_{l0} [-]$	0,000	$c_{d0} [-]$	0,008	$\alpha_{máx} [^\circ]$	15
$c_{l\alpha} [-]$	0,110	$k [-]$	0,010		
Estabilizador Vertical (NACA 0012)					
$c_{l0} [-]$	0,000	$c_{d0} [-]$	0,008	$\alpha_{máx} [^\circ]$	15
$c_{l\alpha} [-]$	0,110	$k [-]$	0,010		
Hélice (NACA 2415)					
$c_{l0} [-]$	0,000	$c_{d0} [-]$	0,008	$\alpha_{máx} [^\circ]$	20
$c_{l\alpha} [-]$	0,090	$k [-]$	0,010		
Eficiencia Aerodinámica de Cola y Efectividad de Mandos					
$\eta_t [-]$	1,05	$\tau_e [-]$	0,25		
$\eta_v [-]$	1,00	$\tau_r [-]$	0,50		

¹⁶ Medido respecto del morro de la aeronave

Coefficientes Aerodinámicos Aeronave completa

C_{L0} [-]	0,0576	C_{mT} [-]	-0,0101	$C_{m\delta}$ [-]	-0,0186
$C_{L\alpha}$ [-]	0,1288	C_{m0} [-]	0,1486	C_{mq} [-]	0,0054
$C_{L\delta_e}$ [-]	0,0072	$C_{m\alpha}$ [-]	-0,0102		

PROPIEDADES BÁSICAS

$W_{\text{estructural}}$	178,68	29,80 %
$W_{\text{sistema propul- sivo}}$	310,33	51,76 %
$W_{\text{tren de aterrizaje}}$	29,95	4,99 %
MPL	80,00	13,34 %
OEW	598,96	99,90 %
MFW	0,6123	0,10 %
$MTOW$	599,57	100,00 %

SISTEMA PROPULSIVO**Geometría Hélices**

r [m]	0,500	b [-]	4
$S_{b\ cr}$ [m ²]	3,142	A_b [m ²]	7,000
$S_{b\ aux}$ [m ²]	6,283	c_b [m]	0,071

Parámetros de diseño

	<i>Crucero</i>	<i>Auxiliares</i>
V_z [m/s]	36,1	0,50
% (MTOW) _{cr}	0,40	0,60
Ω_b [rpm]	4836	4899

Rendimientos

η_{trans} [-]	0,950
$\eta_{\text{Hélice Libre}}$ [-]	0,850
$\eta_{\text{Hélice carenada}}$ [-]	0,935

ACTUACIÓN**Crucero**

V_z [m/s]	43,32	$t_{\text{vida media}}$ [s]	16,9
h [m]	500	$T_{\text{oscilación}}$ [s]	16,1
$Alcance$ [km]	60		
$Autonomía$ [h]	0,38		

Despegue

V_z [m/s]	0,50
h [m]	<500
z_{Ascenso} [m]	20
t_{Ascenso} [s]	40

Aterrizaje

V_z [m/s]	-0,50
h [m]	<500
z_{Descenso} [m]	-20
t_{Descenso} [s]	40

8.5 Códigos de Matlab

8.5.1 ISA

```
function [rho_cr,T_cr,p_cr,a_cr]= ISA(h)
%Esta función es únicamente aplicable en alturas de vuelo con-
tenidas en la Troposfera (>11 km)
%rho_cr [kg/m^3]    T_cr[K]    p_cr[Pa]    a_cr[m/s]

    T_0    = 288.15;           %[K]           Temperatura a nivel del mar
    p_0    = 101325;          %[Pa]           Presión atmosférica a nivel
del mar
    rho_0  = 1.225;           %[kg/m^3]      Densidad del aire a nivel
del mar
    a      = -6.5*10^-3;      %[K/m]         Variación de T con la al-
tura
    g      = 9.81;           %[m/s^2]       Aceleración gravitatoria
    R      = 286.9;          %[J/(kgK)]      Constante del aire
    gamma  = 1.4;

    T_cr   = T_0+a*h;
    rho_cr = rho_0*(T_cr/T_0)^(-1-(g/(a*R)));
    p_cr   = p_0*(T_cr/T_0)^(-g/(a*R));
    a_cr   = sqrt(gamma*R*T_cr);

end
```

8.5.2 Velocidad inducida

```
function vi= v_inducida(r,h,V,F,n)
% r[m]    Radio de la pala
% h[m]    Altitud de vuelo
% V[m/s] Velocidad de Vuelo
% F[N]    Fuerza a equilibrar por acción de la hélice
% n[-]    Número de hélices para tal fin

[rho,T,p,a]= ISA(h); %a[m/s] Mínima velocidad del sonido en
operación del vehículo (hmax)

vi0= sqrt((F/n)/(2*rho*pi*r^2));
Vz_ad= V/vi0;

if(V>=0)
%% TEORÍA DE LA CANTIDAD DE MOVIMIENTO.
%Mientras la Vz de vuelo sea positiva, la modelización del
flujo hecha en la teoría de
%la cantidad de movimiento resulta válida. Nótese que se asu-
mirá una velocidad inducida
%constante a lo largo de la pala.

vi= 0.5*(-Vz_ad+sqrt(Vz_ad^2+4))*vi0;
```

```

else
%Si Vz/vi0 es negativo las deducciones que se utilizaron para
modelar el
%flujo en la teoría de la cantidad de movimiento dejan de ser
aplicables,
%siendo necesario recurrir a modelos experimentales.
%% MODELO RAND
vi_Rand= vi0*(1-0.5*Vz_ad+(25/12)*Vz_ad^2+(7/6)*Vz_ad^3);

%% MODELO DE LAS CONSTANTES A y B
A=0.745;
B=0.447;

fun=@(vi_ad) A*vi_ad*sqrt((B*Vz_ad)^2+(Vz_ad+vi_ad)^2)-1;
x0=0;
vi_ad=fzero(fun,x0);
vi_Met_ctes=vi0*vi_ad;

vi= (vi_Rand+vi_Met_ctes)/2; %La solución se tomará como una
media de ambos métodos.
end

```

8.5.3 Velocidad máxima de rotación

```

function w_max= w_rot_max(r,h,V,F,n)
%% Máxima velocidad de rotación de una hélice
%Velocidad máxima de rotación para evitar fenómenos de compre-
sibilidad en punta de pala
%Siendo:
% r[m]    Radio de la pala
% h[m]    Altitud de vuelo
% V[m/s]  Velocidad de Vuelo
% F[N]    Fuerza a equilibrar por acción de la hélice
% n[-]    Número de hélices para tal fin

M_dd= 0.8;           %[-]    Mach limitado al que podrá volar
la hélice
[rho,T,p,a]= ISA(h); % [m/s] Mínima velocidad el sonido en
operación del vehículo

%Para conocer la velocidad total del aire entrando a la hélice
será necesario
%conocer la velocidad inducida provocada por su movimiento. Se
hará uso de
%la función v_inducida.

w_max= sqrt((a*M_dd)^2-(V+v_inducida(r,h,V,F,n))^2)/r;
% [rad/s] Máxima velocidad ang.

end

```

8.5.4 Optimización del sistema propulsivo

```

tic
clc
clear all
close all

%% 3. Diseño Sistema Propulsivo

%% 3.1. Parámetros Geométricos
R_cr      = 0.5;           % [m]           Radio de las hélices del
crucero
R_asc     = 0.5;           % [m]           Radio de las helices aux.
para VTOL
b         = 4;             % [-]           Número de palas en las hé-
lices
AR        = 7;             % [-]           Aspect Ratio de las Héli-
ces
c_b_cr    = R_cr/AR;       % [m]           Cuerda de la pala de cru-
cero (cte)
c_b_aux   = R_asc/AR;       % [m]           Cuerda de las palas aux.
n_E_cr    = 4;             % [-]           Número de motores funcio-
nales en crucero
n_E_aux   = 8;             % [-]           Número de motores aux. que
ayudarán al VTOL.

S_w       = 10.20;         % [m^2]        Superficie alar constante
para los 3 modelos
Pi        = acos(-1);

%% 3.2. Parámetros de Actuación
h         = 500;           % [m]           Altitud
de vuelo
[rho_cr, T_cr, p_cr, a_cr] = ISA(h); % [kg/m^3, K, Pa, m/s] Paráme-
tros de vuelo
V_cr      = [130, 175]/3.6; % [m/s]           Velocidad de
vuelo en crucero.
i_cr      = 1;             % [-]           Punto de cru-
cero
V_asc     = 0.50;          % [m/s]           Velocidad de
ascenso.
V_asc_max = 0.50;          % [m/s]           Velocidad de
ascenso y descenso máxima establecida.
MTOW      = 600*9.81;      % [N]           Peso máximo
al despegue
h_TO      = 20;            % [m]           Incremento de
altura de despegue y aterrizaje en vertical
L_cr      = 60E3;          % [m]           Distancia
recorrida para el crucero

%% 3.3. Rendimientos
eta_trans = 0.95;         % [-]           Rendimiento del sis-
tema propulsivo

```

```

eta_helice = 0.85;           %[-]      Eficiencia de la hé-
lice por torbellinos en punta de pala
eta_helice = eta_helice*1.1; %[-]      Mejora por la induc-
ción de las hélices
%% 3.4. Parámetros Aerodinámicos
  %Palas hélice NACA 2415
  cl_0      = 0.3;           %[-]      Ordenada en el origen
del perfil.
  cl_alpha  = 0.09;         %[1/°]   Pendiente de sustenta-
ción
  c_d0      = 0.008;        %[-]      Coef. resist. parásita
  k_perfil  = 0.010;        %[-]      Coef. resist. inducida
  alpha_max = 20;           %[°]    Ángulo máximo al que
puede someterse al perfil
                                     %bajo un comportamiento lineal.
Perfil simetrico
  %Aeronave completa
  CD0       = 0.01507;      %[-]      Resistencia parásita
  K         = 0.05036;      %[-]      Factor resistencia indu-
cida

  CL        = (MTOW)/(0.5*rho_cr*(V_cr(i_cr)^2)*S_w);
%[-] Coef. sust. en crucero
  CL_max    = 1.4;
  Vs        = sqrt(MTOW/(0.5*rho_cr*S_w*CL_max));      %Veloci-
dad de entrada en pérdida
  D         = 0.5*rho_cr*(V_cr(i_cr)^2)*S_w*(CD0+K*(CL^2));
%Esta vez la fuerza a equilibrar es
                                     %el drag
de la aeronave, no W !!!!!

  %Comenzamos la primera iteración del vehículo, que será la re-
lación de
  %empujes de cada sistema de hélices.
  npl= 33;   %Puntos de iteración en la relación de empujes de
las hélices
  rel_T_cr= linspace(0.1,0.9,npl);%(n_E_cr*R_cr^2)/(n_E_cr*R_cr^2+n_E_aux*R_asc
^2); %Relación Discos_cr/Discos_aux

  %{
  En base a la repartición de empujes en el despegue y aterrizaje
y el radio de las hélices se alcanzarán las revoluciones máxi-
mas a las que funcionarán todas las hélices en las condiciones
más desfavorables, en este caso la velocidad de crucero y la
velocidad de descenso/ascenso más alta.

  Una vez decidido el régimen máximo se establecerá el régimen de
giro al que funcionarán realmente las hélices en cada situación
(ascenso/descenso y crucero).

```

Definidas las hélices para estas condiciones de giro y velocidad de ascenso/descenso y crucero, se procede a obtener el empuje que garantiza el cumplimiento de la relación de empujes establecida inicialmente. De esta forma cada hélice actúa con la velocidad inducida correspondiente a lo que está levantando.

Definido el empuje que alcanza esta situación (D para el crucero y $MTOW$ para el ascenso/descenso), la frecuencia a la que se alcanza para cierta V_{cr} o V_{asc} viene predeterminada. Se obtiene por tanto una curva puntos de operación (w_{cr}/w_{asc} , V_z/V_{asc}) posibles.

De todos ellos será necesario elegir aquel que optimice de forma más eficaz el peso de la aeronave. Puesto que la sección más limitante es el tramo vertical, concretamente el aterrizaje, será en el que debemos fijarnos.

Se buscará la relación de potencias que minimiza el peso de la aeronave. Para ello se pensó inicialmente en limitar la potencia necesaria para realizar la operación. Sin embargo, se vio rápidamente que los mínimos de potencia siempre van de la mano de la velocidad de ascenso nula (vuelo a punto fijo), por lo que los tiempos de ascenso y descenso son tanto más enormes cuanto más se afine la malla para alcanzar el óptimo. Tiempos de ascenso y descenso grandes requerirán un gran tamaño de las baterías y subsistemas.

Es por ello por lo que se decidió optimizar el factor $(P \cdot t)$. Esta situación, si bien conlleva ligeros incrementos de la potencia frente a la situación óptima (3%) y del torsor (3%), consiguen mejoras del factor $(P \cdot t)$ del 50%, teniendo gran potencial para reducir el peso total de la planta propulsora.

Una vez elegida la relación de empujes y la velocidad de ascenso/descenso que brindan un factor $(P \cdot t)$ mínimo para despegue y aterrizaje (ha de ser única pues la hélice se haya diseñada para una relación de potencia y es de geometría constante), se establecerá ese como valor de diseño.

En base a esta decisión, que dará una forma definitiva a las palas, será hora de elegir la velocidad de crucero óptima a la hora de conseguir la optimización del mismo parámetro que antes, $(P \cdot t)$, para conseguir el mejor consumo de combustible posible después de estar restringido por el ascenso y descenso%}

```
for l=1:npl
l
%% 3.5.Velocidades máximas de rotación
% %Para evitar los efectos de compresibilidad que aumentarían drásticamente
```

```

% %la resistencia en las palas (reduciendo drásticamente su
eficiencia), se
% %limitarán las revoluciones máximas de las hélices en la si-
tuación de hover
% %y de crucero para evitar alcanzar el Mach de divergencia.

w_cr_max=
w_rot_max(R_cr,h,V_cr(i_cr),rel_T_cr(1)*MTOW,n_E_cr);
%[rad/s] Máxima velocidad ang. en crucero
w_VTOL_cr_max=
w_rot_max(R_cr,h,V_asc_max,rel_T_cr(1)*MTOW,n_E_cr);
%[rad/s] Máxima velocidad ang. en VTOL palas cr
w_VTOL_aux_max= w_rot_max(R_asc,h,V_asc_max,(1-
rel_T_cr(1))*MTOW,n_E_aux); %[rad/s] Máxima velocidad ang. en
VTOL palas aux.

%Aquí se establecen los regímenes de funcionamiento de las hé-
lices que se
%disenarán a continuación, tanto de crucero como auxiliares,
teniendo en
%cuenta el límite superior impuesto por los fenómenos de com-
presión.
w_cr = 0.95*w_cr_max; %[rad/s]
Velocidad angular del motor en crucero
w_asc = 0.95*min(w_VTOL_cr_max,w_VTOL_aux_max); %[rad/s]
Velocidad angular del motor en ascenso
rpm_cr = w_cr*(30/Pi); %[rpm]
RPM del motor en crucero (esperada)
rpm_asc = w_asc*(30/Pi); %[rpm]
RPM del motor en VTOL (suponiendo las rpm de cr y aux iguales)

%-----
%-----

%% 3.6. Diseño de la Pala de Crucero
%Conocidos los límites de giro para las hélices establecidas.
se procederá
%a diseñar las hélices. Se tomará un perfil NACA 2415 para un
análisis
%preliminar.

%El paso será aquel que garantice eficiencia máxima del perfil
en punta de
%pala para las rpm y V de crucero, y la torsión será tal que
garantice lo
% mismo a lo largo del resto de la pala.

alpha_opt_cr= 6.0; %[°] Ángulo de máx. efi-
ciencia de los perfiles

npi= 5000; % Puntos para las gráficas
r_cr = zeros(1,npi+1); %[m] Posición a lo largo
de la pala.

```

```

gamma_r_cr = zeros(1,npj+1);           % [°] Ángulo de velocidad
aer. a w_cr y V_cr.
theta_cr    = zeros(1,npj+1);         % [°] Ángulo de paso de la
hélice en cada r.
for i=1:npj+1
    r_cr(i)= (R_cr/npj)*(i-1);
    gamma_r_cr(i)= atand((V_cr(i_cr)+v_in-
ducida(R_cr,h,V_cr(i_cr),rel_T_cr(1)*MTOW,n_E_cr))/(w_cr*r_cr(i
)));
    theta_cr(i)= alpha_opt_cr+gamma_r_cr(i);
end

```

%% 3.7. Diseño de la Pala Aux.

```

%Conocidos los límites de giro para las hélices establecidas.
se procederá
%a diseñar las hélices. Se tomará un perfil NACA 2415 para un
análisis
%preliminar.

```

```

%El paso será aquel que garantice eficiencia máxima del perfil
en punta de
%pala para las rpm y V de crucero, y la torsión será tal que
garantice lo
%mismo a lo largo del resto de la pala.

```

```

alpha_opt_aux= 5.5;                   % [°] Ángulo de máx. efi-
ciencia de los perfiles

```

```

r_aux      = zeros(1,npj+1);          % [m] Posición a lo largo
de la pala.
gamma_r_aux = zeros(1,npj+1);         % [°] Ángulo de velocidad
aer. a w_cr y V_cr.
theta_aux   = zeros(1,npj+1);         % [°] Ángulo de paso de la
hélice en cada r.
for i=1:npj+1
    r_aux(i)= (R_asc/npj)*(i-1);
    gamma_r_aux(i)= atand((V_asc+v_inducida(R_asc,h,V_asc,(1-
rel_T_cr(1))*MTOW,n_E_aux))/(w_asc*r_aux(i)));
    theta_aux(i)= alpha_opt_aux+gamma_r_aux(i);
end

```

%% 3.8. Analisis Crucero. Thrust, PAR y P de la pala [Teoría Elemento Pala]+TCM

```

%Una vez diseñada la hélice, se procede a integrar las contri-
buciones de la
%sustentación y la resistencia al Thrust y al par resistente a
lo largo de
%la pala para diferentes regímenes de giro del motor.
npj= 5000;

```

```

Max_alpha_rw= zeros(1,npj+1);        % [°] Ángulo de ataque máximo a
lo largo de la pala a w(j)

```

```

Min_alpha_rw= zeros(1,npj+1);  %[] Ángulo de ataque mínimo a
lo largo de la pala a w(j)

npk          = 50;
V_vuelo     = zeros(1,npk+1);
CL_vuelo    = zeros(1,npk+1);
Drag        = zeros(1,npk+1);
pto_cr      = zeros(1,npk+1);
j_alphamin  = zeros(1,npk+1);
j_alphamax  = zeros(1,npk+1);
T_total     = zeros(npk+1,npj+1);
M_total     = zeros(npk+1,npj+1);
P_total_cr  = zeros(npk+1,npj+1);

for k= 1:npk+1 %Establecemos un primer bucle que irá variando
la velocidad de vuelo
                %para conocer las rpm a las que se igualan T y
D. (Con D
                %definido como resultado de L=MTOW)

    V_vuelo(k) = Vs+((1.2*V_cr(i_cr)-Vs)/npk)*(k-1);
    %[m/s] Rango de velocidades estudiado
    CL_vuelo(k) = MTOW/(0.5*rho_cr*S_w*V_vuelo(k)^2);      %[-]
    Rango de CL definidos por V_vuelo
    Drag(k)=
    0.5*rho_cr*(V_vuelo(k)^2)*S_w*(CD0+K*(CL_vuelo(k)^2)); %[N]
    Drag para la cond. de vuelo

    %Por ahora la fuerza a equilibrar es el drag de la aeronave,
no W !!!!!
    % y se reparte entre todos los motores activos em crucero,
n_E_cr.

    vi_vuelo= v_inducida(R_cr,h,V_vuelo(k),Drag(k),n_E_cr);

    %Para que se reseteen a cada régimen de vuelo
    T_Lnum = zeros(1,npj+1);  %[N] Fuerza axial producida por la
sustentación de las hélices a distintos regímenes de giro
    T_Dnum = zeros(1,npj+1);  %[N] Fuerza axial producida por la
resistencia de las hélices a distintos regímenes de giro
    M_Lnum = zeros(1,npj+1);  %[N] Par transversal producida por
la sustentación de las hélices a distintos regímenes de giro
    M_Dnum = zeros(1,npj+1);  %[Nm] Par transversal producida
por la resistencia de las hélices a distintos regímenes de giro

for j=1:npj+1 %Barrido de RPMs
    w_cr_graf(j)=(w_cr/npj)*(j-1);

    for i=1:npi      %Integración Numérica a lo largo de la pala
        gamma_rw_cr(i)=
atand((V_vuelo(k)+vi_vuelo)/(w_cr_graf(j)*r_cr(i)));
        alpha_rw_cr(i,j)= theta_cr(i)-gamma_rw_cr(i);

```

```

    T_Lnum(j)=
T_Lnum(j)+n_E_cr*b*0.5*rho_cr*c_b_cr*(cl_0+cl_alpha*alpha_rw_cr
(i,j))*((V_vuelo(k)+vi_vuelo)^2+(w_cr_graf(j)*r_cr(i))^2)*cosd(
gamma_rw_cr(i))*(R_cr/(npi));
    T_Dnum(j)= T_Dnum(j)-n_E_cr*b*0.5*rho_cr*c_b_cr*(c_d0+k_per-
fil*(cl_0+cl_alpha*alpha_rw_cr(i,j))^2)*((V_vuelo(k)+vi_vuelo)^
2+(w_cr_graf(j)*r_cr(i))^2)*sind(gamma_rw_cr(i))*(R_cr/(npi));

    M_Lnum(j)= M_Lnum(j)-
n_E_cr*b*0.5*rho_cr*c_b_cr*(cl_0+cl_alpha*alpha_rw_cr(i,j))*((V
_vuelo(k)+vi_vuelo)^2+(w_cr_graf(j)*r_cr(i))^2)*sind(gamma_rw_c
r(i))*(R_cr/(npi))*r_cr(i);
    M_Dnum(j)= M_Dnum(j)-n_E_cr*b*0.5*rho_cr*c_b_cr*(c_d0+k_per-
fil*(cl_0+cl_alpha*alpha_rw_cr(i,j))^2)*((V_vuelo(k)+vi_vuelo)^
2+(w_cr_graf(j)*r_cr(i))^2)*cosd(gamma_rw_cr(i))*(R_cr/(npi))*r
_cr(i);

    end

    %Se va a asegurar que ningún cálculo ocurre fuera de la li-
nealidad en la
    %sustentación que caracteriza los perfiles que forman la
pala. Todos
    %aquellos regímenes que se encuentren fuera de este modelo
serán
    %desechados en las gráficas.

    Max_alpha_rw(k,j)= max(alpha_rw_cr(:,j));
    if(Max_alpha_rw(k,j)<alpha_max)
        j_alphamax(k)= j;
    end

    Min_alpha_rw(k,j)= min(alpha_rw_cr(:,j));
    if(Min_alpha_rw(k,j)<-alpha_max)
        j_alphamin(k)= j+1;
    end

end

T_total(k,:)= (T_Lnum+T_Dnum)*eta_helice;
M_total(k,:)= (M_Lnum+M_Dnum)/(eta_trans*eta_helice);

for j=1:npj+1
    P_total_cr(k,j)= w_cr_graf(j)*M_total(k,j)/1000;

    if(T_total(k,j)<Drag(k))
        pto_cr(k)=j; %Revoluciones a las que se alcanza el
thrust
                                %suficiente para sostener el cru-
cero
    end
end

end

```



```

vi_asc_aux= v_inducida(R_asc,h,V_asc_V(k), (1-
rel_T_cr(1))*MTOW,n_E_aux);

%Para que se reseteen a cada régimen de vuelo
%Empuje y PAR de cada diferencial de pala de las hélices de
crucero
T_Lnum_asc_cr = zeros(1,npj+1); %[N] Fuerza axial producida
por la sustentación de las hélices a distintos regímenes de
giro
T_Dnum_asc_cr = zeros(1,npj+1); %[N] Fuerza axial producida
por la resistencia de las hélices a distintos regímenes de giro
M_Lnum_asc_cr = zeros(1,npj+1); %[N] Par transversal produ-
cida por la sustentación de las hélices a distintos regímenes
de giro
M_Dnum_asc_cr = zeros(1,npj+1); %[Nm] Par transversal pro-
ducida por la resistencia de las hélices a distintos regímenes
de giro

%Empuje y PAR de cada diferencial de pala de las hélices
aux.
T_Lnum_asc_aux = zeros(1,npj+1); %[N] Fuerza axial produ-
cida por la sustentación de las hélices a distintos regímenes
de giro
T_Dnum_asc_aux = zeros(1,npj+1); %[N] Fuerza axial produ-
cida por la resistencia de las hélices a distintos regímenes de
giro
M_Lnum_asc_aux = zeros(1,npj+1); %[N] Par transversal pro-
ducida por la sustentación de las hélices a distintos regímenes
de giro
M_Dnum_asc_aux = zeros(1,npj+1); %[Nm] Par transversal pro-
ducida por la resistencia de las hélices a distintos regímenes
de giro

for j=1:npj+1 %Barrido de RPMs
w_cr_graf_asc(j)=(w_asc/(npj))*(j-1);

for i=1:npi %Integración Numérica a lo largo de la pala
%MOTORES CRUCERO
gamma_rw_asc_cr(i)=
atand((V_asc_V(k)+vi_asc_cr)/(w_cr_graf_asc(j)*r_cr(i)));
alpha_rw_asc_cr(i,j)= theta_cr(i)-gamma_rw_asc_cr(i);

T_Lnum_asc_cr(j)=
T_Lnum_asc_cr(j)+n_E_cr*b*0.5*rho_cr*c_b_cr*(cl_0+cl_alpha*al-
pha_rw_asc_cr(i,j))*((V_asc_V(k)+vi_asc_cr)^2+(w_cr_graf_asc(j)
*r_cr(i))^2)*cosd(gamma_rw_asc_cr(i))*(R_cr/(npi));
T_Dnum_asc_cr(j)= T_Dnum_asc_cr(j)-
n_E_cr*b*0.5*rho_cr*c_b_cr*(c_d0+k_perfil*(cl_0+cl_alpha*al-
pha_rw_asc_cr(i,j))^2)*((V_asc_V(k)+vi_asc_cr)^2+(w_cr_graf_asc
(j)*r_cr(i))^2)*sind(gamma_rw_asc_cr(i))*(R_cr/(npi));

```

```

M_Lnum_asc_cr(j)= M_Lnum_asc_cr(j)-
n_E_cr*b*0.5*rho_cr*c_b_cr*(cl_0+cl_alpha*al-
pha_rw_asc_cr(i,j))*((V_asc_V(k)+vi_asc_cr)^2+(w_cr_graf_asc(j)
*r_cr(i))^2)*sind(gamma_rw_asc_cr(i))*(R_cr/(npi))*r_cr(i);
M_Dnum_asc_cr(j)= M_Dnum_asc_cr(j)-
n_E_cr*b*0.5*rho_cr*c_b_cr*(c_d0+k_perfil*(cl_0+cl_alpha*al-
pha_rw_asc_cr(i,j))^2)*((V_asc_V(k)+vi_asc_cr)^2+(w_cr_graf_asc
(j)*r_cr(i))^2)*cosd(gamma_rw_asc_cr(i))*(R_cr/(npi))*r_cr(i);

%MOTORES AUXILIARES ASCENSO
gamma_rw_asc_aux(i)=
atand((V_asc_V(k)+vi_asc_aux)/(w_cr_graf_asc(j)*r_aux(i)));
alpha_rw_asc_aux(i,j)= theta_aux(i)-gamma_rw_asc_aux(i);

T_Lnum_asc_aux(j)=
T_Lnum_asc_aux(j)+n_E_aux*b*0.5*rho_cr*c_b_aux*(cl_0+cl_al-
pha*al-
pha_rw_asc_aux(i,j))*((V_asc_V(k)+vi_asc_aux)^2+(w_cr_graf_asc(
j)*r_aux(i))^2)*cosd(gamma_rw_asc_aux(i))*(R_asc/(npi));
T_Dnum_asc_aux(j)= T_Dnum_asc_aux(j)-
n_E_aux*b*0.5*rho_cr*c_b_aux*(c_d0+k_perfil*(cl_0+cl_alpha*al-
pha_rw_asc_aux(i,j))^2)*((V_asc_V(k)+vi_asc_aux)^2+(w_cr_graf_a
sc(j)*r_aux(i))^2)*sind(gamma_rw_asc_aux(i))*(R_asc/(npi));

M_Lnum_asc_aux(j)= M_Lnum_asc_aux(j)-
n_E_aux*b*0.5*rho_cr*c_b_aux*(cl_0+cl_alpha*al-
pha_rw_asc_aux(i,j))*((V_asc_V(k)+vi_asc_aux)^2+(w_cr_graf_asc(
j)*r_aux(i))^2)*sind(gamma_rw_asc_aux(i))*(R_asc/(npi))*r_aux(i)
);
M_Dnum_asc_aux(j)= M_Dnum_asc_aux(j)-
n_E_aux*b*0.5*rho_cr*c_b_aux*(c_d0+k_perfil*(cl_0+cl_alpha*al-
pha_rw_asc_aux(i,j))^2)*((V_asc_V(k)+vi_asc_aux)^2+(w_cr_graf_a
sc(j)*r_aux(i))^2)*cosd(gamma_rw_asc_aux(i))*(R_asc/(npi))*r_au
x(i);

end

%Se va a asegurar que ningún cálculo ocurre fuera de la li-
nealidad en la
%sustentación que caracteriza los perfiles que forman la
pala. Todos
%aquellos regímenes que se encuentren fuera de este modelo
serán
%desechados en las gráficas.

Max_alpha_rw(k,j)=
max(max(alpha_rw_asc_cr(:,j)),max(alpha_rw_asc_aux(:,j)));

if(Max_alpha_rw(k,j)<alpha_max)
j_alphamax_asc(k)= j;
end

Min_alpha_rw(k,j)= min(alpha_rw_asc_cr(:,j));

```

```

if (Min_alpha_rw(k,j) < -alpha_max)
    j_alphamin_asc(k) = j+1;
end

Min_alpha_rw(k,j) = min(alpha_rw_asc_aux(:,j));
if (Min_alpha_rw(k,j) < -alpha_max)
    j_alphamin_asc(k) = j+1;
end

T_cr_asc(k,j) =
(T_Lnum_asc_cr(j)+T_Dnum_asc_cr(j))*eta_helice;
T_aux_asc(k,j) =
(T_Lnum_asc_aux(j)+T_Dnum_asc_aux(j))*eta_helice;
%T_total_asc(k,j) = (T_aux_asc(k,j)+T_cr_asc(k,j))*eta_helice; Válido si ambos fueran
%a mismas revoluciones en la condición de vuelo

if (T_cr_asc(k,j) < rel_T_cr(1)*MTOW) %Se cumple la cond. impuesta por la rel de T
    if ((j >= j_alphamin_asc(k)) && (j <= j_alphamax_asc(k)))
        pto_asc_cr(k) = j;
    else
        pto_asc_cr(k) = 0; %NO ALCANZA LA CONDICIÓN DENTRO DEL INTERVALO
    end
end

if (T_aux_asc(k,j) < (1-rel_T_cr(1))*MTOW)
    if ((j >= j_alphamin_asc(k)) && (j <= j_alphamax_asc(k)))
        pto_asc_aux(k) = j;
    else
        pto_asc_aux(k) = 0; %NO ALCANZA LA CONDICIÓN DENTRO DEL INTERVALO
    end
end

M_cr_asc(k,j) =
(M_Lnum_asc_cr(j)+M_Dnum_asc_cr(j))/(eta_trans*eta_helice);
M_aux_asc(k,j) =
(M_Lnum_asc_aux(j)+M_Dnum_asc_aux(j))/(eta_trans*eta_helice);
%M_total_asc(k,j) = M_aux_asc(k,j)+M_cr_asc(k,j); Válido si ambos fueran
%a mismas revoluciones en la condición de vuelo

P_cr_asc(k,j) = (w_cr_graf_asc(j)*M_cr_asc(k,j))/1000;
P_aux_asc(k,j) = (w_cr_graf_asc(j)*M_aux_asc(k,j))/1000;
%P_total_asc(k,j) = P_cr_asc(k,j)+P_aux_asc(k,j); Válido si ambos fueran
%a mismas revoluciones en la condición de vuelo

end
if ((pto_asc_cr(k) > 0) && (pto_asc_aux(k) > 0));

```

```

T_asc_efectivo(k,l)=
T_cr_asc(k,pto_asc_cr(k))+T_aux_asc(k,pto_asc_aux(k));
M_asc_efectivo(k,l)=
M_cr_asc(k,pto_asc_cr(k))+M_aux_asc(k,pto_asc_aux(k));
P_asc_efectivo(k,l)=
P_cr_asc(k,pto_asc_cr(k))+P_aux_asc(k,pto_asc_aux(k));
else
T_asc_efectivo(k,l)= 999999;
M_asc_efectivo(k,l)= -999999;
P_asc_efectivo(k,l)= -999999;
end

Pot_tiempo_efectiva(k,l)= P_asc_efectivo(k,l)*abs(t_asc(k));

end

%La menor P de ascenso será al final del intervalo de k.
[P_asc_k(l),Xk_asc(l)]= max(P_asc_efectivo(pto_fijo:npk+1,l));
%La menor P de ascenso será
Xk_asc(l)= Xk_asc(l)+pto_fijo-1;

if P_asc_k(l)<-1000
Xk_asc(l)=0;
end

%La menor P de descenso será al inicio de k.
[P_des_k(l),Xk_des(l)]= max(P_asc_efectivo(1:pto_fijo,l));

if P_des_k(l)<-1000
Xk_des(l)=0;
end

%La menor P·t de ascenso será al final del intervalo de k.
[Pt_asc_k(l),Xk_asc_Pt(l)]= max(Pot_tiempo_efec-
tiva(pto_fijo:npk+1,l)); %La menor P de ascenso será
Xk_asc_Pt(l)= Xk_asc_Pt(l)+pto_fijo-1;

if Pt_asc_k(l)<-10000
Xk_asc_Pt(l)=0;
end

%La menor P·t de descenso será al inicio de k.
[Pt_des_k(l),Xk_des_Pt(l)]= max(Pot_tiempo_efec-
tiva(1:pto_fijo,l));

if Pt_des_k(l)<-100000
Xk_des_Pt(l)=0;
end

if (min(P_asc_efectivo(:,l)>-1000))
max_pto_P_real=1;
end

end

```

```

[P_asc_optimo_P,Yl_asc_optimo_P]= max(P_asc_k);
Optimo_P_asc=[Xk_asc(Yl_asc_optimo_P),Yl_asc_optimo_P];

[P_des_optimo_P,Yl_des_optimo_P]= max(P_des_k);
Optimo_P_des=[Xk_des(Yl_des_optimo_P),Yl_des_optimo_P];

[P_asc_optimo_Pt,Yl_asc_optimo_Pt]= max(Pt_asc_k);
Optimo_Pt_asc=[Xk_asc_Pt(Yl_asc_optimo_Pt),Yl_asc_optimo_Pt];

[P_des_optimo_Pt,Yl_des_optimo_Pt]= max(Pt_des_k);
Optimo_Pt_des=[Xk_des_Pt(Yl_des_optimo_Pt),Yl_des_optimo_Pt];

%
%
%
%
%% 3.10. Diseño Final Hélices y Relación de Potencias

l=max(Optimo_P_asc(2),Optimo_P_des(2))
  %% Velocidades máximas de rotación
% %Para evitar los efectos de compresibilidad que aumentarían
drásticamente
% %la resistencia en las palas (reduciendo drásticamente su
eficiencia), se
% %limitarán las revoluciones máximas de las hélices en la si-
tuación de hover
% %y de crucero para evitar alcanzar el Mach de divergencia.

w_cr_max=
w_rot_max(R_cr,h,V_cr(i_cr),rel_T_cr(l)*MTOW,n_E_cr);
%[rad/s] Máxima velocidad ang. en crucero
w_VTOL_cr_max=
w_rot_max(R_cr,h,V_asc_max,rel_T_cr(l)*MTOW,n_E_cr);
%[rad/s] Máxima velocidad ang. en VTOL palas cr
w_VTOL_aux_max= w_rot_max(R_asc,h,V_asc_max,(1-
rel_T_cr(l))*MTOW,n_E_aux); %[rad/s] Máxima velocidad ang. en
VTOL palas aux.

  %Aquí se establecen los regímenes de funcionamiento de las hé-
lices que se
  %diseñarán a continuación, tanto de crucero como auxiliares,
teniendo en
  %cuenta el límite superior impuesto por los fenómenos de com-
presión.
w_cr      = 0.95*w_cr_max;                                %[rad/s]
Velocidad angular del motor en crucero
w_asc     = 0.95*min(w_VTOL_cr_max,w_VTOL_aux_max);      %[rad/s]
Velocidad angular del motor en ascenso
rpm_cr    = w_cr*(30/Pi);                                  %[rpm]
RPM del motor en crucero (esperada)

```

```

rpm_asc = w_asc*(30/Pi);                                %[rpm]
RPM del motor en VTOL (suponiendo las rpm de cr y aux iguales)

%-----
-----

%% Diseño de la Pala de Crucero
%Conocidos los límites de giro para las hélices establecidas.
se procederá
%a diseñar las hélices. Se tomará un perfil NACA 2415 para un
análisis
%preliminar.

%El paso será aquel que garantice eficiencia máxima del perfil
en punta de
%pala para las rpm y V de crucero, y la torsión será tal que
garantice lo
%mismo a lo largo del resto de la pala.

alpha_opt_cr= 6.0;                                       %[°] Ángulo de máx. efi-
ciencia de los perfiles

r_cr          = zeros(1,np+1);                            %[m] Posición a lo largo
de la pala.
gamma_r_cr    = zeros(1,np+1);                            %[°] Ángulo de velocidad
aer. a w cr y V cr.
theta_cr      = zeros(1,np+1);                            %[°] Ángulo de paso de la
hélice en cada r.
for i=1:np+1
    r_cr(i)= (R_cr/np)*(i-1);
    gamma_r_cr(i)= atand((V_cr(i_cr)+v_in-
ducida(R_cr,h,V_cr(i_cr),rel_T_cr(1)*MTOW,n_E_cr))/(w_cr*r_cr(i
)));
    theta_cr(i)= alpha_opt_cr+gamma_r_cr(i);
end

%% Diseño de la Pala Aux.
%Conocidos los límites de giro para las hélices establecidas.
se procederá
%a diseñar las hélices. Se tomará un perfil NACA 2415 para un
análisis
%preliminar.

%El paso será aquel que garantice eficiencia máxima del perfil
en punta de
%pala para las rpm y V de crucero, y la torsión será tal que
garantice lo
%mismo a lo largo del resto de la pala.

alpha_opt_aux= 5.5;                                       %[°] Ángulo de máx. efi-
ciencia de los perfiles

```

```

r_aux      = zeros(1,npj+1);           %[m] Posición a lo largo
de la pala.
gamma_r_aux = zeros(1,npj+1);         %[°] Ángulo de velocidad
aer. a w cr y V cr.
theta_aux   = zeros(1,npj+1);         %[°] Ángulo de paso de la
hélice en cada r.
for i=1:npj+1
    r_aux(i) = (R_asc/npj)*(i-1);
    gamma_r_aux(i) = atand((V_asc+v_inducida(R_asc,h,V_asc,(1-
rel_T_cr(1))*MTOW,n_E_aux))/(w_asc*r_aux(i)));
    theta_aux(i) = alpha_opt_aux+gamma_r_aux(i);
end

% Analisis Crucero. Thrust, PAR y P de la pala [Teoría Ele-
mento Pala]+TCM
%Una vez diseñada la hélice, se procede a integrar las contri-
buciones de la
% sustentación y la resistencia al Thrust y al par resistente a
lo largo de
% la pala para diferentes regímenes de giro del motor.

Max_alpha_rw = zeros(1,npj+1);        %[°] Ángulo de ataque máximo a
lo largo de la pala a w(j)
Min_alpha_rw = zeros(1,npj+1);        %[°] Ángulo de ataque mínimo a
lo largo de la pala a w(j)

V_vuelo      = zeros(1,npk+1);
CL_vuelo     = zeros(1,npk+1);
Drag         = zeros(1,npk+1);
pto_cr       = zeros(1,npk+1);
j_alphamin   = zeros(1,npk+1);
j_alphamax   = zeros(1,npk+1);
T_total      = zeros(npk+1,npj+1);
M_total      = zeros(npk+1,npj+1);
P_total_cr   = zeros(npk+1,npj+1);

for k= 1:npk+1 %Establecemos un primer bucle que irá variando
la velocidad de vuelo
                    %para conocer las rpm a las que se igualan T y
D. (Con D
                    %definido como resultado de L=MTOW)

    V_vuelo(k) = Vs+((V_cr(2)-Vs)/npk)*(k-1);           %[m/s]
Rango de velocidades estudiado
    t_cr(k) = abs(L_cr/V_vuelo(k));
    CL_vuelo(k) = MTOW/(0.5*rho_cr*S_w*V_vuelo(k)^2);    %[-]
Rango de CL definidos por V_vuelo
    Drag(k) =
0.5*rho_cr*(V_vuelo(k)^2)*S_w*(CD0+K*(CL_vuelo(k)^2)); %[N]
Drag para la cond. de vuelo

```

```

    %Por ahora la fuerza a equilibrar es el drag de la aeronave,
    no W !!!!!
    % y se reparte entre todos los motores activos em crucero,
    n_E_cr.

    vi_vuelo= v_inducida(R_cr,h,V_vuelo(k),Drag(k),n_E_cr);

    %Para que se reseteen a cada régimen de vuelo
    T_Lnum = zeros(1,npj+1); % [N] Fuerza axial producida por la
    sustentación de las hélices a distintos regímenes de giro
    T_Dnum = zeros(1,npj+1); % [N] Fuerza axial producida por la
    resistencia de las hélices a distintos regímenes de giro
    M_Lnum = zeros(1,npj+1); % [Nm] Par transversal producida por
    la sustentación de las hélices a distintos regímenes de giro
    M_Dnum = zeros(1,npj+1); % [Nm] Par transversal producida
    por la resistencia de las hélices a distintos regímenes de giro

    for j=1:npj+1 %Barrido de RPMs
        w_cr_graf(j)=(w_cr/npj)*(j-1);

        for i=1:npi %Integración Numérica a lo largo de la pala
            gamma_rw_cr(i)=
            atand((V_vuelo(k)+vi_vuelo)/(w_cr_graf(j)*r_cr(i)));
            alpha_rw_cr(i,j)= theta_cr(i)-gamma_rw_cr(i);

            T_Lnum(j)=
            T_Lnum(j)+n_E_cr*b*0.5*rho_cr*c_b_cr*(cl_0+cl_alpha*alpha_rw_cr
            (i,j))*((V_vuelo(k)+vi_vuelo)^2+(w_cr_graf(j)*r_cr(i))^2)*cosd(
            gamma_rw_cr(i))*(R_cr/(npi));
            T_Dnum(j)= T_Dnum(j)-n_E_cr*b*0.5*rho_cr*c_b_cr*(c_d0+k_per
            fil*(cl_0+cl_alpha*alpha_rw_cr(i,j))^2)*((V_vuelo(k)+vi_vuelo)^
            2+(w_cr_graf(j)*r_cr(i))^2)*sind(gamma_rw_cr(i))*(R_cr/(npi));

            M_Lnum(j)= M_Lnum(j)-
            n_E_cr*b*0.5*rho_cr*c_b_cr*(cl_0+cl_alpha*alpha_rw_cr(i,j))*((V
            _vuelo(k)+vi_vuelo)^2+(w_cr_graf(j)*r_cr(i))^2)*sind(gamma_rw_c
            r(i))*(R_cr/(npi))*r_cr(i);
            M_Dnum(j)= M_Dnum(j)-n_E_cr*b*0.5*rho_cr*c_b_cr*(c_d0+k_per
            fil*(cl_0+cl_alpha*alpha_rw_cr(i,j))^2)*((V_vuelo(k)+vi_vuelo)^
            2+(w_cr_graf(j)*r_cr(i))^2)*cosd(gamma_rw_cr(i))*(R_cr/(npi))*r
            _cr(i);

        end

        %Se va a asegurar que ningún cálculo ocurre fuera de la li-
        nealidad en la
        %sustentación que caracteriza los perfiles que forman la
        pala. Todos
        %aquellos regímenes que se encuentren fuera de este modelo
        serán
        %desechados en las gráficas.

        Max_alpha_rw(k,j)= max(alpha_rw_cr(:,j));

```

```

    if (Max_alpha_rw(k,j)<alpha_max)
        j_alphamax(k)= j;
    end

    Min_alpha_rw(k,j)= min(alpha_rw_cr(:,j));
    if (Min_alpha_rw(k,j)<-alpha_max)
        j_alphamin(k)= j+1;
    end

end

T_total(k,:)= (T_Lnum+T_Dnum)*eta_helice;
M_total(k,:)= (M_Lnum+M_Dnum)/(eta_trans*eta_helice);

for j=1:npj+1
    P_total_cr(k,j)= w_cr_graf(j)*M_total(k,j)/1000;

    if (T_total(k,j)<Drag(k))
        pto_cr(k)=j;           %Revoluciones a las que se alcanza el
thrust                        %suficiente para sostener el cru-
                                %cero
    end
end

w_crucero_total(k)= w_cr_graf(pto_cr(k));
P_crucero_total(k)= P_total_cr(k,pto_cr(k));
Pt_crucero_total(k)= t_cr(k)*P_total_cr(k,pto_cr(k));
end
[Y_crucero,X_crucero]=min(abs(Pt_crucero_total));
M_crucero= M_total(X_crucero,pto_cr(X_crucero));

%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
%
%
%
%
%
% Analisis VTOL. Thrust, PAR y P de la pala [Teoría Elemento
Pala]+TCM
%La clara limitación residirá en la potencia y torque neces-
rios para
%lograr el despegue vertical a una velocidad de V_asc, con las
n_E_cr
%hélices y las n_E_VTOL hélices auxiliares.

Max_alpha_rw= zeros(1,npj+1);  %[] Ángulo de ataque máximo a
lo largo de la pala a w(j)
Min_alpha_rw= zeros(1,npj+1);  %[] Ángulo de ataque mínimo a
lo largo de la pala a w(j)

V_asc_V          = zeros(1,npk+1);
pto_asc          = zeros(1,npk+1);

```

```

j_alphamin_asc = zeros(1,npk+1);
j_alphamax_asc = zeros(1,npk+1);

for k= 1:npk+1 %Establecemos un primer bucle que irá variando
la velocidad de ascenso
                    %para conocer las rpm a las que se igualan T y
1.1*W. (W=MTOW)

    V_asc_V(k) = -V_asc_max+((V_asc_max+0.5)/npk)*(k-1);
    %[m/s] Rango de velocidades de ascenso estudiado
    if(V_asc_V(k)==0)
        V_asc_V(k)=-0.000000000000001;
    end
    t_asc(k)= abs(h_TO/V_asc_V(k)); %[s]
    Tiempo de ascenso o descenso.

    if (V_asc_V(k)<0)
        pto_fijo= k;
    end

    %Hélices de crucero para VTOL
    %Esta vez la fuerza a equilibrar es W, repartida entre mo-
tores auxiliares y de crucero !!!!!

    vi_asc_cr= v_indu-
cida(R_cr,h,V_asc_V(k),rel_T_cr(1)*MTOW,n_E_cr);

    %Hélices aux. para VTOL
    %Esta vez la fuerza a equilibrar es W, repartida entre mo-
tores auxiliares y de crucero !!!!!
    vi_asc_aux= v_inducida(R_asc,h,V_asc_V(k),(1-
rel_T_cr(1))*MTOW,n_E_aux);

    %Para que se reseteen a cada régimen de vuelo
    %Empuje y PAR de cada diferencial de pala de las hélices de
crucero
    T_Lnum_asc_cr = zeros(1,npj+1); %[N] Fuerza axial producida
por la sustentación de las hélices a distintos regímenes de
giro
    T_Dnum_asc_cr = zeros(1,npj+1); %[N] Fuerza axial producida
por la resistencia de las hélices a distintos regímenes de giro
    M_Lnum_asc_cr = zeros(1,npj+1); %[N] Par transversal produ-
cida por la sustentación de las hélices a distintos regímenes
de giro
    M_Dnum_asc_cr = zeros(1,npj+1); %[Nm] Par transversal pro-
ducida por la resistencia de las hélices a distintos regímenes
de giro

    %Empuje y PAR de cada diferencial de pala de las hélices
aux.

```

```

    T_Lnum_asc_aux = zeros(1,npj+1); % [N] Fuerza axial produ-
    cida por la sustentación de las hélices a distintos regímenes
    de giro
    T_Dnum_asc_aux = zeros(1,npj+1); % [N] Fuerza axial produ-
    cida por la resistencia de las hélices a distintos regímenes de
    giro
    M_Lnum_asc_aux = zeros(1,npj+1); % [N] Par transversal pro-
    ducida por la sustentación de las hélices a distintos regímenes
    de giro
    M_Dnum_asc_aux = zeros(1,npj+1); % [Nm] Par transversal pro-
    ducida por la resistencia de las hélices a distintos regímenes
    de giro

    for j=1:npj+1 %Barrido de RPMs
        w_cr_graf_asc(j)=(w_asc/(npj))*(j-1);

        for i=1:npi %Integración Numérica a lo largo de la pala
            %MOTORES CRUCERO
            gamma_rw_asc_cr(i)=
            atand((V_asc_V(k)+vi_asc_cr)/(w_cr_graf_asc(j)*r_cr(i)));
            alpha_rw_asc_cr(i,j)= theta_cr(i)-gamma_rw_asc_cr(i);

            T_Lnum_asc_cr(j)=
            T_Lnum_asc_cr(j)+n_E_cr*b*0.5*rho_cr*c_b_cr*(cl_0+cl_alpha*al-
            pha_rw_asc_cr(i,j))*((V_asc_V(k)+vi_asc_cr)^2+(w_cr_graf_asc(j)
            *r_cr(i))^2)*cosd(gamma_rw_asc_cr(i))*(R_cr/(npi));
            T_Dnum_asc_cr(j)= T_Dnum_asc_cr(j)-
            n_E_cr*b*0.5*rho_cr*c_b_cr*(c_d0+k_perfil*(cl_0+cl_alpha*al-
            pha_rw_asc_cr(i,j))^2)*((V_asc_V(k)+vi_asc_cr)^2+(w_cr_graf_asc
            (j)*r_cr(i))^2)*sind(gamma_rw_asc_cr(i))*(R_cr/(npi));

            M_Lnum_asc_cr(j)= M_Lnum_asc_cr(j)-
            n_E_cr*b*0.5*rho_cr*c_b_cr*(cl_0+cl_alpha*al-
            pha_rw_asc_cr(i,j))*((V_asc_V(k)+vi_asc_cr)^2+(w_cr_graf_asc(j)
            *r_cr(i))^2)*sind(gamma_rw_asc_cr(i))*(R_cr/(npi))*r_cr(i);
            M_Dnum_asc_cr(j)= M_Dnum_asc_cr(j)-
            n_E_cr*b*0.5*rho_cr*c_b_cr*(c_d0+k_perfil*(cl_0+cl_alpha*al-
            pha_rw_asc_cr(i,j))^2)*((V_asc_V(k)+vi_asc_cr)^2+(w_cr_graf_asc
            (j)*r_cr(i))^2)*cosd(gamma_rw_asc_cr(i))*(R_cr/(npi))*r_cr(i);

            %MOTORES AUXILIARES ASCENSO
            gamma_rw_asc_aux(i)=
            atand((V_asc_V(k)+vi_asc_aux)/(w_cr_graf_asc(j)*r_aux(i)));
            alpha_rw_asc_aux(i,j)= theta_aux(i)-gamma_rw_asc_aux(i);

            T_Lnum_asc_aux(j)=
            T_Lnum_asc_aux(j)+n_E_aux*b*0.5*rho_cr*c_b_aux*(cl_0+cl_al-
            pha*al-
            pha_rw_asc_aux(i,j))*((V_asc_V(k)+vi_asc_aux)^2+(w_cr_graf_asc(
            j)*r_aux(i))^2)*cosd(gamma_rw_asc_aux(i))*(R_asc/(npi));

```

```

T_Dnum_asc_aux(j)= T_Dnum_asc_aux(j)-
n_E_aux*b*0.5*rho_cr*c_b_aux*(c_d0+k_perfil*(cl_0+cl_alpha*al-
pha_rw_asc_aux(i,j))^2)*((V_asc_V(k)+vi_asc_aux)^2+(w_cr_graf_a
sc(j)*r_aux(i))^2)*sind(gamma_rw_asc_aux(i))*(R_asc/(npi));

```

```

M_Lnum_asc_aux(j)= M_Lnum_asc_aux(j)-
n_E_aux*b*0.5*rho_cr*c_b_aux*(cl_0+cl_alpha*al-
pha_rw_asc_aux(i,j))*((V_asc_V(k)+vi_asc_aux)^2+(w_cr_graf_asc(
j)*r_aux(i))^2)*sind(gamma_rw_asc_aux(i))*(R_asc/(npi))*r_aux(i
);

```

```

M_Dnum_asc_aux(j)= M_Dnum_asc_aux(j)-
n_E_aux*b*0.5*rho_cr*c_b_aux*(c_d0+k_perfil*(cl_0+cl_alpha*al-
pha_rw_asc_aux(i,j))^2)*((V_asc_V(k)+vi_asc_aux)^2+(w_cr_graf_a
sc(j)*r_aux(i))^2)*cosd(gamma_rw_asc_aux(i))*(R_asc/(npi))*r_au
x(i);

```

```
end
```

```

%Se va a asegurar que ningún cálculo ocurre fuera de la li-
nealidad en la
%sustentación que caracteriza los perfiles que forman la
pala. Todos
%aquellos regímenes que se encuentren fuera de este modelo
serán
%desechados en las gráficas.

```

```

Max_alpha_rw(k,j)=
max(max(alpha_rw_asc_cr(:,j)),max(alpha_rw_asc_aux(:,j)));

```

```

if(Max_alpha_rw(k,j)<alpha_max)
    j_alphamax_asc(k)= j;
end

```

```

Min_alpha_rw(k,j)= min(alpha_rw_asc_cr(:,j));
if(Min_alpha_rw(k,j)<-alpha_max)
    j_alphamin_asc(k)= j+1;
end

```

```

Min_alpha_rw(k,j)= min(alpha_rw_asc_aux(:,j));
if(Min_alpha_rw(k,j)<-alpha_max)
    j_alphamin_asc(k)= j+1;
end

```

```

T_cr_asc(k,j)      =
(T_Lnum_asc_cr(j)+T_Dnum_asc_cr(j))*eta_helice;
T_aux_asc(k,j)     =
(T_Lnum_asc_aux(j)+T_Dnum_asc_aux(j))*eta_helice;
%T_total_asc(k,j) = (T_aux_asc(k,j)+T_cr_asc(k,j))*eta_he-
lice; Válido si ambos fueran
%a mismas revoluciones en la condición de vuelo

```

```

if(T_cr_asc(k,j)<rel_T_cr(1)*MTOW)
    if((j>=j_alphamin_asc(k)) && (j<=j_alphamax_asc(k)))

```

```

        pto_asc_cr(k)=j;
    else
        pto_asc_cr(k)=0;%NO ALCANZA LA CONDICIÓN DENTRO DEL IN-
TERVALO
    end
end
end

if (T_aux_asc(k,j)<(1-rel_T_cr(1))*MTOW)
    if ((j>=j_alphamin_asc(k)) && (j<=j_alphamax_asc(k)))
        pto_asc_aux(k)=j;
    else
        pto_asc_aux(k)=0;%NO ALCANZA LA CONDICIÓN DENTRO DEL IN-
TERVALO
    end
end
end

w_ascenso_cr(k) = w_cr_graf_asc(pto_asc_cr(k));
w_ascenso_aux(k) = w_cr_graf_asc(pto_asc_aux(k));

M_ascenso_cr(k)
=(M_Lnum_asc_cr(pto_asc_cr(k))+M_Dnum_asc_cr(pto_asc_cr(k)))/(e
ta_trans*eta_helice);
M_ascenso_aux(k)
=(M_Lnum_asc_aux(pto_asc_aux(k))+M_Dnum_asc_aux(pto_asc_aux(k))
)/(eta_trans*eta_helice);
M_ascenso_total(k) = M_ascenso_aux(k)+M_ascenso_cr(k); %Vá-
lido si ambos fueran
    %a mismas revoluciones en la condición de vuelo

P_ascenso_cr(k) = (w_ascenso_cr(k)*M_ascenso_cr(k))/1000;
P_ascenso_aux(k) = (w_ascenso_aux(k)*M_as-
censo_aux(k))/1000;
P_ascenso_total(k) = P_ascenso_cr(k)+P_ascenso_aux(k); %Vá-
lido si ambos fueran
    %a mismas revoluciones en la condición de vuelo

Pt_ascenso_total(k)=Pot_tiempo_efectiva(k,1);
end

```

%% 3.10.Gráficas de interés

```

    %ELECCIÓN RELACIÓN DE EMPUJES DE LAS HÉLICES DE CR Y AUX Y DE
V_asc Y
    %V_cr.
    %Se eligen aquellas que minimiza Pt ascenso.
    figure(1)
    hold on
    grid on

```

```

    contourf(rel_T_cr(max(Optimo_Pt_asc(2),Optimo_Pt_des(2)):max_pto_P_real),V_asc_V,-P_asc_efectivo(:,max(Optimo_Pt_asc(2),Optimo_Pt_des(2)):max_pto_P_real),100)
    c=colorbar;
    c.Label.String = 'Power[kW]';
    %plot(w_cr_graf(pto_cr),V_vuelo,'r-','LineWidth',2)
    %plot(w_cr_graf(j_alphamin),V_vuelo,'b--','LineWidth',2)
    %plot(w_cr_graf(j_alphamax),V_vuelo,'b--','LineWidth',2)
    xlabel('rel_T_{cr}[-]')
    ylabel('V_{z}[m/s]')
    title("Power(rel_T_{cr},V_{z}) [kW]", 'FontSize',12)

    figure(2)
    hold on
    grid on
    contourf(V_asc_V,rel_T_cr(max(Optimo_Pt_asc(2),Optimo_Pt_des(2)):max_pto_P_real),log(-Pot_tiempo_efectiva(:,max(Optimo_Pt_asc(2),Optimo_Pt_des(2)):max_pto_P_real)'),100)
    c=colorbar;
    c.Label.String = 'P·t[kW·h]';
    %plot(w_cr_graf(pto_cr),V_vuelo,'r-','LineWidth',2)
    %plot(w_cr_graf(j_alphamin),V_vuelo,'b--','LineWidth',2)
    %plot(w_cr_graf(j_alphamax),V_vuelo,'b--','LineWidth',2)
    xlabel('V_{z}[m/s]')
    ylabel('rel_T_{cr}[-]')
    title("log(P·t(rel_T_{cr},V_{z})) [kW·s]", 'FontSize',12)

%DISEÑO PALAS CRUCERO
%A partir de la elección de la relación de empujes y las velocidades de
ascenso y descenso se diseñan las hélices auxiliares y de
cruero.
    figure(3)
    hold on
    grid on
    plot(r_cr,gamma_r_cr)
    plot(r_cr,theta_cr)
    title("\theta_{cr}(r,V_{cr}) \phi_{cr}(r,V_{cr})", 'FontSize',12)
    xlabel("r_{cr}[m]");
    ylabel("\theta_{cr} \phi_{cr}"); %Se ha actualizado gamma a phi en la nomenclatura del TFG
    legend('\phi_{cr}','\theta_{cr}')

%DISEÑO PALAS AUX.
    figure(4)
    hold on
    grid on
    plot(r_aux,gamma_r_aux)
    plot(r_aux,theta_aux)

```

```

    title("\theta_{aux}(r,V_{asc}) \phi_{aux}(r,V_{asc})", 'Font-
size',12)
    xlabel("r_{aux}[m]");
    ylabel("\theta_{aux} \phi_{aux}");
    legend('\phi_{aux}', '\theta_{aux}')

%CRUCERO
%Diseñadas las hélices se observarán las velocidades de cru-
cero que
%reducen la P·t mín de ascenso, pues es la que más peso
puede reducir.
%Se elegirá la que lo reduce al máximo, es decir, 130 km/s.

%Reducido al mín la P·t en ascenso, se volará a una veloci-
dad fuera de
%diseño que minimice igualmente P·t, en este caso
figure(5)
plot(V_vuelo,-P_crucero_total,'b-','LineWidth',1)
xlabel('V_{cr}[m/s]')
ylabel('P_{cr}[kW]')
grid on
title("Potencia(V_{cr}) [kW]", 'FontSize',12)

figure(6)
plot(V_vuelo,-Pt_crucero_total/3600,'b-','LineWidth',1)
xlabel('V_{cr}[m/s]')
ylabel('P_{cr}*t_{cr}[kW·h]')
grid on
title("Potencia unidad de tiempo(V_{cr}) [kW·h]", 'Fontsi-
ze',12)

%ASCENSO
figure(7)
plot(V_asc_V,-P_ascenso_total,'b-','LineWidth',1)
xlabel('V_{asc}[m/s]')
ylabel('P_{asc}[kW]')
grid on
title("Potencia(V_{asc}) [kW]", 'FontSize',12)

figure(8)
plot(V_asc_V,-Pt_ascenso_total,'b-','LineWidth',1)
xlabel('V_{asc}[m/s]')
ylabel('P_{asc}*t_{asc}[kW·s]')
grid on
title("Potencia unidad de tiempo(V_{cr}) [kW·s]", 'Fontsi-
ze',12)

toc

```

8.5.5 Estabilidad

```

clear all
close all
%% 1.Estabilidad Estática. TFG
%Se diseñará un programa que sea capaz de obtener la posición
del punto
%Neutro y el Cmalpha para una disposición de masas concreta.
%% Estabilidad Longitudinal
a_w          = 0.1;      %[1/°] Pendiente de sustentación del
Ala
a_t          = 0.11;    %[1/°] Pendiente de sustentación del
EH
eta_t        = 1.05;    %[-] Pérdida de presión dinámica en el
EV.
depsilon_daplh= 0;      %[-] Distorsión de estela

%%%%%%%%%COORDENADAS PLANO%%%%%%%%%
X            = 1.50;      %[m] Cambio de ejes Fusion a M.V.
(centrados en el Morro).
xCG          = +0.905+X; %CG3 peor %[m] Posición del centro de masas
en el plano
PosicBS      = 1.029+X;  %[m] Posición del borde de salida
del Ala
%%%%%%%%%
c            = 1.140;      %[m] Cuerda media
del Ala
l_t          = X+3.7+(1*0.580/4)-xCG;    %[m] Longitud del
CG al ca del EH
x_acw        = PosicBS-(3*c/4);          %[m] Longitud del CG al ca
del w
S_w          = 10.22;      %[m^2] Superficie
del Ala
S_t          = 2.550;      %[m^2] Superficie
de la Cola

V_t=(S_t*l_t)/(S_w*c);    %[-] Coeficiente de
Volumen de la Cola

Cmalpha= a_w*((xCG-x_acw)/c)-a_t*eta_t*V_t*(1-depsilon_daplh);

N0= (a_t*eta_t*V_t*(1-depsilon_daplh)/a_w)+(x_acw/c);

H0= N0-(xCG/c); %Margen Estático.

% x_acw
% xCG
% N0*c
% l_t

%% 2.Coeficientes de Sustentación y Momentos Avión Completo

```

%A partir de los datos de la aeronave, y del método de los paneles, será posible extraer todos los coeficientes característicos de las curvas de la aeronave

```

% 2.1 Coeficientes de Sustentación
i_w      = 4;                               % [°] Incidencia del Ala
i_t      = i_w; %-1.3                       % [°] Incidencia del EH. Corregida para entrar en pérdida a la vez que el Ala
epsilon  = -2;                               % [°] Torsión Aerodinámica o Geométrica
f        = 0.10;                             % [-] Porción del EH para el timón
Cf       = 3*(1-f)/(3-2*f);                  % [-] Coeficiente de los paneles
tau_e    = (((2*f-3)/(1+2*f))*Cf)+(3/(1+2*f)); % [-] Del método de los paneles

C_L0= a_t*eta_t*(S_t/S_w)*(i_t-i_w-epsilon);
C_La= a_w+a_t*eta_t*(S_t/S_w)*(1-depsilon_daplha);
C_Ld= a_t*eta_t*(S_t/S_w)*tau_e;

% 2.2 Coeficientes de Resistencia
C_D0= 0.01507018; %Extraídos de la Polar
k    = 0.05036282;

% 2.3 Coeficientes de Momentos
C_macw= -0.0; %[-] Obtenido de archivo Online sobre el NACA 63(3)018

C_m0= C_macw-a_t*eta_t*V_t*(i_t-i_w+epsilon);
C_ma= a_w*((xCG-x_acw)/c)-a_t*eta_t*V_t*(1-depsilon_daplha);
C_md= -a_t*eta_t*V_t*tau_e;

% 2.3 Gráficas
n_graf= 10;
delta  = linspace(-2,16,n_graf);           % [°] Definición de los límites de deflexión del empenaje
alpha_w= linspace(-15,15,n_graf);         % [°] Definición de los límites de alpha

W= 600*9.81;                               % [N]          MTOW
d_T= 0.44-0.159;                           % [m]          Del CG al Empuje del motor (Hacia arriba) (Generará momento negativo)
V_0  = 155.88/3.6;                          % [m/s]        Velocidad de Crucero a 5000 m
rho_0= 1.167;                               % [kg/m^3]     Densidad de crucero

```

```

q_0 = 0.5*rho_0*(V_0^2);           %[N/m^2] Presión Diná-
mica de crucero
n_T = 4;                           %[-] Número de moto-
res que ejercerán momento
eta_HE= 0.85*1.1;
T= ((21.21/4)*1000*eta_HE)/V_0;    %[N] Empuje en cru-
cero de cada motor
Cm_T= -((d_T*n_T*T)/(q_0*S_w*c));
for i= 1:n_graf
    for j=1:n_graf
        C_L(i,j) = C_L0+C_La*alpha_w(j)+C_Ld*delta(i);
        C_mA(i,j)= C_m0+C_ma*alpha_w(j)+C_md*delta(i);
        C_m(i,j)= C_mA(i,j)+Cm_T;
    end
end

figure(1)
hold on
grid on
for i=1:n_graf
    plot(alpha_w,C_L(i,:))
end
title("C_L(\alpha_{wb},\delta_{e})", 'FontSize',12)
xlabel("\alpha_{wb} [°]"); ylabel("C_L [-]");
legend('\delta_e=-2°', '\delta_e= 0°', '\delta_e=
2°', '\delta_e= 4°', '\delta_e= 6°', '\delta_e= 8°', '\delta_e=
10°', '\delta_e= 12°', '\delta_e= 14°', '\delta_e= 16°')
axis([0 12 0 1.6])

figure(2)
hold on
grid on
for i=1:n_graf
    plot(alpha_w,C_mA(i,:))
end
title("C_{mA}(\alpha_{wb},\delta_{e})", 'FontSize',12)
xlabel("\alpha_{wb} [°]"); ylabel("C_{mA} [-]");
legend('\delta_e=-2°', '\delta_e= 0°', '\delta_e=
2°', '\delta_e= 4°', '\delta_e= 6°', '\delta_e= 8°', '\delta_e=
10°', '\delta_e= 12°', '\delta_e= 14°', '\delta_e= 16°')

figure(3)
hold on
grid on
for i=1:n_graf
    plot(alpha_w,C_m(i,:))
end
title("C_m(\alpha_{wb},\delta_{e})", 'FontSize',12)
xlabel("\alpha_{wb} [°]"); ylabel("C_m [-]");

```

```

legend('\delta_e=-2°','\delta_e= 0°','\delta_e=
2°','\delta_e= 4°','\delta_e= 6°','\delta_e= 8°','\delta_e=
10°','\delta_e= 12°','\delta_e= 14°','\delta_e= 16°')

%% 3.Curva de Sustentación de Avión Equilibrado
n_graf2=n_graf;
V_inf = linspace(25,50,n_graf2);           %[m/s] Rango de Ve-
locidades entre los que se moverá el avión (Despegue--->Cru-
cero)
rho_inf= 1.196;                             %[kg/m^3] Densidad
de crucero

q_inf = zeros(1,n_graf2);
T_vec = zeros(1,n_graf2);
alpha_eq= zeros(1,n_graf2);
delta_eq= zeros(1,n_graf2);
C_Leq = zeros(1,n_graf2);
C_lt_eq = zeros(1,n_graf2);
P_dis_eq = zeros(1,n_graf2);

for i=1:n_graf2
    q_inf(i)= 0.5*rho_inf*V_inf(i)^2;

P_dis_eq(i)=(0.5*rho_inf*(V_inf(i)^3)*S_w*C_D0+k*((W^2)/(0.5*rh
o_inf*V_inf(i)*S_w)))/eta_HE;    %Potencia Disipada necesaria
para el vuelo rectilíneo (n=1) Teniendo en cuenta el rend. del
motor.
    T_vec(i)= (P_dis_eq(i)*eta_HE)/V_inf(i);
    alpha_eq(i)= ((W/(q_inf(i)*S_w))-C_L0-
(C_Ld/C_md)*(((T_vec(i)*d_T)/(q_inf(i)*S_w*c))-C_m0))/(C_La-
(C_Ld/C_md)*C_ma);
    delta_eq(i)= (1/C_md)*(((T_vec(i)*d_T)/(q_inf(i)*S_w*c))-
C_m0-C_ma*alpha_eq(i));
    %Comprobación Sustentación en los Límites
    C_Leq(i) = C_L0+C_La*alpha_eq(i)+C_Ld*delta_eq(i);
    %Comproación Momento Nulo
    C_meq(i) = C_m0+C_ma*alpha_eq(i)+C_md*delta_eq(i)-
((T_vec(i)*d_T)/(q_inf(i)*S_w*c));
    %Sustentación Ala y Cola
    C_lw_eq(i)= a_w*alpha_eq(i);
    C_lt_eq(i)= a_t*(alpha_eq(i)-i_w+i_t+epsi-
lon+tau_e*delta_eq(i));

end

figure(4)
hold on
grid on
for i=1:n_graf
    plot(alpha_w,C_L(i,:))
end

```

```

    plot(alpha_eq,C_Leq,'--o','LineWidth',1)
    title("C_L(\alpha_{wb},\delta_e)","FontSize',12)
    xlabel("\alpha_{wb} [°]"); ylabel("C_L [-]");
    legend('\delta_e=-2°','\delta_e= 0°','\delta_e=
2°','\delta_e= 4°','\delta_e= 6°','\delta_e= 8°','\delta_e=
10°','\delta_e= 12°','\delta_e= 14°','\delta_e= 16°','C_{L
eq}')
    axis([0 12 0 1.6])

    %% 4.Estabilidad Dinámica
    I_yy=8.411*10^2;
    C_mq= 1.1*V_t*sqrt(eta_t)*a_t*(l_t/V_0);

    for l=1:n_graf
        if(V_inf(l)<V_0)
            i_eq=l;
        end
    end

    a_2= I_yy;
    a_1= 0.5*rho_0*c*S_w*(V_0^2)*C_mq;
    a_0=-0.5*rho_0*c*S_w*(V_0^2)*C_ma;
    b = C_meq(i_eq); %Delta eq para el crucero

    nptos=1E4;
    t=linspace(0,100,nptos);
    delta_alpha_0 = 1;
    delta_alpha_d0 = 0;

    exponencial= -(a_1/(2*a_2));
    raiz= sqrt(4*a_2*a_0-a_1^2)/(2*a_2);
    C_3= b/a_0;
    C_1= delta_alpha_0-(C_3);
    C_2= (((a_1*C_1)/(2*a_2))+delta_alpha_d0)/raiz;

    periodo=(2*pi)/raiz;

    for i=1:nptos
        alpha_t(i)= alpha_eq(i_eq)+C_3+exp(exponen-
cial*t(i))*(C_1*cos(raiz*t(i))+C_2*sin(raiz*t(i)));
    end

    figure(5)
    hold on
    grid on
    plot(t,alpha_t)
    title("\alpha_{wb} (t)","FontSize',12)
    xlabel("t [s]"); ylabel("\alpha_{wb} [°]");
    legend('\alpha_{wb} (t)')

```

```

    %% 5.Diensionamiento Estabilizador Vertical. Fallo de Motor
    T_cr = ((21.21/3)*1000*eta_HE)/V_0;    %[N] Empuje necesario
para realizar el régimen de crucero a V0
    d_v = 3.7-xCG;    %[m] Distancia del C.G. al inicio del EV
    z_acv= 0.1;    %[m] Altura del c.a. del EV respecto a
la raíz
    c_medv= 0.52;    %[m] Cuerda media aerodinámica del EV.
    d_T = 1;    %[m] Distancia del vector de empuje al
C.G.
    S_v = 0.85;    %[m^2] Superficie vertical de cola
    a_v = a_t;    %[1/°] Mismo perfil NACA 0012
    eta_v = 1.0;    %[-] Pérdida de presión dinámica en el
EV
    dsigma_dbeta = 0;    %[-] Distorsión de estela

    f_v = 0.25;    %[-] Pro-
porción de timón sobre la cuerda del EV
    C_fv = (3*(1-f_v)/(3-2*f_v));    %[-] Método
de los paneles
    tau_v = ((C_fv*(2*f_v-3)+3)/(1+2*f_v));    %[-] Efec-
tividad de la deflexión del timón
    l_v = (d_v+(0.1065/0.478)*z_acv+(c_medv/4));    %[m] Dis-
tancia del CG al ca de la cola.

    n_graf3=100;
    V_inf3 = linspace(25,50,n_graf3);
    for i=1:n_graf3
        q_inf3(i)= 0.5*rho_inf*V_inf3(i)^2;

    P_dis_eq3(i)=(0.5*rho_inf*(V_inf3(i)^3)*S_w*C_D0+k*((W^2)/(0.5*
rho_inf*V_inf3(i)*S_w))/eta_HE;    %Potencia Disipada necesaria
para el vuelo rectilíneo (n=1) Teniendo en cuenta el rend. del
motor.
        T_vec3(i)= (P_dis_eq3(i)*eta_HE)/V_inf3(i);
    end

        delta_r=zeros(1,n_graf3);    %[°] Deflexión de grados del
rudder necesarios para compensar un fallo del motor.
        for i=1:n_graf3
            delta_r(i)=
(T_vec3(i)*d_T)/(l_v*q_inf3(i)*eta_v*S_v*a_v*tau_v);
        end

    figure(6)
    hold on
    grid on
    plot(V_inf3,delta_r)
    title("\delta_r(V)", 'FontSize',12)
    xlabel("V [m/s]"); ylabel("\delta_r [°]");
    legend('\delta_r')

```

9 Bibliografía

- [1] «National Geographic España» 03 01 2023. [En línea]. Available: https://www.nationalgeographic.com.es/ciencia/ventajas-e-inconvenientes-hidrogeno-como-combustible-alternativo_14897. [Último acceso: 20 07 2023].
- [2] F. Barbir, «PEM fuel cells : theory and practice,» de *PEM fuel cells : theory and practice*, Elsevier, 2012, p. 444.
- [3] M. Hepperle, «Electric Flight-Potential and Limitations,» October 2012. [En línea]. Available: https://www.researchgate.net/publication/234738753_Electric_Flight_-_Potential_and_Limitations. [Último acceso: 21 07 2023].
- [4] «Joby Aviation,» 2023. [En línea]. Available: <https://www.jobyaviation.com/>. [Último acceso: 21 07 2023].
- [5] «Future Flight,» 2023. [En línea]. Available: <https://www.futureflight.aero/aircraft-program/joby-evtol>. [Último acceso: 21 07 2023].
- [6] «evtol,» 2023. [En línea]. Available: <https://evtol.news/joby-aviation-s4-production-prototype>. [Último acceso: 21 07 2023].
- [7] «Future Flight,» 2023. [En línea]. Available: <https://www.futureflight.aero/aircraft-program/ehang-autonomous-aerial-vehicle>. [Último acceso: 21 07 2023].
- [8] «Inta,» 2023. [En línea]. Available: <https://www.inta.es/CIAR/en/ensayos/EH216/>. [Último acceso: 21 07 2023].
- [9] «EHang,» 2021. [En línea]. Available: <https://www.youtube.com/watch?v=2WaYLNG5zX0>. [Último acceso: 21 07 2023].
- [10] «EHang,» 2023. [En línea]. Available: <https://www.ehang.com/ehangaav/>. [Último acceso: 21 07 2023].
- [11] «Lilium,» 2023. [En línea]. Available: <https://lilium.com/jet>. [Último acceso: 21 07 2023].
- [12] «Future Flight,» 2023. [En línea]. Available: <https://www.futureflight.aero/aircraft-program/lilium-jet>. [Último acceso: 21 07 2023].
- [13] «Lineaum,» 2022. [En línea]. Available: <https://www.lineaum.com/lilium-jet>. [Último acceso: 21 07 2023].

- [14] «Volocopter,» 2023. [En línea]. Available: <https://www.volocopter.com/solutions/volocity/>. [Último acceso: 21 07 2023].
- [15] «Volocopter,» 2019. [En línea]. Available: https://www.volocopter.com/wp-content/uploads/2019_VoloCity_Specs_n.pdf. [Último acceso: 21 07 2023].
- [16] «Future Flight,» 2023. [En línea]. Available: <https://www.futureflight.aero/aircraft-program/volocity>. [Último acceso: 21 07 2023].
- [17] «Vertical Aerospace,» 2023. [En línea]. Available: <https://vertical-aerospace.com/vx4/>. [Último acceso: 21 07 2023].
- [18] «Vertical Aerospace,» 09 12 2021. [En línea]. Available: https://www.youtube.com/watch?v=FmuTM_8O_qI. [Último acceso: 21 07 2023].
- [19] «Future Flight,» 2023. [En línea]. Available: <https://www.futureflight.aero/aircraft-program/vertical-vx4>. [Último acceso: 21 07 2023].
- [20] «evtol,» 2023. [En línea]. Available: <https://evtol.news/vertical-aerospace-VA-1X>. [Último acceso: 21 07 2023].
- [21] «Joby Aviation,» 11 08 2021. [En línea]. Available: <https://www.youtube.com/watch?v=rJYSce2LEYo>. [Último acceso: 22 07 2023].
- [22] «Flyingmag,» 02 05 2022. [En línea]. Available: <https://www.flyingmag.com/vertical-aerospace-vertol-flight-tests-to-begin-this-summer/>. [Último acceso: 22 07 2023].
- [23] «evtol,» 2023. [En línea]. Available: <https://evtol.news/lilium-gmbh-lilium-jet-7-seater>. [Último acceso: 21 07 2023].
- [24] M. Á. Barcala Montejano, Á. Cuerva Tejero, C. J. Gallego Castillo, Ó. López García y Á. Rodríguez Sevillano, *Diapositivas Aeronaves de Ala Rotatoria*, Madrid, 2013-2014.
- [25] P. Podulka, «ResearchGate,» 01 2022. [En línea]. Available: https://www.researchgate.net/publication/358000995_Selection_of_Methods_of_Surface_Texture_Characterisation_for_Reduction_of_the_Frequency-Based_Errors_in_the_Measurement_and_Data_Analysis_Processes. [Último acceso: 28 07 2023].
- [26] M. Niță y D. Scholz, «https://www.fzt.haw-hamburg.de/pers/Scholz/OPerA/OPerA_PUB_DLRK_12-09-10.pdf,» 2012. [En línea]. Available: https://www.fzt.haw-hamburg.de/pers/Scholz/OPerA/OPerA_PUB_DLRK_12-09-10.pdf. [Último acceso: 29 07 2023].
- [27] A. O. Tiseira Izaguirre y J. García Tiscar, *Diapositivas asignatura Cálculo de Aviones*, 2023.

- [28] R. Bontempo, M. Cardone, M. Manna y G. Vorraro, «Elsevier,» 12 2014. [En línea]. Available: https://www.researchgate.net/publication/266200145_Ducted_Propeller_Flow_Analysis_by_Means_of_a_Generalized_Actuator_Disk_Model. [Último acceso: 02 08 2023].
- [29] J. Meseguer Ruiz y Á. Sanz Andrés, Aerodinámica básica, 2ª ed., I. P. S.L., Ed., Madrid: Garceta, 2011, p. 358.
- [30] M. Á. Gómez Tierno, M. Pérez Cortés y C. Puentes Márquez, Mecánica del vuelo, 2 ed., I. Publicaciones, Ed., Madrid: Garceta, 2012, p. 482.
- [31] «Airfoiltools,» [En línea]. Available: <http://airfoiltools.com/>. [Último acceso: 13 08 2023].
- [32] T. Egbert, Synthesis of Subsonic Airplane Desing, Delft: Delft University Press, 1982.
- [33] «Aluminium Guide,» [En línea]. Available: <https://aluminium-guide.com/en/alyuminij-dlya-stroitelstva-i-remonta-samoletov/>. [Último acceso: 2023 08 26].