



Sobre los efectos de la propulsión distribuida en el diseño de RPAS de menos de 25 kg de MTOW



Grado en Ingeniería Aeroespacial

Trabajo Fin de Grado

Autor:

Talave Campillo, Noel Raúl

Tutor/es:

García-Cuevas González, Luis Miguel

Varela Martínez, Pau



UNIVERSITAT
POLITÈCNICA
DE VALÈNCIA

Junio 2020

Sobre los efectos de la propulsión distribuida en el diseño de RPAS de menos de 25 kg de MTOW

Basado en el diseño previo del RPAS: Hermes

Autor

Talave Campillo, Noel Raúl

Tutor/es

García-Cuevas González, Luis Miguel

CMT - Motores térmicos

Varela Martínez, Pau

CMT - Motores térmicos



Grado en Ingeniería Aeroespacial



UNIVERSITAT
POLITÈCNICA
DE VALÈNCIA

VALENCIA, Junio 2020

Abstract

The use of RPAS aircraft is booming due to the numerous missions they can accomplish. As a consequence of that, the HERMES UPV group established in the *Polytechnic University of Valencia* has decided to design an aircraft of this kind in order to compete in the *UAS Challenge* contest. The current project allows to know if the design finally obtained fulfills the needs of performance requirements imposed by the competition. Nevertheless, the main aim is to be able to know the differences obtained in these performances once a system with distributed propulsion has been implemented. This distributed propulsion consists of distributing the thrust throughout the wing span. After analyzing the problem in CFD, it is achieved either a 22.7 % reduction in take off distance or a 20 % in landing distance, compared to a system without distributed propulsion. However, the cruise effectiveness suffers a deterioration due to the increased drag from an angle of attack of 3° approximately. Thus, a distributed propulsion system without a propeller at the wingtip provokes a high capacity of operation in landing and take-off conditions as well as in demanding maneuvers while being detrimental in cruise effectiveness.

Key words

RPAS, distributed propulsion, DEP, aircraft performances

Resumen

La utilización de aeronaves RPAS se encuentra en auge debido a las numerosas misiones que pueden llegar a realizar. Por ello, el grupo HERMES UPV de la *Universitat Politècnica de València* ha decidido diseñar una aeronave de este tipo con el fin de competir en el concurso *UAS Challenge*. El trabajo presente permite conocer si el diseño finalmente obtenido cumple los requerimientos de actuación impuestos por la competición. No obstante, el objetivo principal es poder conocer las diferencias obtenidas en dichas actuaciones tras una implementación de un sistema con propulsión distribuida, consistiendo este en distribuir el empuje a lo largo de la envergadura alar. Tras el análisis del problema en CFD, se consigue una reducción del 22.7 % en la distancia de despegue y 20 % en aterrizaje, en comparación con un sistema sin propulsión distribuida. No obstante, se disminuye la operatividad en crucero debido al aumento de la resistencia a partir de un ángulo de ataque de 3° aproximadamente. Así pues, un sistema con propulsión distribuida, sin hélice en punta de ala, provoca una alta capacidad de operación en condiciones de aterrizaje, despegue y maniobras exigentes, perjudicando la capacidad en crucero.

Palabras clave

RPAS, propulsión distribuida, DEP, actuaciones de aeronaves

Resum

La utilització d'aeronaus RPAS es troba en auge degut a les nombroses missions que poden arribar a realitzar. Per això, el grup HERMES UPV de la *Universitat Politècnica de València* decidit dissenyar una aeronau d'aquest tipus amb la finalitat de competir en el concurs *UAS Challenge*. El treball present permet conèixer si el disseny finalment obtingut compleix els requeriments d'actuació imposats per la competició. No obstant això, l'objectiu principal és poder conèixer les diferències obtingudes en aquestes actuacions després d'una implementació d'un sistema amb propulsió distribuïda, consistint est a distribuir l'empenyiment al llarg de l'envergadura alar. Després de l'anàlisi del problema en CFD, s'aconsegueix una reducció del 22.7 % en la distància d'enlairament i 20 % en aterratge, en comparació amb un sistema sense propulsió distribuïda. No obstant això, es disminueix l'operativitat en creuer degut a l'augment de la resistència a partir d'un angle d'atac de 3° aproximadament. Així doncs, un sistema amb propulsió distribuïda, sense hèlice en punta d'ala, provoca una alta capacitat d'operació en condicions d'aterratge, enlairament i maniobres exigents, perjudicant la capacitat en creuer.

Paraules clau

RPAS, propulsió distribuïda, DEP, actuacions d'aeronaus

Agradecimientos

En primer lugar, mil gracias a mi tutor Luis Miguel García-Cuevas y cotutor Pau Varela por haberme permitido realizar este trabajo con ellos. Vuestra pasión y conocimiento ha hecho darme cuenta de lo que es ser realmente ser un Ingeniero Aeroespacial.

A esas personas especiales que he tenido la oportunidad de conocer durante mis cuatro años en Valencia, gracias. No son solamente amigos, se convierten en parte de mí, de por vida.

Durante la infancia y adolescencia me habéis apoyado, se que seguiréis conmigo independientemente a donde me dirija. Gracias a mis amigos de toda la vida, espero que estéis tan orgullosos como yo lo estoy de vosotros.

Y por último, no puedo agradecer todo lo que me ha ayudado mi familia, no soy más que su reflejo.

Tengo que hacer mención especial a mi madre, padre y hermana. Me habéis dado la oportunidad de poder levantarme cada día para hacer lo que más quiero. Nadie hará algo tan grande por mí como lo que habéis hecho vosotros.

*Por lo que quizás seré, niego el mundo como es.
Sin brindar, celebraré los días no vividos.*

Santi Balmes

Índice general

I Memoria	0
1. Introducción y objetivos	1
1.1. Introducción	1
1.2. Objetivos	2
1.2.1. Objetivo principal	2
1.2.2. Objetivo secundario	2
1.3. Estructura del trabajo	3
2. Antecedentes	5
2.1. Estado del arte	5
2.1.1. Historia de los RPA y UAV	5
2.1.2. Propulsión distribuida	6
2.2. HERMES UPV	9
2.3. Competición UAS Challenge	10
3. Herramientas de cálculo	13
3.1. MATLAB	13
3.2. XFLR5	14
3.3. STAR CCM+ Siemens	15
4. Marco teórico	16
4.1. Introducción	16
4.2. Teoría de cantidad de movimiento y elemento de pala	16
4.2.1. Teoría de cantidad de movimiento	16
4.2.2. Teoría del elemento de pala	18
4.2.3. Combinación de las teorías	21
4.3. Envolverte de vuelo	23
4.4. Actuaciones	26
4.4.1. Despegue	27
4.4.2. Ascenso en segundo segmento	28
4.4.3. Crucero	29
4.4.4. Aterrizaje	30
4.4.5. Diagrama de actuaciones y punto de diseño	31
4.5. Mecánica de fluidos computacional	34

4.5.1.	Pre-proceso	35
4.5.1.1.	Modelo conceptual	35
4.5.1.2.	Geometría	36
4.5.1.3.	Mallado	37
4.5.1.4.	Propiedades del fluido y modelos	40
4.5.1.5.	Condiciones de contorno	42
4.5.2.	Aspectos numéricos	43
4.5.3.	Post-proceso	45
4.6.	Interacción hélice - ala	46
4.6.1.	Flujo generado por la hélice	47
4.6.2.	Efectos en el ala	48
5.	Metodología y cálculos	50
5.1.	Condiciones y configuraciones en vuelo	50
5.1.1.	Sin propulsión distribuida	51
5.1.2.	Con propulsión distribuida	52
5.2.	Modelo de empuje	54
5.2.1.	Hélice y motor	54
5.2.2.	Estimación de la velocidad inducida	56
5.2.3.	Empuje, potencia y rendimiento de la hélice	58
5.3.	Pesos y centro de gravedad	62
5.4.	Coefficientes aerodinámicos	64
5.4.1.	Cálculos en XFLR5	65
5.4.2.	Cálculos por métodos semi-empíricos	71
5.5.	Estudio CFD	74
5.5.1.	Modelo conceptual	75
5.5.2.	Geometría	76
5.5.3.	Mallado	77
5.5.4.	Propiedades del flujo y modelos	80
5.5.5.	Condiciones de contorno	81
5.5.6.	Aspectos numéricos	82
5.5.7.	Resultados	82
5.6.	Comparativa de coeficientes aerodinámicos	86
6.	Resultados principales y análisis	91
6.1.	Envolvente de vuelo	91
6.1.1.	Configuración ligera y configuración pesada - HERMES UPV	92
6.1.2.	Comparativa entre aeronaves	93
6.2.	Actuaciones	96
7.	Conclusiones y estudios recomendados	100
7.1.	Conclusiones	100
7.2.	Estudios recomendados	102

II	Pliego de condiciones	106
8.	Pliego de condiciones	107
8.1.	Introducción	107
8.2.	Anexo I: Condiciones generales de seguridad en los lugares de trabajo .	107
8.3.	Anexo II: Orden, limpieza y mantenimiento	109
8.4.	Anexo III: Condiciones ambientales de los lugares de trabajo	110
8.5.	Anexo IV: Iluminación de los lugares de trabajo	110
8.6.	Anexo V: Servicios higiénicos y locales de descanso	110
8.7.	Anexo VI: Material y locales de primeros auxilios	111
8.8.	Impacto ecológico del proyecto	111
III	Presupuesto	113
9.	Presupuesto	114
9.1.	Introducción	114
9.2.	Desglose de costes	114
9.2.1.	Material	114
9.2.2.	Horas de personal	116
9.2.3.	Consumo de electricidad	117
9.3.	Coste final	118
9.4.	Beneficio comercial	118
IV	Apéndice	120
A.	Procedimientos semi-empíricos	121
A.1.	Cálculo del coeficiente de resistencia parásita debido a fuselaje y la cola $C_{D_{0_{extra}}}$	121
A.2.	Cálculo del coeficiente de <i>downwash</i> $\frac{d\epsilon}{d\alpha}$ generado por el ala principal . .	123
V	Planos	124

Índice de figuras

2.1.	Concepto N3-X con propulsión distribuida (Felder y cols. (2009))	7
2.2.	Aeronave X-57 Maxwell. Ejemplo de PED en aviones de tamaño reducidos (Wikipedia (2020b))	8
2.3.	Diseño final del vehículo HERMES UPV. Geometría base para el estudio de las actuaciones	10
4.1.	Volumen de control tomado para la teoría de cantidad de movimiento (Wikipedia (2020f))	17
4.2.	Esquema de velocidades y fuerzas experimentadas por un perfil aerodinámico de la pala (Álvaro Cuerva Tejero y cols. (2009)).	20
4.3.	Volumen de control definido para la combinación de la teoría de cantidad de movimiento y elemento de pala (Álvaro Cuerva Tejero y cols. (2009)).	21
4.4.	Obtención del intervalo de velocidades por limitaciones propulsivas a nivel del mar con un de $MTOW = 13$ kg	25
4.5.	Diagrama de actuaciones de una aeronave Tiscar (2019)	32
4.6.	Geometría ejemplo de un problema para aerodinámica externa	37
4.7.	Distribución típica del coeficiente de sustentación debido a la presencia de la hélice Veldhuis (2005).	49
5.1.	Distribución de la carga de pago	52
5.2.	Diseño final del vehículo HERMES UPV con propulsión distribuida . .	53
5.3.	Distanciamiento entre hélices en configuración DEP. Medidas en milímetros mm	54
5.4.	Características geométricas y aspecto físico de la hélice APC 17x10” . .	55
5.5.	Perfil aerodinámico Clark-Y utilizado en la hélice de la aeronave HERMES-UPV	56
5.6.	Velocidad inducida adimensional λ_i y ecuación de Froude-Finsterwalder para velocidad de aeronave nula	58
5.7.	Distribución de la variación del coeficiente de tracción dC_T/dx y del coeficiente de potencia dC_P/dx a velocidad de vuelo nula	59
5.8.	Coeficiente de tracción C_T y coeficiente de potencia C_P a unos 100 m de altitud en función del parámetro J	61
5.9.	Rendimiento propulsivo de la hélice η_p a unos 100 m de altitud en función del parámetro J	62

5.10. Porcentaje de pesos de cada parte de la aeronave respecto al MTOW. La gráfica de la izquierda representa la <i>configuración ligera</i> y la derecha la <i>configuración pesada</i>	63
5.11. Sistema de coordenadas establecido en el programa <i>XFLR5</i>	64
5.12. Perfiles utilizados en el HERMES-UPV. <i>NACA0010</i>	66
5.13. Curva de sustentación y polar del HERMES-UPV para las condiciones de crucero y de aterrizaje/despegue	66
5.14. Comparativa geométrica entre el perfil <i>SD7003</i> y el perfil <i>SD7062</i>	68
5.15. Comparativa geométrica entre el perfil <i>SD7003</i> y el perfil <i>SD7062</i>	69
5.16. Comparativa de los coeficientes de momentos entre aviones y distintas configuraciones a condiciones de crucero.	71
5.17. Geometría del timón de profundidad en el estabilizados horizontal. Dimensiones en milímetros <i>mm</i>	72
5.18. Geometría de los flaps en el semiala de la aeronave HERMES-UPV. Dimensiones en milímetros <i>mm</i>	73
5.19. Dominio computacional utilizado para CFD	76
5.20. Geometría del ala para el cálculo CFD	77
5.21. Resultado de la malla final	79
5.22. Campo de velocidades a diversos ángulos de ataque. Resultados a Reynolds de crucero $Re = 339083$	83
5.23. Coeficiente de presiones en el ala. Resultados a Reynolds de crucero $Re = 339083$	84
5.24. Vorticidad inducida en un plano situado al 20 % de la cuerda respecto al borde de salida. Resultados a Reynolds de crucero $Re = 339083$ y a un $\alpha = 2^\circ$	85
5.25. Coeficientes aerodinámicos de los perfiles con PED y sin PED. Condiciones de crucero.	86
5.26. Coeficientes aerodinámicos del avión con PED y sin PED. Condiciones de crucero.	89
6.1. Envoltente de vuelo de la configuración ligera y pesada de la aeronave HERMES-UPV.	92
6.2. Envoltente de vuelo entre las diferentes aeronaves.	94
6.3. Diagrama de actuaciones de la aeronave HERMES-UPV	97
6.4. Diagrama de actuaciones entre HERMES <i>Modificado</i> sin y con PED	98
6.5. Diagrama de actuaciones de la aeronave HERMES <i>Modificado</i> PED	99

Índice de tablas

4.1. Parámetros para la definición completa de las ecuaciones de conservación	44
5.1. Especificaciones técnicas del motor eléctrico utilizado en HERMES-UPV	56
5.2. Centro de gravedad del HERMES-UPV en función de las configuraciones estudiadas	64
5.3. Resultados de ambas aeronaves en condiciones de crucero, despegue y aterrizaje. El crucero es realizado con la configuración ligera.	70
5.4. Resultados del procedimientos semi-empíricos en todas las condiciones. Aplicación para ambas aeronaves.	74
5.5. Valores definidos en los controles de STAR CCM+ Siemens para el mallado de la geometría	78
5.6. Independencia de malla	79
5.7. Parámetros definidos en <i>Solvers</i> y <i>Stopping Criteria</i>	82
6.1. Configuración de trimado a condiciones de crucero de todas las aeronaves.	95
8.1. Huella de carbono emitida en el trabajo final de grado	112
9.1. Amortización de ordenador portátil	115
9.2. Coste por utilización de licencias informáticas	116
9.3. Coste de material de escritura	116
9.4. Coste por horas de personal	117
9.5. Coste de consumo de electricidad	117
9.6. Coste final del trabajo final de grado	118

Nomenclatura

Acrónimos

RPA	Remotely Piloted Aircraft
PED	Propulsión eléctrica distribuida
MTOW	Maximum Take off Weight
RPAS	Remotely Piloted Aircraft System
UPV	Universidad Politécnica de Valencia
UAS	Unmanned aircraft system
UAV	Unmanned aerial vehicle
DP	Distributed Propulsion
NASA	National Aeronautics and Space Administration
CAD	Computer-aided design
MATLAB	Matrix Laboratory
EDP	Ecuaciones diferenciales parciales
ISA	International Standard Atmosphere
VLM	Vortex Lattice Method
CFD	Computational Fluid Dynamics
TEP	Teoría del elemento de pala
DNS	Direct Numerical Simulation
SRS	Scale-Resolving Simulations
RANS	Reynolds-Averaged Navier-Stokes

Símbolos

Re	Número de Reynolds	-
p_i	Presión en i	Pa
T	Tracción	N
S	Superficie	m^{-1}
v_i	Velocidad inducida	m/s
v	Velocidad	m/s
\dot{m}	Flujo másico	kg/s
ρ	Densidad	kg/m^3
C_T	Coefficiente de tracción	-
C_P	Coefficiente de potencia	-
Ω	Velocidad angular	rad/s
R	Radio	m
θ	Torsión geométrica	rad

α	Ángulo de ataque	rad
ϕ	Desviación de la velocidad	rad
b	Envergadura	m
c	Cuerda	m
r	Posición de la sección en la envergadura	m
w	Número de palas	-
σ	Solidez local	-
c_d	Coefficiente de resistencia del perfil	-
a	Pendiente de la curva de sustentación del perfil	-
c_l	Coefficiente de sustentación del perfil	-
λ_i	Velocidad inducida adimensional	-
z	Altitud	m
δ_p	Palanca de gases	-
S_W	Superficie alar	m ⁻²
K	Coefficiente de resistencia inducida	-
W	Peso de la aeronave	kg
C_{D_0}	Coefficiente de resistencia parásita de la aeronave	-
C_L	Coefficiente de sustentación de la aeronave	-
L	Sustentación	N
D	Resistencia	N
v_{stall}	Velocidad de entrada en pérdida	m/s
$C_{L_{max}}$	Coefficiente de sustentación máximo	-
P_{TO}	Potencia al despegue	W
W_{TO}	Peso al despegue	N
S_{TO}	Distancia de despegue	m
F_{eff}	Fuerza efectiva	N
V_{TO}	Velocidad de despegue	m/s
μ	Coefficiente de fricción al despegue	-
C_D	Coefficiente de resistencia de la aeronave	-
$V_{carrera}$	Velocidad en la carrera de despegue/aterrizaje	m/s
η_p	Rendimiento propulsivo	-
γ	Pendiente de ascenso	rad
EA	Eficiencia aerodinámica	-
AR	Alargamiento alar	-
e	Factor de Oswald	-
$C_{L_{min}}$	Coefficiente de sustentación mínimo	-
V_{cr}	Velocidad de crucero	m/s
S_{land}	Distancia de aterrizaje	m
V_{land}	Velocidad de aterrizaje	m/s
g	Gravedad	m/s ²
μ_{freno}	Coefficiente de fricción con freno	-
n	Factor de carga	-
L_R	Sustentación debido a ráfaga	N
w_R	Velocidad inducida por ráfaga	m/s
$C_{L\alpha}$	Pendiente de la curva de sustentación de la aeronave	-

T_{TO}	Empuje al despegue	N
y^+	Distancia adimensional a la pared	-
y	Distancia a la pared	m
u_τ	Velocidad de fricción	m/s
ν	Viscosidad cinemática	m ² /s
M	Número de Mach	-
Ω_{swirl}	Ángulo de remolino	rad
v_t	Velocidad tangencial	m/s
v_a	Velocidad axial	m/s
$F(x)$	Función de Froude-Finsterwalder	-
V_{mot}	Tensión del motor	V
$V_{m,bat}$	Tensión máxima de la batería	V
J	Velocidad de avance adimensional	-
P	Potencia	W
C_{L_0}	Coefficiente de sustentación al ángulo de ataque nulo	-
C_M	Coefficiente de momento	-
x_{cdg}	Posición del centro de gravedad	m
x_{cat}	Posición del centro aerodinámico de la cola	m
x_{caw}	Posición del centro aerodinámico del ala principal	m
c_w	Cuerda del ala principal	m
S_T	Superficie alar de la cola	m ²
δ_e	Deflexión del timón de profundidad	rad
$C_{L\delta_e}$	Coefficiente de sustentación por el timón	-
$C_{M\delta_e}$	Coefficiente de momento por el timón	-
C_{L_f}	Coefficiente de sustentación por los flaps	-
C_{D_f}	Coefficiente de resistencia por los flaps	-
$C_{D_{0extra}}$	Coefficiente de resistencia parásito extra	-
n_{prop}	Número de hélices	-
D_{plane}	Resistencia del avión	N
T_{excess}	Empuje en exceso	N
T_{prop}	Empuje de una hélice	N
$C_{D_{wing}}$	Coefficiente de resistencia del ala principal	-
$C_{L_{wing}}$	Coefficiente de sustentación del ala principal	-
C_p	Coefficiente de presión	-
$C_{L_{\alpha,w,2D}}$	Pendiente de la curva de sustentación del ala en 2D	-
$C_{L_{\alpha,w,3D}}$	Pendiente de la curva de sustentación del ala en 3D	-
δ	Factor de eficiencia	-
C_{M_0}	Coefficiente de momento a ángulo de ataque nulo	-
$C_{L_{\alpha,t}}$	Pendiente de la curva de sustentación de la cola en 3D	-
$d\epsilon/d\alpha$	Variación de la deflexión del flujo por el ala principal	-
R_{elec}	Rango del avión	m
η_m	Rendimiento del motor	-
η_i	Rendimiento por pérdidas de energía eléctrica	-
c_b	Energía específica de la batería	Wh/kg
W_{bat}	Peso de la batería	kg

Parte I
Memoria

Capítulo 1

Introducción y objetivos

1.1. Introducción

El presente documento representa el estudio de viabilidad al implementar en una aeronave pilotada por control remoto -RPA, del inglés *Remotely Piloted Aircraft*- una planta motriz basada en el sistema de propulsión eléctrica distribuida PED.

Concretamente, el análisis corresponde a la obtención de las posibles diferencias existentes en el diagrama de actuaciones de una aeronave, concretamente en RPA de menor de 25 kg según la normativa para utilización de drones recogida España (2017). A través de estos resultados, se pretende evaluar si se obtiene algunas diferencias -ventajosas y/o desfavorables- entre aeronaves de bajo peso al despegue -MTOW, del inglés *Maximum Take off Weight*- con monomotor y aeronaves MTOW con propulsión eléctrica distribuida.

En primer lugar, se introduce al lector en los acontecimientos que han precedido y que han despertado en el autor un interés en el tema en cuestión. Esto involucra tanto una descripción del modelo de sistema de aeronave con control remoto utilizado -RPAS, del inglés *Remotely Piloted Aircraft System*-, así como los conceptos que giran en torno a la idea de un sistema de propulsión distribuida.

Una vez esto, se describe las bases sobre las que descansa el marco teórico necesario para la comprensión completa del documento. A través de estas herramientas, se desarrolla la metodología seguida, indicando con claridad las simplificaciones y procedimientos tomados, llegándose finalmente a unos resultados que permiten afirmar unas conclusiones.

A continuación se procede a explicar con mayor claridad los objetivos principales y secundarios que se esperan obtener con este trabajo.

1.2. Objetivos

En el análisis de resultados -véase sección 6- se va a poder reflejar el cumplimiento de los objetivos. Estos se dividen en:

1.2.1. Objetivo principal

El objetivo principal, como ya se ha adelantado en 1.1, es poder obtener conclusiones acerca de las consecuencias que acarrea el diseñar una aeronave con una propulsión en la que la planta motriz se divide a lo largo de toda su envergadura. En el apartado 2.1.2 se pone de manifiesto algunas de las ventajas que ya han sido analizadas en vehículos de tamaño reducido, así como estudios varios realizados por otros autores.

Por lo tanto, se pretende ver el reflejo de ciertas mejoras en las actuaciones de una aeronave RPAS.

1.2.2. Objetivo secundario

Dado que es necesario una aeronave modelo para poder comparar las posibles diferencias, parte del trabajo se va a dedicar a obtener el diagrama de actuaciones de la aeronave ya diseñada por el grupo HERMES-UPV -véase la sección 2.2-.

A partir de esta aeronave, el objetivo es obtener su modelo de propulsión y modelo aerodinámico para poder conseguir conclusiones de las competencias adquiridas.

Estas tienen como objetivo poder hacer frente a la competición *UAS Challenge*, cuyo propósito se refleja en la sección 2.3.

Así pues, se pretende averiguar si es posible llevar a cabo algunos de los requisitos que impone la organización de la competición con éxito. Además, a través del objetivo primario, el grupo HERMES-UPV podría ver la posibilidad de implementar un sistema PED.

1.3. Estructura del trabajo

En este apartado se pretende definir cual va a ser la estructura que defina el trabajo completo. Este se puede dividir en tres documentos bien diferenciados:

Memoria

En la memoria se puede encontrar una serie de capítulos que describen la introducción, desarrollo y conclusión del proyecto.

El primer y segundo capítulo suponen una introducción tanto al documento como a la idea de la que se basa el objetivo principal, la propulsión distribuida.

El tercer y cuarto capítulo reflejan las herramientas y los conceptos utilizados por el autor para poder realizar el trabajo. Así, se permite poner en contexto todo los resultados que se obtienen posteriormente.

Finalmente, el quinto y sexto capítulo hacen referencia a la ejecución, resolución y conclusión de proyecto. Son por lo tanto unas de las partes más importantes de todo el trabajo.

Pliego de condiciones

En el pliego de condiciones se incluye la normativa referida a la seguridad y salud laboral. Además, se expone el impacto ecológico del proyecto.

Presupuesto

En esta parte se recoge el presupuesto del trabajo final de grado. Es decir, el coste económico que ha supuesto realizar la investigación del proyecto.

Apéndices

En esta parte se encuentran conceptos teóricos complementarios a los aportados por el marco teórico, sin los cuales puede seguirse a la perfección el trabajo académico realizado. Sin embargo, permiten ver de forma más específica el procedimiento y el material utilizado por el autor.

Planos

A lo largo del proyecto se realizan procedimientos que necesitan en todo momento de datos geométricos de la aeronave. Por ello, en esta parte se aportan los valores principales de estos datos, así como la geometría en tres plantas del vehículo.

Capítulo 2

Antecedentes

Es necesario realizar una breve explicación de la historia del tipo de aeronave utilizado como modelo en el presente trabajo. A su vez, se pretende dar a conocer el estado actual de la propulsión distribuida y cómo se ha visto influenciada a lo largo de los años.

Finalmente, es presentada la aeronave modelo del trabajo HERMES-UPV, junto con la competición que ha causado la creación de dicho RPA. En este apartado, se definen los criterios a tener en cuenta a la hora de obtener conclusiones referentes al objetivo secundario.

2.1. Estado del arte

2.1.1. Historia de los RPA y UAV

Una aeronave RPA puede ser considerada a su vez como un UAV -del inglés, *Unmanned aerial vehicle*-. Es decir, un RPA debe de ser definido necesariamente como un vehículo aéreo no tripulado.

El primer UAV datado en la historia fue fabricado en 1849, por parte del ejército austríaco con el fin de bombardear la ciudad de Venecia. La aeronave consistía en un globo aerostático con capacidad para sujetar una bomba de máximo 14 kg. Fueron lanzadas aproximadamente 200 UAVs y solo uno consiguió cumplir su objetivo (Wikipedia (2020c)).

Años mas tarde, a principio de 1900, comenzaron a ser utilizados como objetivos para entrenamiento militar. Así pues, en la Primera Guerra Mundial, se desarrolló un UAV capaz de explotar en un momento pre-determinado por la compañía *Dayton-Wright Airplane*.

Sin embargo, aunque fueran aeronaves no tripuladas, no eran pilotadas de forma remota. Fue en 1935 cuando se construyó el primer vehículo pilotado remotamente por la estrella de cine y amante de las aeronaves Reginald Denny, conocido con el nombre de *Radioplane OQ-2*.

Posteriormente, a partir de 1980, los UAV pasaron a ser cada vez más accesibles y menos costosos debido a su alta utilización por otros gobiernos como el de Israel, también con propósitos militares.

Aunque hasta este momento los UAV y RPA han tenido únicamente aplicación militar, actualmente se han desarrollado ideas para su utilización en envíos de paquetes -por parte de la compañía *Amazon*- o para rodar grabaciones de películas (O'Donnell (2019)).

2.1.2. Propulsión distribuida

Desde comienzos de la aviación, las aeronaves se han visto modificadas tanto en el ámbito estructural como en el ámbito propulsivo. Es este último el que ha propiciado la creación de motores turboreactor, turboejes y turbofan. No obstante, cabe la posibilidad de poder realizar avances tecnológicos en el sistema propulsivo y no necesariamente modificando la fuente de empuje.

La propulsión distribuida -en inglés *Distributed Propulsion*, DP- puede ser realmente definida como la instalación de más de un motor en una aeronave a lo largo de su envergadura alar. Sin embargo, pueden haber configuraciones los cuales no proporcionan ningún tipo de ventaja (Kim y cols. (2016)).

Por otro lado, según es definido en Kim (2010), la propulsión distribuida puede clasificarse en:

- a) Vehículos con escape de motor por el borde de salida del ala.
- b) Aeronaves con el propulsor integrado en el ala.
- c) Aviones basados en múltiples fuentes de empuje distribuidos en la envergadura alar.

En este proyecto, se aplica la DP del tercer caso -véase la sección 5.1-.

Fue en 1924 cuando Manzel propone la utilización de unidades múltiples de potencia en dirigibles para poder ascender evitando pistas de despegue especiales. Posteriormente, Altieri realiza algo similar, aumentando los motores en las aeronaves. No obstante, no se observa ninguna otra aplicación más que para aumentar el empuje en el vehículo y la seguridad en el aterrizaje (S.Gohardani y cols. (2010)).

A partir de 1954, Griffith reemplazó las hélices por turbinas de gas. Es a partir de este momento cuando se ve la propulsión distribuida como un modo de reducir la distancia de despegue y el consumo de combustible. La NASA -del inglés, *National Aeronautics and Space Administration*- comienza en 1998 a mostrar interés mediante el estudio de interacción e integración de la propulsión en la estructura del avión (F.Yaros y cols. (1998)).



Figura 2.1: Concepto N3-X con propulsión distribuida (Felder y cols. (2009))

A consecuencia de esto, surgen numerosos desarrollos de aeronaves con diferentes geometrías peculiares.

Un ejemplo claro es el desarrollo de aviones con fuselaje integrado junto a propulsión distribuida y succión de la capa límite -véase figura 2.1-.

Con el fin de obtener una solución afín con el medio ambiente, no solo por la anulación de emisión de cualquier producto contaminante, sino también por la reducción de ruido, se empieza a utilizar motores eléctricos en la propulsión distribuida.

Esta fuente de energía tiene la capacidad de poder ser almacenada en numerosas formas -baterías, capacitores, etc-, además de que las hélices -también pueden ser utilizados *fans*- no tienen porqué compartir una transmisión mecánica (Kim y cols. (2016)).

Actualmente, la densidad de las baterías para la aplicación sobre aeronaves de gran tamaño pueden acarrear un gran peso, y por lo tanto, costes añadidos. Aunque existan investigaciones y desarrollos para fomentar motores eléctricos como el realizado por la NASA y Rolls Royce (Wikipedia (2020a)), la aviación comercial eléctrica a gran escala sigue pareciendo un objetivo a medio-largo plazo.



Figura 2.2: Aeronave X-57 Maxwell. Ejemplo de PED en aviones de tamaño reducidos (Wikipedia (2020b))

No obstante, la PED está siendo altamente recomendada en aviones de bajo peso -véase figura 2.2- con el propósito de aumentar la eficiencia y conseguir un interacción estructura-motor que permita mejoras las

condiciones operativas de las aeronaves. Diversos estudios como Vecchia y cols. (2017), afirman que, configuraciones con propulsión distribuida junto con la localización de motores en punta de ala favorecen a reducir la resistencia inducida así como aumentar el coeficiente de sustentación máxima.

Estos resultados se corresponden con otros como Baris (2017) en el que establece una reducción de la resistencia inducida debido a los motores eléctricos en las puntas del ala. No obstante, parece concluir que la PED favorece al aumento de peso.

Todo los resultados anteriormente nombrados puede acarrear diversas modificaciones de diseño en la aeronave con el fin de mejorar aspectos como el peso, costes, etc. Las variaciones suelen provenir principalmente del ala principal, optimizando el perfil o incluso el área alar.

2.2. HERMES UPV

El diseño de aeronave base que va a ser analizado, como ya se ha comentado, es el prototipo realizado por el grupo de generación espontánea, HERMES UPV.

HERMES UPV es un proyecto que comenzó en el 2018 con el fin de diseñar, fabricar y operar un UAV para ser presentado en la competición UAS Challenge. El objetivo principal es que la aeronave realice un vuelo autónomo, el cual ha sido programado atendiendo a la misión del vehículo, pudiéndose realizar también control desde tierra.

Así pues, según sus diseñadores, esta aeronave operará con un MTOW de entre 7 y 10 kg. No obstante, en el presente trabajo también se expone un breve cálculo de su envolvente de vuelo y diagrama de actuaciones con una MTOW de 13 kg, con el fin de poder ver si fuera posible operar el UAV en alguna otra situación más exigente. El equipo está formado por 50 estudiantes de la *Universitat Politècnica de València*, involucrando las ramas de Ingeniería Aeroespacial, Mecánica, Desarrollo de Productos,

Diseño Industrial y Bellas Artes. Todos sus miembros se estructuran en diferentes subgrupos, siendo estos:

- *Computer-aided design* (CAD)
- Fabricación
- Estructuras
- Aviónica
- Aerodinámica
- Imagen y coordinación

Tras todo el trabajo necesario de diseño, análisis y fabricación se obtiene el siguiente resultado,



Figura 2.3: Diseño final del vehículo HERMES UPV. Geometría base para el estudio de las actuaciones

2.3. Competición UAS Challenge

La aeronave de la figura 2.3 será presentada en la competición *UAS Challenge*. Los requerimientos de diseño de este proyecto suponen una base para la realización del trabajo académico presente ya que, con el fin de poder llevar una comparación de las posibles diferencias entre una configuración con propulsión distribuida y una configuración estándar, es necesario realizar una serie de cálculos en unas determinadas condiciones de vuelo impuestas. Así pues, con objetivo de poder cumplir unos de los

objetivos de este proyecto, es crucial poder afirmar que HERMES-UPV volará cumpliendo todos los requerimientos.

El reglamento *UAS Challege*, definido por la *Institution of Mechanical Engineers* de Londres, establece la necesidad de que el máximo MTOW sea 10 kg, variando dicho peso dependiendo de la carga de pago portada en cada momento.

Por otro lado, los requerimientos de operación son los relevantes para poder confirmar su capacidad de actuación, siendo los principales para el proyecto los siguientes:

Despegue y aterrizaje

El vehículo debe de ser capaz de despegar y aterrizar en un área de 30x30 m. Esto supone uno de los criterios que permitan ver, una vez realizado los cálculos pertinentes, si es capaz la aeronave de cumplir dicho objetivo según sus posibles configuraciones. Posteriormente, se pretende observar si se encuentra alguna mejora en un despegue con propulsión distribuida, con las salvedades expuestas en el apartado 5.1.2.

Ascenso y planeo

Este supone un examen de la eficiencia en vuelo. El ascenso, sin ninguna especificación de la pendiente requerida, debe de ascender hasta una altitud de 120 m. A partir de aquí, tras un vuelo rectilínea y nivelado, se procede, sin motor alguno, a realizar un planeo hasta su aterrizaje. La puntuación obtenida en este apartado es proporcional al ratio x/y , siendo x la distancia recorrida horizontalmente durante el planeo e y la altitud desde la que comienza a realizar el planeo.

Crucero

Se debe de realizar un crucero de mínimo 6 m de altitud y máximo 120 m. Sin embargo, es necesario ir volando a una altitud de 15 m cuando

se lleve a cabo el desprendimiento de la carga de pago. Por ello, se analizará, tras la obtención de los resultados, si es posible conseguir tal propósito. Además, es posible obtener una puntuación máxima si se consigue realizar un vuelo estable a una velocidad máxima de 31 m/s, siendo este también un requerimiento a tener en cuenta.

Capítulo 3

Herramientas de cálculo

Previamente a la obtención de los resultados, es importante dejar claro las herramientas de cálculo utilizadas en el procedimiento con el fin de poner en contexto al lector sobre los medios que permiten llegar a unas conclusiones. La elección de estas herramientas permiten realizar críticas sobre los resultados obtenidos, ya que no solamente es necesario un buen uso de estos programas matemáticos, sino también saber de antemano si aun procediendo como es debido, se conseguirá un precisión inadecuada.

3.1. MATLAB

MATLAB -abreviatura de **MA**Trix **LAB**oratory- es un programa matemático-numérico construido mediante un lenguaje de programación propio llamado *lenguaje M* (Wikipedia (2020e)) lanzado por primera vez en 1984 . Actualmente es un software altamente utilizado en las universidades y centros de investigación, siendo en este caso de no libre acceso. No fue creado como programa para la realización de tareas generales, esto es debido a que fue diseñado sobre todo para cálculos matemáticos basado en operaciones matriciales -de ahí su nombre-. Sin embargo, no quiere decir que *MATLAB* no pueda realizar tareas de otro carácter, aunque no fue creado con ese propósito.

Aunque *MATLAB* tenga un gran número de opciones de cálculo sobre todo en campos como ecuaciones diferenciales parciales EDP, optimización y sistema de control mediante *Simulink* (Bober (2013)), en el presente trabajo es utilizado para resolución de sistema de ecuaciones no lineales, integrales y representación de resultados. Por lo tanto, se realizan las operaciones relacionadas con el modelo matemático-físico del vuelo de una aeronave, así como algoritmos para la obtención del modelo de empuje de la planta propulsora. También cabe comentar la utilización de ayudas como *Aerospace toolbox* para la obtención del modelo *International Standard Atmosphere* ISA.

3.2. XFLR5

XFLR5 ha sido diseñado con el propósito de crear una interface más amigable para el software *XFoil* (Vienne (2011)) en 2007, siendo este último un programa de diseño y análisis de perfiles aeronáuticos subsónicos. Sin embargo, incorpora el cálculo aerodinámico de alas, a través de la incorporación del método *Vortex Lattice Method* VLM.

Cabe mencionar que el programa no es un producto para profesionales, sino más bien para aficionados al aeromodelismo. No obstante, debido a esto, *XFLR5* ha sido comparado con otras herramientas de mayor precisión obteniendo unos resultados bastante aceptables, teniendo en cuenta el bajo coste computacional que acarrea en comparación con otros. Además se debe de tener en cuenta el hecho de que es un programa gratuito.

El software va a ser utilizado como herramienta para el cálculo de coeficientes aerodinámicos en dos y tres dimensiones, para poder así modelar la mecánica de vuelo del avión. Posterior a esto, se podrán obtener las actuaciones. Se debe de tener en cuenta una serie de limitaciones de esta herramienta de cálculo, ya que ha sido diseñada para la aerodinámica de planeadores y no tiene en cuenta efectos de la estela provocada por sistemas propulsores a su alrededor.

3.3. STAR CCM+ Siemens

STAR CCM+ es una herramienta de cálculo CFD -del inglés *Computational Fluid Dynamics*- creada por la empresa CD-adapco en 2004. Se consigue así la modelización de problemas físicos sobre flujo de fluidos (Wikipedia (2019b)). Por lo tanto, mediante los fundamentos de la mecánica de fluidos, se obtiene información de cualquier variable que caracterice al fluido.

Realmente, CD-adapco lanzó primero el programa *STAR CD*, el cual obtuvo un gran éxito ya que fue la herramienta de cálculo del equipo ganador de la Formula 1 en 2005. No obstante, un año anterior, se remodeló los algoritmos CFD, permitiendo el cambio de nombre a como se conoce hoy en día (Wikipedia (2019b)).

Como se ha comentado anteriormente, *XFLR5* tiene la limitación de no poder modelizar el empuje generado por una planta propulsora. Por lo tanto, se ha visto necesario la utilización de esta herramienta, que aunque tenga un mayor coste computacional, permite obtener resultados mucho más precisos. El modo de uso, y sus fundamentos teóricos se ven en apartados posteriores.

Capítulo 4

Marco teórico

4.1. Introducción

Con el fin de poder poner en contexto al lector durante el desarrollo de la metodología seguida, así como implicarle en el entendimiento de las conclusiones a las que se llegan, es necesario la explicación de algunos conceptos teóricos básicos. Se pretende por lo tanto, conocer el modo de obtención de un modelo de empuje para la aeronave utilizada, siguiendo con los conceptos que permiten conocer sus características operacionales. Es decir, se explica en esta parte cómo se puede generar su envolvente de vuelo y sus actuaciones en vuelo. Finalmente, debido a que se trata la propulsión distribuida, conviene estar familiarizados con algunos conceptos de la interacción hélice-ala.

4.2. Teoría de cantidad de movimiento y elemento de pala

4.2.1. Teoría de cantidad de movimiento

A la hora de poder llevar a cabo una estimación del comportamiento del flujo a la salida de una hélice, se toma como primera aproximación la teoría de cantidad de movimiento. Se intuye que, debido a su nombre, se debe partir de las ecuaciones de cantidad de movimiento, así como ecuaciones de energía y conservación de la masa.

Estas expresiones se aplican sobre un volumen de control definido - véase figura 4.1-, y a través de una serie de simplificaciones se llegará a expresiones más sencillas para su manejo. En primer lugar, se asume flujo cuasi-estacionario, incompresible y unidimensional -no hay velocidad azimutal ni radial-. Además, en las ecuaciones aparecen términos viscosos que podrán ser despreciados teniendo en cuenta que se trabaja con números de Reynolds Re altos.

A continuación, es necesario modelar el rotor como una superficie discontinua S , provocando un necesario salto de presiones en el punto 1.

Por otro lado, se establece que las presiones aguas arriba y aguas abajo del volumen de control, p_0 y p_2 , son equivalentes a la presión atmosférica. Es necesario que el disco actuador en S -superficie de discontinuidad- genere un cierto empuje, por ello, se toma como única fuerza que actúa sobre el fluido la fuerza T . Con el fin de poder obtener tracción, es imperativo inducir una velocidad v_i a la velocidad v_z aguas arriba del volumen de control -velocidad de vuelo-. v_2 es en este caso, la velocidad inducida en el plano 2.

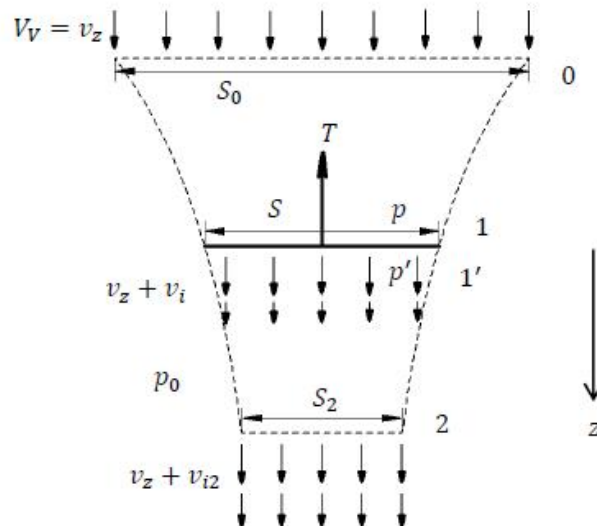


Figura 4.1: Volumen de control tomado para la teoría de cantidad de movimiento (Wikipedia (2020f))

Una vez esto, se realiza el tratamiento pertinente sobre las ecuaciones de cantidad de movimiento, conservación de masa y energía. Todo el desarrollo matemático se puede encontrar detallado en Álvaro Cueva Tejero y cols. (2009). Así pues, se llega a la conclusión de que el empuje generado por el disco actuador es función de la velocidad inducida aguas abajo del volumen de control -ecuación 4.1-, pudiéndose expresar en relación a la superficie del disco.

$$T = \dot{m}v_{i2} = \rho S(v_z + v_i) \quad (4.1)$$

Como la potencia consumida por el motor se emplea para el aumento de la energía cinética del fluido, la potencia inducida por la superficie de discontinuidad debe de ser proporcional al empuje T , tal y como se muestra en la ecuación 4.2.

$$P_i = T(v_z + v_i) \quad (4.2)$$

Como siempre, es más aconsejable trabajar con términos adimensionales con el fin de poder generalizar el problema.

Para ello, se divide cada ecuación por un término unitario, el cual depende de la velocidad característica ΩR , siendo esta la velocidad en punta de pala de la hélice. Sus nuevas expresiones son las mostradas en la ecuación 4.5 y 4.4.

$$C_T = \frac{T}{\rho S(\Omega R)^2} \quad (4.3)$$

$$C_P = \frac{P}{\rho S(\Omega R)^3} \quad (4.4)$$

4.2.2. Teoría del elemento de pala

La teoría del elemento de pala TEP supone la modelización del comportamiento aerodinámico del rotor.

Hasta ahora, en el caso del apartado 4.2.1, el rotor ha sido descrito como una superficie S cuya naturaleza inducía una velocidad v_i , consiguiendo así la creación de una determinada tracción T . En este caso, TEP es capaz de tener en cuenta aspectos geométricos de la pala, siendo estos; torsión geométrica, tipo de perfil aerodinámico, cuerda del perfil y número de palas. En realidad, es la principal diferencia respecto a la teoría de cantidad de movimiento, ya que en esta última se trataban solamente aspectos globales del problema -tracción, potencia inducida, etc-.

Así pues, el procedimiento consiste en la división de la pala del rotor en una serie de perfiles aerodinámicos, realizando un tratamiento puramente bidimensional y axisimétrico. Esta axisimetría hace referencia a la independencia del comportamiento de la pala respecto al ángulo azimutal. El hecho de realizar una división de la envergadura en perfiles permite conocer las cargas aerodinámicas en cada sección. Debido a esta discretización, los efectos de la velocidad inducida v_i en el rotor se traducen solamente en una modificación del ángulo de ataque a través de la velocidad U_P definida en la figura 4.2.

Esta velocidad U_P no es más que la suma de la velocidad de vuelo de la aeronave v_z y la velocidad inducida v_i . Por otro lado, la velocidad U_T es la velocidad en cada una de las secciones del perfil debido a la rotación de la pala, por lo tanto se representa como Ωr , siendo r la posición donde se encuentra cada sección a lo largo del eje de la pala. El ángulo de ataque no sería más que la aportación de la velocidad U_P y el ángulo de torsión geométrica del perfil en esa sección θ . La ecuación representa el valor final del ángulo de ataque teniendo en cuenta que la velocidad en cada sección Ωr es mucho mayor que la velocidad U_P .

$$\alpha = \theta + \phi = \theta - \arctan \frac{v_z + v_i}{\Omega r} = \theta - \frac{v_z + v_i}{\Omega r} \quad (4.5)$$

A través de este parámetro ya se puede conocer, mediante un tratamiento matemático extenso mostrado con detenimiento en Álvaro Cueva Tejero y cols. (2009), las fuerzas sufridas en cada sección de la pala.

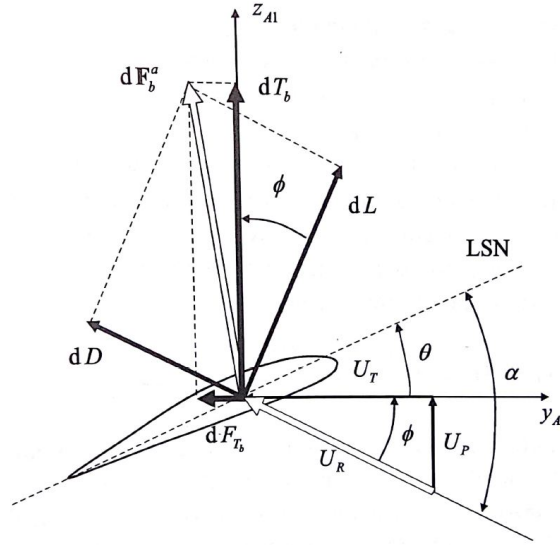


Figura 4.2: Esquema de velocidades y fuerzas experimentadas por un perfil aerodinámico de la pala (Álvaro Cuerva Tejero y cols. (2009)).

Finalmente se llega a la conclusión de que -trabajándose con términos diferenciales ya que se opera con perfiles discretizados de la pala- el coeficiente dC_T -véase ecuación 4.6- es dependiente de un parámetro conocido como solidez local $\sigma = wc/(\pi R)$, de la pendiente de la curva de sustentación del perfil a y del ángulo de ataque en cada sección, cuya posición es $x = r/R$.

$$dC_T = \frac{\sigma a}{2} \left(\theta - \frac{1}{x} \frac{v_z + v_i}{\Omega R} \right) x^2 dx \quad (4.6)$$

Por otro lado, se llega también a una de las diferencias más importantes que existe entre la teoría de cantidad de movimiento y la teoría del elemento de pala, y es que en este último caso a la potencia generada por las palas se le debe incluir un término de potencia parásita provocado por la resistencia generada en cada perfil c_d . Hasta el momento, el coeficiente C_P de la ecuación 4.2 solo refleja la potencia inducida por el rotor. A partir de ahora, y gracias al tratamiento geométrico de la pala, el coeficiente dC_P se divide en un término parásito dC_{P0} y un término inducido dC_{Pi} -ecuación 4.7-.

$$dC_P = dC_{P0} + dC_{Pi} = \frac{\sigma a v_z + v_i}{2} \frac{v_i}{\Omega R} (\theta + \phi) x^2 dx + \frac{\sigma c_d}{2} x^3 dx \quad (4.7)$$

Una vez definido los nuevos coeficientes, su tratamiento sería la integración completa de estos a lo largo de la envergadura adimensional x . Para ello se debe de conocer $\theta(x)$, $\phi(x)$, $c_l(x)$, $c_d(x)$, $\sigma(x)$, $\alpha(x)$ y $v_i/(\Omega R)(x)$. De todos estos parámetros, solo es desconocido el término de velocidad inducida, el cual va a poder ser hallado mediante la combinación de la teoría de cantidad de movimiento y la del elemento de pala.

4.2.3. Combinación de las teorías

Como se ha podido ver, teoría de cantidad de movimiento aportaba limitaciones como la incapacidad de tener en cuenta las características geométricas de la hélice. Por otro lado, la teoría del elemento de pala resolvía estos aspectos añadiendo una nueva complicación, siendo esta la incapacidad de obtener la distribución de velocidades inducidas a lo largo de la envergadura. Por ello, en 1946, Gustafson y Gessow formularon la teoría de combinación de la cantidad de movimiento con la teoría del elemento de pala (Álvaro Cuerva Tejero y cols. (2009)).

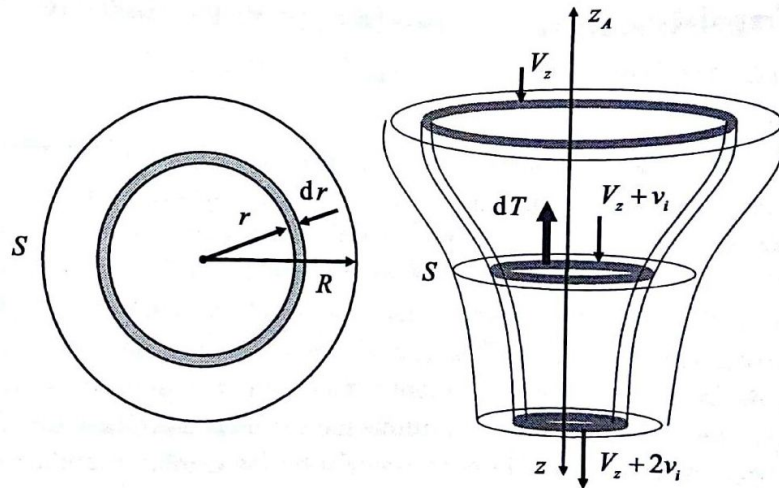


Figura 4.3: Volumen de control definido para la combinación de la teoría de cantidad de movimiento y elemento de pala (Álvaro Cuerva Tejero y cols. (2009)).

Esta consiste en tener en cuenta las hipótesis iniciales de la teoría de cantidad de movimiento pero aplicadas esta vez a un volumen de control de espesor diferencial dr -véase figura 4.3- . Por lo tanto, se sigue considerando un flujo bidimensional, en el que no existe interacción entre las líneas de corriente que se contienen dentro del diferencial dr .

Este volumen de control define un gasto másico diferencial $d\dot{m}$ siguiente,

$$d\dot{m} = 2\pi\rho r(v_z + v_i)dr \quad (4.8)$$

Si se atiende a la expresión 4.1, esta representaba un relación entre el empuje y el gasto que mantiene el volumen de control en una determinada superficie. Es por ello por lo que, si se deja esta ecuación en función de la velocidad inducida v_i -la incógnita-, se consigue llegar a una expresión de la tracción -ecuación 4.9- del disco actuador en forma diferencial.

$$dT = 4\pi\rho r v_i(v_z + v_i)dr \quad (4.9)$$

A partir de aquí se aplica la teoría del elemento de pala. Esto consiste en equivaler la tracción anteriormente hallada con la tracción que aporta el rotor a través de la teoría del elemento de pala. Se recuerda que se ha hallado esta tracción en su forma adimensional a través del término C_T de la expresión 4.6. Así pues, mediante la igualación de ambos términos se llega a la expresión 4.10.

$$dT = 4\pi\rho r v_i(v_z + v_i)dr = \frac{b}{2}\rho(\Omega r)^2 a(\theta - \frac{v_z + v_i}{\Omega r})cdr \quad (4.10)$$

Tal y como se ha mencionado en 4.2.2, se conocen todas las distribuciones geométricas del rotor definidas previamente por el diseñador de la hélice. Por lo tanto, dado que todos los términos de la ecuación 4.10 son conocidos exceptuando v_i , se consigue despejar dicha variable resultando en la ecuación 4.11.

$$\lambda_i = \frac{v_i}{\Omega R} = \frac{1}{2} \left[- \left(\frac{v_z}{\Omega R} + \frac{a\sigma}{8} \right) + \sqrt{\left(\frac{v_z}{\Omega R} \right)^2 + \frac{a\sigma}{2} \left(x\theta - \frac{v_z}{\Omega R} \right)} \right] \quad (4.11)$$

Este término es conocido a partir de ahora como λ_i . Tiene gran relevancia respecto a la obtención del empuje y la potencia generada por la hélice, por lo tanto, con el fin de recrear en mayor medida la realidad, en el apartado 5.2.2 se plantea un modelo de pérdidas en punta de pala. Estas no se han tenido en cuenta hasta el momento debido al tratamiento bidimensional del problema.

4.3. Envolvente de vuelo

Una de las gráficas más representativas en el diseño aeronáutico es la envolvente de vuelo. En esta sección se presente introducir al lector a uno de los estudios básicos que se debe de realizar a una aeronave cuando se desea conocer de ella su rango de actuación.

Una envolvente de vuelo puede ser definida como la fijación de los límites de actuación de una aeronave. Esto es, límites de velocidad, factor de carga e incluso altitud (Wikipedia (2019a)). Debido al número de variables en el que se puede representar dichos límites, existen diferentes representaciones, explicándose solamente en este trabajo la envolvente de vuelo conocida como *doghouse plot*.

Esta consiste en mostrar los límites de velocidad a cada altitud de vuelo. Por lo tanto, como se demuestra posteriormente, el problema consiste en la obtención de una ecuación de segundo grado donde debe de existir dos posibles soluciones de la velocidad v dependiente del parámetro altitud z . La razón por la que se opta por este tipo de envolvente -dejando de lado los límites en función del factor de carga- es debido a la necesidad de conocer si la aeronave HERMES-UPV es capaz de poder ejecutar su misión entre la altitud mínima y máxima establecida por el reglamento ya nombrado en la sección 2.3, además de ser capaz de poder volar a cierta velocidad a dicha altitud.

Dicho esto, es importante conocer como se puede llegar a la obtención de los límites de velocidad en función de la altitud. Para ello hay que tener en cuenta ciertas condiciones que permiten simplificar el problema para conocer de manera sencilla y rápida una aproximación de la envolvente. En primer lugar, lo que se pretende mostrar es la envolvente de vuelo en condiciones de crucero -momento de la ejecución de la misión establecida por el *UAS Challenge*-, por lo que se asume un vuelo horizontal nivelado -pendiente de la trayectoria nula- en el que la sustentación L generada por la aeronave se equilibra con el peso W de esta. Por supuesto, se trabaja sobre el plano de simetría vertical de la aeronave en todo momento.

Una vez esto, la definición del dominio de $v = f(z)$ viene dada por limitaciones propulsivas y por limitaciones aerodinámicas. Respecto a estas primeras, se debe de fijar un equilibrio de fuerzas en el eje longitudinal de la aeronave. Es decir, el empuje máximo que posee la aeronave debe de ser equilibrado en todo momento por la resistencia que es generada.

Aunque el empuje del HERMES-UPV es generado por un motor eléctrico, con el fin de mostrar de manera más sencilla la ecuación que se mencionó anteriormente, se aplica un modelo de empuje independiente de la velocidad -esto es, modelos de empuje como los definidos por *David G. Hull* en Hull (2007)-. Por supuesto, el empuje generado por un motor eléctrico unido a una hélice depende de su velocidad sin embargo de este modo el desarrollo matemático es más sencillo.

Así pues, el empuje debe de ser equivalente a la resistencia generada por la aeronave 4.12. Se asume una polar parabólica de coeficientes constantes no compensada en el siguiente procedimiento.

$$T(z, \delta_P = 1) = \frac{1}{2}\rho(z)S_W v^2 C_{D_0} + \frac{2KW^2}{\rho(z)S_W v^2} \quad (4.12)$$

Como se puede ver, ya ha sido sustituido la equivalencia del coeficiente de sustentación C_L respecto a la sustentación L , que en este caso es igual a W . También es importante destacar el término δ_P , el cual es la palanca de gases de la aeronave -de máximo valor la unidad- representando que el empuje tomado es el máximo posible -de ahí las limitaciones propulsivas-. En el caso del HERMES-UPV, no se tiene una palanca de gases pero sí se tiene una potencia máxima que el motor es capaz de inducir en el giro de la hélice.

Despejando de la ecuación 4.12 el término de la velocidad v se llega a la conclusión siguiente -véase 4.13-.

$$v_{1,2} = \sqrt{\frac{T(z, \delta_P) \pm \sqrt{T^2(z, \delta_P) - 4KC_{D_0}W^2}}{\rho(z)S_W C_{D_0}}} \quad (4.13)$$

Siempre y cuando el avión se mantenga a cada altitud en una velocidad entre los límites de la ecuación 4.13 el empuje es capaz de igualar la resistencia y por lo tanto, realizar el vuelo.

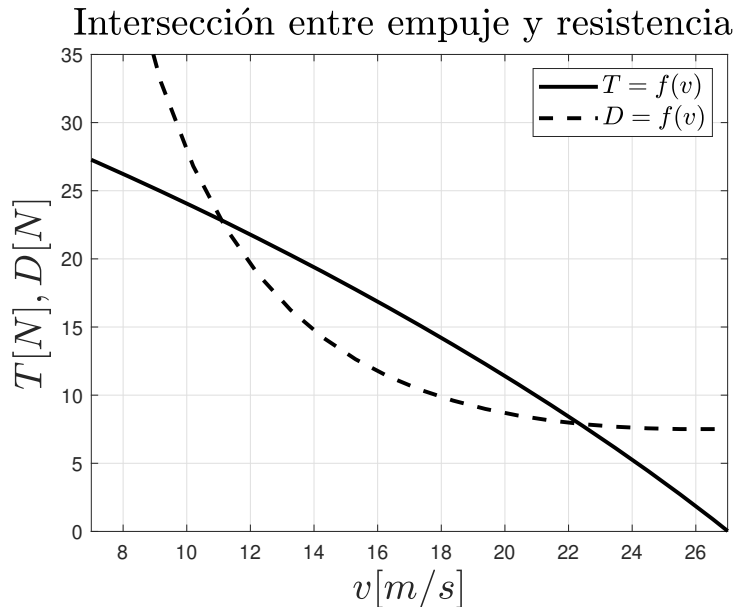


Figura 4.4: Obtención del intervalo de velocidades por limitaciones propulsivas a nivel del mar con un de $MTOW = 13$ kg

En el caso de no tener una ecuación analítica $T(z, V)$ para realizar un desarrollo matemático como el anterior, se puede tomar estas velocidades límites como la intersección de los resultados $D(z, V)$ y $T(z, V)$. Aunque se expondrá el resultado de la envolvente de vuelo más adelante, a modo de ejemplo de este procedimiento gráfico -figura 4.4-, se muestra los límites de velocidad hallados a nivel del mar con un máximo peso al despegue de 13 kg.

Por otro lado, existe las limitaciones aerodinámicas, siendo estas las velocidades de entrada en pérdida v_{stall} de la aeronave a cada altitud. Volar a velocidades menores a estas implica una entrada en pérdida de la aeronave por exceso de ángulo de ataque α . La expresión que muestra los valores límites es la ecuación 4.14.

$$W = \frac{1}{2}\rho(z)S_W v_{stall}^2 C_{Lmax} \quad v_{stall} = \sqrt{\frac{2W}{\rho(z)S_W C_{Lmax}}} \quad (4.14)$$

Las velocidades de entrada en pérdida supone volar a velocidad mayores a las establecidas a bajo régimen por las limitaciones propulsivas.

4.4. Actuaciones

A parte de la envolvente de vuelo, otro de los gráficos representativos que suelen ser obtenidos a la hora de diseñar de forma conceptual una aeronave es el diagrama de actuaciones en vuelo. De hecho, esta es una parte de gran importancia para el cumplimiento del objetivo principal del trabajo, ya que, supone la herramienta de comparación entre el diseño de propulsión distribuida y el diseño final del HERMES-UPV.

Las actuaciones principales de una aeronave son: Despegue, ascenso, crucero y aterrizaje. Se expone a continuación cómo se pretende obtener estas subpartes y cómo se debe de analizar posteriormente el diagrama de actuaciones para poder comprender finalmente las conclusiones del proyecto.

4.4.1. Despegue

La primera actuación que se lleva a cabo en una aeronave es el despegue. Existen numerosos aspectos a tener en cuenta a la hora de simular esta parte con extrema precisión, como puede ser la velocidad de viento en todas sus direcciones, el estado de la pista de aterrizaje, etc. No obstante, se tienen en cuenta ciertas simplificaciones para poder obtener una aproximación no tan precisa de la realidad, aunque suficiente para un diseño conceptual preliminar. Se sigue un procedimiento semejante al establecido en Milenković-Babić y cols. (2019).

El despegue, al igual que las otras partes, debe de ser representado como una función $P_{TO}/W_{TO} = f(W_{TO}/S_W)$, donde P_{TO} es el término de potencia al despegue, W_{TO} es el peso al despegue y W_{TO}/S_W representa la carga alar de la aeronave al despegue. Este es el modo de proceder para una representación posterior del diagrama de actuaciones en función de estas variables.

Por lo tanto, el primer paso es obtener un modelo simplificado, en el que se realiza una equivalencia entre la energía cinética de la aeronave en el momento de la carrera de despegue respecto al trabajo realizado por la fuerza efectiva en la dirección del movimiento. Esto es, según la ecuación 4.15.

$$S_{TO}F_{eff} = \frac{V_{TO}^2 W_{TO}}{2g} \quad F_{eff} = T - [D + \mu(mg - L)] \quad (4.15)$$

Como se puede observar, la F_{eff} es el equilibrio de fuerzas entre la resistencia, el empuje y la normal a la superficie generada por el contacto con el tren de aterrizaje -representado con el término μ , el coeficiente de rozamiento-. Así pues, de la primera igualdad de la ecuación 4.15 se puede llegar a obtener una función $P_{TO}/W_{TO} = f(W_{TO}/S_W)$. No obstante, es necesario definir primero cual es el valor de la velocidad al despegue V_{TO} . Ya es sabido que si se realiza un vuelo con una velocidad menor a la v_{stall} el avión entra en pérdida, por ello, V_{TO} es definida como un valor ligeramente superior de esta v_{stall} para evitar un posible

accidente. En este caso, se asume que su valor es de $V_{TO} = 1.13v_{stall}$ (Tiscar (2019)). Finalmente, de la expresión de v_{stall} en función del C_{Lmax} y sustituyendo los términos en la ecuación 4.15, se consigue la expresión final del despegue -ecuación 4.16-.

$$\frac{T_{TO}}{W_{TO}} = \frac{0.32C_D W_{TO}}{C_{Lmax}} + \mu - \frac{0.32C_L W_{TO}\mu}{C_{Lmax}} + \frac{\frac{W_{TO}}{S_w}}{C_{Lmax}gS_{TO}\rho} \quad (4.16)$$

Esta, al estar en función de T_{TO}/W_{TO} , es necesario tener en cuenta el rendimiento propulsivo de la hélice η_{prop} para mantener una relación entre empuje y potencia. Según la ecuación 4.17,

$$T_{TO} = \frac{P_{TO}}{V_{carrera}}\eta_p \quad (4.17)$$

$V_{carrera}$ representa la velocidad de carrera en el despegue, debido a la dependencia del empuje con la velocidad y con el fin de suponer una velocidad constante durante este momento, se realiza una media de velocidades. Por lo tanto, $V_{carrera} = V_{TO}/2$.

4.4.2. Ascenso en segundo segmento

Este es el único tramo del vuelo en el que, según el reglamento de la *UAS Challenge*, no existe ningún tipo de restricción de como llevarlo a cabo. En este caso se presenta el desarrollo de obtención de la ecuación característica $P_{TO}/W_{TO} = f(W_{TO}/S_w)$ en función de un valor de pendiente genérica γ . El equilibrio de fuerzas durante el vuelo con un cierto ángulo de pendiente es el representado en las ecuaciones 4.18.

$$T_{asc} - D_{asc} - W_{asc} \sin \gamma = 0 \quad L_{asc} = W_{asc} \cos \gamma \quad (4.18)$$

Si se despeja el término W_{asc} en función de L_{asc} y es sustituido en la primera expresión, se obtiene finalmente una ecuación que permite conocer el empuje por unidad de peso en función de la carga alar -ecuación 4.19-.

$$\frac{T_{TO}}{W_{TO}} = \cos \gamma \left(\frac{1}{EA} + \tan \gamma \right) \quad P_{TO} = \frac{T_{TO}}{\eta_p} V_{TO} \quad (4.19)$$

Se debe tener en cuenta la suposición de que el empuje de ascenso T_{asc} es equivalente al empuje de despegue T_{TO} , al igual que ocurre con la potencia. Debido a que se lleva a cabo a una velocidad constante, la potencia P_{TO} se obtiene a través del rendimiento propulsivo a una velocidad V_{TO} -velocidad en el momento en el que la aeronave deja de tener contacto con la superficie-. Por otro lado, se debe definir el término EA de la ecuación 4.19, siendo este la eficiencia aerodinámica C_L/C_D .

4.4.3. Crucero

El siguiente tramo de vuelo después de la aproximación es el crucero. Como se ha podido explicar en la sección 4.3, esta fase se realiza mediante el equilibrio de fuerzas del peso con la sustentación, así como el empuje con la resistencia para el vuelo a velocidad constante. Es por ello por lo que, a través de las equivalencias $W = L$ y $T = D$, se realiza el siguiente procedimiento matemático -ecuación 4.20-,

$$\frac{T_{cr}}{W_{cr}} = \frac{D_{cr}}{W_{cr}} = \frac{C_{Dcr}}{C_{Lcr}} = \frac{C_{D_0} + \frac{(C_{Lcr} - C_{Lmin})^2}{\pi A Re}}{C_{Lcr}} \quad (4.20)$$

Como se puede observar, se ha utilizado una polar parabólica compensada para obtener un método general. Si a partir de aquí se deja el C_{Lcr} en función del peso W_{cr} a partir de la ya más que conocida expresión $W_{cr} = \frac{1}{2} \rho S_W V_{cr}^2 C_{Lcr}$, se puede llegar finalmente a la expresión en función de la carga alar W_{TO}/S_W , esta es la ecuación 4.21. Las variables de esta expresión son las correspondientes a la expresión 4.12 en crucero.

$$\frac{P_{TO}}{W_{TO}} = \frac{V_{cr}}{\eta_{prop}} \frac{P_{TO}}{P_{cr}} - \frac{C_{Lmin}}{\frac{1}{2} AR \pi e} + \frac{\frac{W_{TO}}{S_W}}{\frac{1}{2} \rho V_{cr}^2 \pi A Re} + \frac{0.5(C_{D_0} + \frac{C_{Lmin}^2}{AR e \pi}) S_W \rho V_{cr}}{\frac{W_{TO}}{S_W}} \quad (4.21)$$

En ella, debido a que las operaciones se han realizado en función de las variables en crucero, mediante multiplicaciones y divisiones se ha conseguido finalmente dejar una expresión en función de las variables en despegue -para eso se ha fijado que el peso en crucero es equivalente al peso en despegue, no existe pérdida de peso alguno-, siendo esto fundamental para una representación conjunta en el diagrama de actuaciones. Como se puede ver, existen ciertos parámetros como el AR , siendo este el *aspect ratio* de la aeronave $AR = b^2/S_W$, donde b es la envergadura alar. Por otro lado, otro parámetro de relevancia es el *factor de Oswald* e , cuyo valor máximo posible es la unidad.

4.4.4. Aterrizaje

La última fase tras el crucero es el aterrizaje. Por supuesto, después del vuelo en crucero se debe de realizar una aproximación, pero se da por hecho que la aeronave es capaz de llevar a cabo esta maniobra una vez se ha podido realizar el tramo de ascenso y crucero -debido a su menor requisito de potencia, incluso nula si se realiza un planeo-. Pues bien, en esta parte, se pretende establecer la ecuación característica de la fase de aterrizaje, cuyo modo de obtención es similar a la fase de despegue Milenković-Babić y cols. (2019).

Esta vez, la velocidad de aterrizaje V_{land} , con el fin de ser superior a la velocidad de entrada en pérdida v_{stall} se define como $V_{land} = 1.23v_{stall}$ según la *CS 25.125* de la EASA -en inglés, *European Union Aviation Safety Agency*- (Agency (2003)). Aunque esta regulación se aplica a aeronaves de gran tamaño, solamente se toma este valor con el fin de seguir un criterio. Se sigue el mismo modelo que en el caso del despegue, siendo esta vez la energía cinética de la aeronave equivalente a la energía de frenado durante una distancia S_{land} . Así pues, las expresiones que gobiernan este tramo son las mostradas en la ecuación 4.22.

$$S_{land}F_{eff_{land}} = \frac{V_{land}^2 W_{TO}}{2g} \quad F_{eff} = -[D + \mu_{freno}(mg - L)] \quad (4.22)$$

Se debe puntualizar que la distancia S_{land} es la distancia recorrida desde el momento en el que la aeronave contacta con la superficie y finalmente se detiene. No se tiene en cuenta otras distancias como la de aproximación o la de *flare*. Además, se supone que el peso W_{TO} es igual al peso de aterrizaje -no existe pérdida de combustible al ser un motor eléctrico- y que la $V_{carrera_{land}}$ es de igual modo la media de la velocidad durante la carrera de aterrizaje $V_{land}/2$ -por la consideración de aterrizaje a velocidad constante-.

Finalmente, tras la sustitución de la nueva fuerza equivalente $F_{eff_{land}}$ en la expresión de equivalencia de energías 4.22, se consigue la ecuación característica 4.23.

$$\frac{W_{TO}}{S_W} = 1.65 \times 10^{-5} g S_{land} (15129 C_{D_{land}} - 15129 C_{L_{land}} \mu_{freno} + 40000 C_{L_{max}} \mu_{freno}) \rho \quad (4.23)$$

μ_{freno} representa el coeficiente de frenado al contacto con la superficie.

4.4.5. Diagrama de actuaciones y punto de diseño

Una vez explicadas como se obtienen las ecuaciones características de todas las fases de vuelo, se pretende en este apartado ver cual es el aspecto típico del diagrama de actuaciones, así como analizar como varía éste en función de ciertos parámetros de diseño. Además, se define el concepto de *punto de diseño* y qué implica su posición en el diagrama de actuaciones.

En un diagrama de este tipo, existe una zona admisible y una zona no permitida según establece la figura 4.5. Ambas zonas representan posibles posiciones en el que se pueda situar el punto de diseño. Siempre y cuando éste se sitúe en la zona admisible, la aeronave es capaz de poder realizar todas y cada una de las fases de vuelo analizadas. Sin embargo, por otro lado, si se sitúa en la zona no admisible no es capaz de realizar ninguna.

Es a partir de este concepto cuando el punto de diseño, dependiendo de su lugar en el diagrama, permite visualizar de forma instantánea si una aeronave es capaz de realizar las maniobras básicas, y además, permite ver los resultados tras una posible variación de los parámetros de diseño.

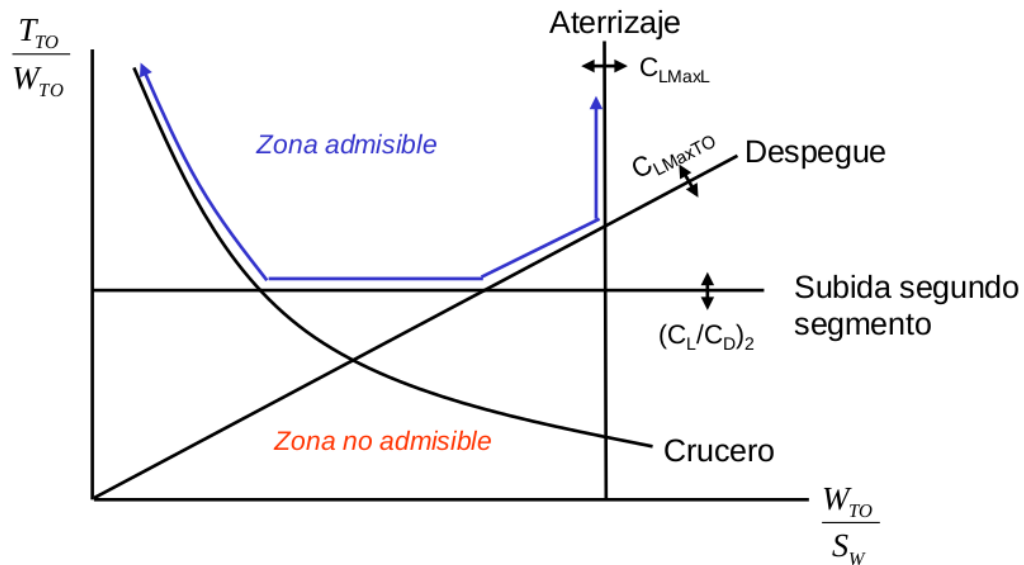


Figura 4.5: Diagrama de actuaciones de una aeronave Tiscar (2019)

La figura permite también ver modificaciones del diagrama a partir de variaciones de las variables $C_{Lmax,TO}$, $C_{Lmax,land}$ o CL/CD_{asc} . A la hora de realizar el análisis de los resultados, se tiene en cuenta con qué ángulo de deflexión de los flaps se puede llegar a conseguir un $C_{Lmax,TO}$ lo suficientemente alto como para permitir que la aeronave consiga despegar en una S_{TO} determinada. Esto es porque, a mayor $C_{Lmax,TO}$, la pendiente de la línea de despegue disminuye, permitiendo conseguir una mayor área de zona admisible, y por lo tanto, mayor probabilidad de despegue.

Por otro lado, lo mismo ocurre con $C_{Lmax,land}$, a mayor valor de éste la línea vertical del aterrizaje se desplaza hacia la derecha, permitiendo mayor posibilidad de llevar a cabo el aterrizaje.

En relación a la eficiencia aerodinámica en ascenso, es lógico pensar que a mayor eficiencia, la línea horizontal de ascenso disminuya su valor, consiguiendo realizar de forma mas sencilla el ascenso.

Existe otros parámetros relevantes que también afectan. Realmente, son todos aquellas variables que se muestran en las ecuaciones ya explicadas en los anteriores apartados, como puede ser $C_{D0,cr}$, factor de Oswald e , S_{land} , S_{TO} , altitud z , etc.

Al fin y al cabo, lo importante es poder ver si la aeronave, a través de la posición del punto de diseño, tiene el suficiente empuje T_{TO} o potencia P_{TO} para poder ejecutar las maniobras. Además, también se define la carga alar necesaria para cumplir con un vuelo estándar. Una consecuencia de la carga alar en las características de la aeronave es la resistencia a ráfagas. Si se atiende a la expresión 4.24, se puede ver como una mayor carga alar implica una menor variación del factor de carga como consecuencia de una ráfaga vertical de velocidad w_R .

$$\Delta n = \frac{\Delta L_R}{W} = \frac{\rho S_W V^2 C_{L\alpha} w_R}{2W V} = \frac{\rho V C_{L\alpha}}{2 \frac{W}{S_W}} w_R \quad (4.24)$$

En esta expresión se ha definido una variación de sustentación ΔL_R debido al cambio de ángulo de ataque $\alpha = w_R/V$ como consecuencia de una velocidad vertical w_R . Es por ello por lo que el objetivo es diseñar la aeronave para que el punto de diseño se sitúe lo mas cercano posible a la derecha del diagrama de actuaciones.

Por otro lado, no se pretende diseñar una aeronave con un exceso de potencia P_{TO} o empuje T_{TO} . Aplicándose a un motor eléctrico, como es el caso del HERMES-UPV, un exceso de potencia supone una utilización de una batería mas pesada de lo necesaria, provocando un mayor peso de la aeronave. No obstante, no se desea diseñar nunca con un mínimo de potencia requerido, ya que, eso no permite demasiado margen de actuación.

4.5. Mecánica de fluidos computacional

La mecánica de fluidos computacional CFD es una herramienta de simulación numérica que permite la modelización del comportamiento de los fluidos en situaciones con interacción entre sólidos, superficies, etc. Como toda solución numérica, su precisión en la solución depende de los algoritmos utilizados, de su tiempo de iteración y de la naturaleza del problema.

En el mundo de la ingeniería se puede llevar a cabo estudios mediante diversos métodos. Por un lado, con un menor coste económico y temporal, se realizan cálculos con desarrollos teóricos simplificados que permiten estimar un orden de magnitud del problema objeto de estudio -los basados en flujo potencial-. Una vez esto, y dependiendo de la precisión a la que se quiera llegar, se realizan métodos experimentales y/o numéricos. Estos procedimientos numéricos de mayor precisión se realizan mediante programas basados en la mecánica de fluidos computacional -si se trata de un problema con flujo de fluidos, siendo este el caso que ocupa-.

Normalmente, el cálculo CFD suele ser más económico que el experimento equivalente, pudiéndose tener en cuenta un abanico mayor de posibilidades de simulación. No obstante, esto depende en gran medida de la licencia del programa utilizado -en este caso, STAR CCM+ Siemens-, del tiempo de cálculo utilizado, de la estación de trabajo, etc.

La mecánica de fluidos computacional se basa en la obtención de las soluciones mediante lo establecido en las ecuaciones de Navier-Stokes. Estas, las cuales fueron halladas por Claude-Louis Navier y George Gabriel Stokes en el siglo XIX, son ecuaciones en derivadas parciales no lineales. Esta naturaleza dificulta su solución, por ello, actualmente el objetivo de las herramientas CFD consiste en intentar obtener de la manera más precisa posible una solución a estas ecuaciones.

A continuación, se pretende detallar el proceso que se suele seguir a la hora de trabajar con este tipo de herramientas, con el fin de que se pueda entender la metodología seguida en el problema realizado en el trabajo.

4.5.1. Pre-proceso

El primer paso para poder llegar a la solución del problema es cumplir una serie de requerimientos para que el programa realice el procedimiento de cálculo numérico. En pocas palabras, se define el tipo de problema que se quiere estudiar para su posterior resolución matemática. Estos requerimientos son la definición del modelo conceptual, geometría, mado, modelos y propiedades del fluido y condiciones de contorno.

4.5.1.1. Modelo conceptual

El modelo conceptual consiste en establecer los objetivos del problema. Con esto se espera estimar los resultados y la precisión a la que se espera llegar a priori. De este modo, se comienza a estructurar el procedimiento a seguir para la definición del problema.

Por un lado, se debe de analizar las características principales del problema como puede ser su naturaleza tridimensional o bidimensional, y si dentro de su naturaleza puede definirse simetrías o periodicidad. Esto tiene gran relevancia ya que puede simplificar en gran medida el tiempo de cálculo a través de la definición de la geometría y su posterior mado -como se ve en los siguientes apartados-.

Por otro lado, se debe de analizar si el problema puede tener solución estacionaria o transitoria, y si existen variables relevantes en el problema que puedan acarrear un cambio en este aspecto.

Por supuesto, todos estos aspectos deben de acompañarse con un pensamiento lógico basado en los conocimientos en ingeniería, con la experiencia que se ha podido acumular con los años y con la búsqueda bibliográfica que se encuentre para poder afirmar si es viable la realización del problema del modo en el que se ha establecido.

4.5.1.2. Geometría

Como ya se ha comentado anteriormente, existen diversos aspectos que se deben definir previamente a la geometría del problema, siendo estos por ejemplo el caso de la bidimensionalidad o posible simetría.

Una vez establecido el modelo conceptual, se procede a crear la geometría que permita crear las condiciones de contorno del problema -ver el subapartado 5.1-. Toda esta geometría también puede conocerse como dominio computacional, ya que, al fin y al cabo, es la definición de los límites del problema de tal manera que permitan obtener la solución de la manera más eficiente posible.

El programa STAR CCM+ Siemens posee un módulo con capacidad de crear su geometría CAD, aunque existe también la posibilidad de importar la geometría de otras herramientas que permitan realizar este tipo de trabajo. El tamaño de la geometría -y por lo tanto del dominio computacional- depende fuertemente de las condiciones de contorno establecidas en el problema. El dominio esta dividido por una zona la cual define la geometría de las superficies o volúmenes observados en el problema -como puede ser un semiala- y una zona que permita un distanciamiento entre algunas de las condiciones de contorno y la geometría de las superficies antes citadas.

Un ejemplo de geometría básica de un problema en aerodinámica externa puede ser el representado en la figura 4.6. Como se puede ver, este es un caso bidimensional con un perfil aerodinámico alejado de los límites superior, inferior, delantero y externo.

El espaciado entre estos y el perfil debe ser definido según bibliografía de problemas semejantes o experiencia propia. Normalmente, se define como un número proporcional a una longitud característica, en este caso podría ser la cuerda del perfil.

Por supuesto, este no tiene porqué ser la geometría base para un problema de este estilo. El dominio computacional debe de ser estudiado con cautela ya que supone la base para el mallado posterior.

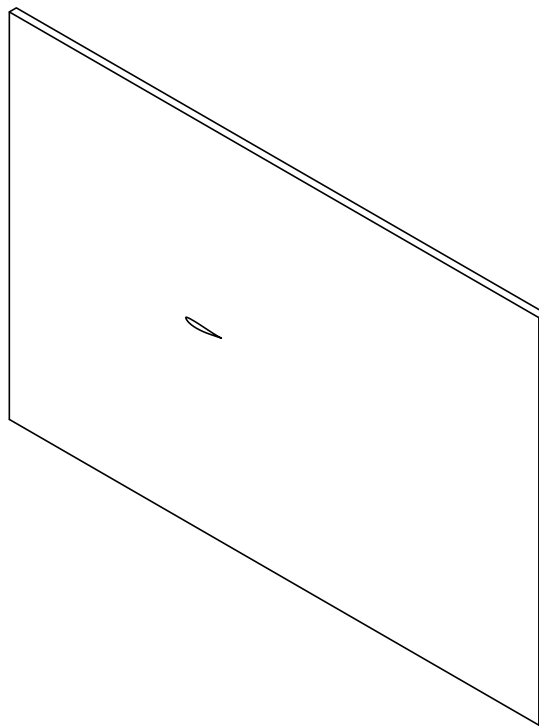


Figura 4.6: Geometría ejemplo de un problema para aerodinámica externa

4.5.1.3. Mallado

El mallado es el procedimiento quizás más tedioso en el mundo del cálculo CFD ya que depende fuertemente de la precisión y velocidad con la que se obtiene la solución al problema. Programas como STAR CCM+ Siemens te facilitan realizar un mallado automático, aunque es el conocimiento del ingeniero el que permite realizar la corrección y mejorar el mallado.

La definición de la malla se puede dividir en dos aspectos: La tipografía de malla y la calidad de esta.

Tipografía de la malla

Las ecuaciones de Navier-Stokes son modelizadas de forma discreta a lo largo de todo el dominio computacional -conocido como el método de los volúmenes finitos-. Esta discretización se ve marcada por cada una de las celdas de la que está compuesta la malla, la cual puede tener una morfología u otra dependiendo del problema.

Por un lado, esta morfología de las celdas depende del tipo de elemento que las conforman. Existen diferentes tipos según sean celdas bidimensionales o tridimensionales. Por ejemplo, en el caso bidimensional, se pueden observar tanto triángulos, cuadrados como polígonos. Se puede considerar que los cuadrados son los elementos mas dependientes de la dirección del flujo de la corriente, mientras los triángulos y los polígonos, al tener una geometría mas uniforme, pueden ser utilizados en problemas donde no se conozca a posteriori cual va a ser el comportamiento de la trayectoria del fluido.

En relación a las celdas tridimensionales, los elementos base son tetraedros, hexaedros, prismas, pirámides y poliedros. Como en el caso de los elementos bidimensionales, a mayor número de caras en el elemento escogido menor va a ser el número de celdas que construyan el dominio computacional -a igual tamaño de celda-.

Por otro lado, dejando de lado los tipos de elementos utilizados, la malla puede ser definida como malla estructurada o no estructurada. En primer lugar, la malla estructurada, al tener una conectividad regular en el dominio computacional, permite una mejor discretización de los elementos al ser mas fácilmente identificados. No obstante, posee la desventaja de que no es sencillo definir una geometría compleja con ese tipo de malla.

Finalmente, se puede definir una malla no estructurada. En este caso, aunque no sea tan fácil diferenciar cada celda, sí se puede conseguir crear geometrías mas complejas aunque aumentan la probabilidad de obtener un mallado de mala calidad.

Calidad de la malla

La malla posee mayor o menor capacidad para poder conseguir resultados precisos dependiendo de su calidad. Lógicamente, se espera obtener una mayor calidad de malla en aquellas zonas objeto de estudio en el problema. Un ejemplo sería establecer una calidad mínima en la capa límite con el propósito de estudiar la burbuja de separación creada en una determinada zona del perfil.

Esta calidad se ve definida por una serie de parámetros, siendo estos: densidad de la malla, asimetría, ortogonalidad, transición y relación de aspecto.

La densidad de malla es definida como el número de celdas por unidad de superficie. Normalmente, mayor densidad de malla implica una mayor precisión en los resultados. No obstante, aumentar considerablemente este parámetro provoca un mayor coste computacional. Así pues, suele ser importante establecer, en el caso de estudio de la capa límite mencionado anteriormente, una densidad apropiada en zonas cercanas en la pared debido a que se genera un mayor gradiente en los resultados. Un variable capaz de definir la calidad de la malla en esta situación es la distancia adimensional a la pared y^+ . Esta es definida según la ecuación 4.25, donde y hace referencia a la distancia a la pared, u_τ a la velocidad de fricción y ν a la viscosidad cinemática.

$$y^+ = \frac{yu_\tau}{\nu} \quad (4.25)$$

Por otro lado, se tiene la asimetría y la ortogonalidad. Ambos parámetros reflejan un mayor o menor error en la discretización.

Mientras mayor ortogonalidad exista, menor error se genera al discretizar el problema. Sin embargo, una mayor simetría favorece a conseguir menor error.

La transición, en cambio, es un aspecto de gran importancia en las zonas con alto gradiente. Siguiendo con el ejemplo de la capa límite, con el fin de que se obtenga soluciones suaves y no muy dispares entre celdas contiguas, se debe de establecer un porcentaje de diferenciación de tamaño entre ambos elementos.

Finalmente, se tiene el parámetro de relación de aspecto. En este caso, la relación de aspecto define el cociente entre el eje mayor y el eje menor del elemento. Según se ha explicado en la tipografía de malla, un elemento cuadrado podría definirse como un rectángulo, en el que el cociente puede ser mayor cuanto más orientado esté el lado mayor a la dirección del flujo.

4.5.1.4. Propiedades del fluido y modelos

Dado que el cálculo CFD trata problemas con fluidos, es necesario establecer una serie de parámetros que permita al algoritmo que procesa el cálculo entender de qué fluido se trata.

Es necesario fijar variables de propiedades físicas como puede ser la densidad, conductividad y viscosidad. Previamente a esto, se debe de haber definido si se trata de un fluido gaseoso, líquido o incluso multifásico. En caso de ser un fluido gaseoso, se debe de especificar también si se trata de un gas ideal, perfecto o real.

Esta última elección permite definir una ecuación de estado del fluido, el cual es solamente necesario definirlo en el caso en el que se suponga un flujo compresible -es decir, que varía su densidad-. Se suele definir que un flujo no varía su densidad cuando su número de Mach M es inferior a 0.3 y compresible cuando es superior a este límite.

Por otro lado, es necesario establecer si el flujo es turbulento o laminar, o incluso definirse como no viscoso. Esto supone una gran importancia para la elección de modelos que se explicarán a continuación.

Una vez que se ha definido las propiedades del fluido, se atiende a diversos modelos que permiten simular problemas muy específicos. Un caso puede ser el de un problema multifase como ya se ha comentado anteriormente. Otros pueden ser modelos de combustión, aeroacústica, Virtual Disk -como es el caso de este proyecto- y muchos más. Los modelos disponibles depende del programa que se esté utilizando.

Otros tipos de modelos son los conocidos modelos de turbulencia. Si se ha fijado un fluido turbulento, es importante establecer qué tipo de modelización se desea utilizar en el problema. Esta elección depende tanto de experiencia como de bibliografía externa. Sin embargo, es aconsejable realizar una independencia del modelo de turbulencia.

Esta independencia consiste en modificar el modelo de turbulencia y, tras realizar los cálculos, se dispone a averiguar mediante la observación de los resultados cual de los modelos permite observar una respuesta más veraz y lógica. Algunos de estos modelos más conocidos son: *Spalart-Allmaras*, $k - \omega$ *SST* y $k - \epsilon$.

Finalmente es importante mencionar los diferentes tipo de simulaciones capaces de realizarse según la precisión que se desea obtener. Existen simulaciones *Direct Numerical Simulation* DNS, *Scale-Resolving Simulations* SRS y *Reynolds-Averaged Navier–Stokes* RANS. Dependiendo de las escalas de turbulencia que se deseen modelar -modelar escalas pequeñas supone mayor precisión-, se utiliza unos modos u otros. Por ejemplo, para el caso de este proyecto se utiliza el modelo RANS ya que se decide modelar todas las escalas -menor precisión, pero también menor coste computacional-.

4.5.1.5. Condiciones de contorno

Tal y como se ha nombrado en el subapartado de geometría, esta depende de qué tipos de condiciones de contorno se van a establecer. Las condiciones de contorno pueden definirse como propiedades definidas en el espacio que permiten obtener una solución única al problema. Por lo tanto, se debe de situar la localización de las condiciones, sus valores y el tipo.

Algunos tipos pueden ser:

Mass flow inlet

También puede ser definido como *velocity inlet* en el flujo incompresible. Para este caso, se define la velocidad o gasto másico, la temperatura y las variables turbulentas, de modo que la presión se extrapola.

Pressure inlet y pressure outlet

Se impone valores de presión. Para el caso de *pressure inlet* también es necesario imponer la velocidad, temperatura de parada y variables turbulentas.

Wall

Es conocida en español como condición de pared. Básicamente consiste en definir la existencia de una superficie con propiedades como: porosidad, principio de no deslizamiento, etc.

Free stream

Permite definir condiciones de flujo libre en zonas lo suficientemente lejos de la región objeto de estudio.

Simmetry

Es la opción de condición de contorno de simetría. Debe de ser la opción utilizada en casos con superficies simétricas para evitar exceso de tiempo de cálculo debido a la creación de la malla.

Periodicity

En este caso se definen la igualdad de las celdas separadas por la frontera de tipo *periodicity*. Se puede, por lo tanto, reducir el dominio a un sector más pequeño.

4.5.2. Aspectos numéricos

El pre-proceso es definido con el objetivo de llevar a cabo posteriormente un cálculo numérico. Como ya se ha podido comentar, el cálculo CFD pretende estimar de la forma más precisa el resultado a través de la realización de una serie de iteraciones.

En primer lugar, es necesario conocer las ecuaciones que deben de ser discretizadas -se recuerda que se resuelven en cada una de las celdas-. Estas son: ecuación de conservación de la masa, conservación de la cantidad de movimiento y ecuación de la energía. A todas estas debe de tenerse en cuenta la ecuación de estado siempre y cuando se haya definido un flujo compresible.

Ecuación de transporte general

Un modo de representar conjuntamente todas las ecuaciones utilizadas en la resolución del problema es definida con la ecuación 4.26 y la tabla 4.1.

$$\underbrace{\frac{\partial(\rho\phi)}{\partial t}}_{\text{Variación temporal}} + \underbrace{\vec{\nabla}(\rho\phi\vec{u})}_{\text{Término convectivo}} = \underbrace{\vec{\nabla}(\Gamma_\phi\vec{\nabla}\phi)}_{\text{Término difusivo}} + \underbrace{S_\phi}_{\text{Término fuente}} \quad (4.26)$$

Ecuación	ϕ	Γ_ϕ	S_ϕ
Masa	1	-	-
C. Momento	u_i	μ	$-\frac{\partial p}{\partial x_i} + \text{fuerzas másicas} + \text{términos viscosos}$
Energía	e (o T o h_0)	k	$-p\vec{\nabla}\vec{u} + \text{energías másicas} + \text{términos viscosos}$

Tabla 4.1: Parámetros para la definición completa de las ecuaciones de conservación

A través de estas, se establece un sistema de ecuaciones que debe de ser discretizado para una posterior resolución numérica. Las expresiones pueden ser calculadas mediante un procedimiento segregado o un acoplado. El *segregated solver* -segregado- supone la resolución del problema de forma escalonada, obteniendo primero las variables que son capaces de ser conocidas sin realizar un sistema de ecuaciones y finalmente resolviendo de forma acoplada el resto. Por otro lado, el *coupled solver* -acoplado- supone la resolución conjunta de todas las ecuaciones. Este último modo suele ser más lento y además consume más memoria RAM. Normalmente, se suele utilizar el caso segregado para números de Mach bajos moderados y el modo acoplado para Mach altos.

En el caso de STAR CCM+ Siemens, los parámetros obtenidos como consecuencia de la discretización de las ecuaciones son definidos en un apartado definido como *Solvers*. En él se definen, por ejemplo, el tiempo de paso de una solución transitoria. Se debe de tener en cuenta que en caso de solución transitoria no solo se discretiza el espacio, sino también el tiempo.

4.5.3. Post-proceso

El post-proceso es la etapa en la que se define el modo de representación de las soluciones. Estas pueden ser expuestas por gráficas en dos dimensiones, mediante fotografías, valores numéricos únicos, etc.

No obstante, una vez se ha comenzado a realizar el proceso iterativo para la obtención de la solución, se debe de definir previamente unos criterios que permitan establecer cuando una solución a convergido. Además, es necesario realizar una validación de la solución con el fin de poder concluir que todo el procedimiento realizado hasta ahora ha sido correcto y la solución final es veraz. Se definen a continuación una serie de pasos que deben cumplirse para completar el post-procesado.

Convergencia

Se establecen unos criterios de convergencia para poder definir el error numérico obtenido en el resultado. Consiste en definir un porcentaje de variación en las variables principales en un determinado rango de iteraciones -como pueden ser los coeficientes de sustentación y de resistencia-. Siempre y cuando este porcentaje de variación sea inferior o igual al establecido, se puede concluir que el resultado a convergido.

Otro criterio de convergencia puede ser la visualización de los residuales. Estos residuales permiten ver el error numérico que se obtiene a cada iteración. De este modo, cuando se obtengan unos residuales lo suficientemente pequeños -siempre y cuando los demás criterios se cumplan- se puede considerar que se ha alcanzado la convergencia.

A todo esto, debe añadirse la observación mediante escenas -imágenes de la simulación- comprobándose que los resultados físicos son coherentes en comparativa con la realidad. Por ejemplo, si se espera obtener cierta zona con torbellinos en un problema y en la solución no se refleja, puede ser que el problema no haya convergido todavía o que el modelo de turbulencia no es el correcto.

Independencia de malla

La malla es uno de los factores principales para la obtención de una solución correcta. Con el fin de poder cumplir con el objetivo de una manera precisa y económica, es importante realizar la independencia de malla.

La independencia consiste en realizar el cálculo de un caso base a diferentes tamaños de celdas. Se debe de disminuir el tamaño de estas de tal manera que finalmente, el hecho de seguir disminuyendo implique una variación de la solución dentro de un porcentaje estimado por el analista. De este modo, se obtiene un límite en el que la solución es independiente de la malla, utilizando aquel caso con menor número de celdas -menor coste computacional-.

Validación de la solución

Aunque se haya conseguido una convergencia a un error numérico bajo, es posible que la configuración del modelo, las variables y el modo de resolverlo impliquen que la solución no se corresponda con la realidad. Por ello, es importante llevar a cabo una validación mediante métodos numéricos mucho más precisos pero costosos -como el caso DNS explicado anteriormente-, mediante bibliografía equivalente o mediante métodos experimentales.

4.6. Interacción hélice - ala

Como ya se ha podido observar en el apartado 2.1.2, el hecho de utilizar ciertas configuraciones de motores a lo largo de la envergadura provoca un comportamiento en el ala que produce una variación de sus propiedades aerodinámicas. Para poder entender un poco más a fondo este fenómeno, en la presente sección se abarca de forma general algunos de los conceptos que pueden ayudar al lector a comprender cómo afecta la hélice al comportamiento del ala.

4.6.1. Flujo generado por la hélice

En primer lugar, el ala recibe la variación que ha sufrido el flujo tras la interacción con la hélice. Por ello, debe ser explicado qué características definen a esta corriente modificada.

Perfil de velocidad axial

A lo largo de la envergadura de una hélice puede observarse una velocidad que sigue la dirección del flujo de la corriente libre aguas arriba -paralela a la normal de la hélice-. Esta velocidad axial v_a tiene un valor pequeño en la puntas de las hélices y en el encastre. No obstante, se consigue un valor máximo de velocidad aproximadamente en la zona central.

Según establece Veldhuis (2005), esto es debido a la variación de carga a lo largo de la envergadura. Dicha carga no es mas que la diferencia de presiones promedio que se consigue en cada sección del perfil. Por ello, debido a que la presión es reducida en la punta y en el encastre, la velocidad axial obtiene la misma distribución.

Perfil de velocidad de remolino

Junto a la velocidad axial creada por la hélice, también puede verse una velocidad tangencial a esta v_t , debido al movimiento rotatorio que sufre la hélice. La superposición de la velocidad axial junto la tangencial provoca en el flujo un ángulo de giro -véase ecuación 4.27- conocido como *ángulo de remolino* -*swirl angle*, en inglés-.

$$\Theta_{swirl} = \arctan \frac{v_t}{V_\infty + v_a} \quad (4.27)$$

Tal y como puede verse en la figura 4.3, la velocidad inducida aguas abajo es definida como el doble de la velocidad inducida v_i en el disco actuador. Esta es otra de las conclusiones a las que se llega en la teoría de la cantidad de movimiento y que se explica en profundidad en Álvaro Cuerva Tejero y cols. (2009).

Lo relevante respecto a esto es que, a consecuencia de que la velocidad axial $v_a = v_i$ depende de la distancia a la hélice, la interacción hélice-ala está fuertemente relacionada con el distanciamiento entre ambos cuerpos. Pues no solamente se modifica el valor de la velocidad axial, sino también el ángulo de remolino.

Hay que tener en cuenta que en el momento en el que la hélice es instalada en el ala, estos perfiles de velocidad se ven alterados por la propia presencia de la geometría alar. Además, también se originan modificaciones por el carenado del motor (Veldhuis (2005)).

Todo esta explicación está fuera del propósito de la presente sección, ya que lo interesante es conocer como altera la hélice al ala y no al contrario.

4.6.2. Efectos en el ala

El efecto en el ala es influenciado de forma diferenciada respecto a los dos tipos de perfiles de velocidad mencionados anteriormente.

Por un lado, en relación al flujo de velocidad axial, la sustentación y la resistencia en el ala es modificada a consecuencia de la variación de la presión dinámica. Esta presión aumenta a medida que se incrementa la velocidad axial inducida por la hélice.

Debido a esto, una presión dinámica mayor -por el aumento de la velocidad axial-, favorece a una mayor diferenciación entre la presión de referencia -aguas arriba- y la presión en el ala. Dado que el coeficiente de sustentación y el de resistencia son la integral del coeficiente de presiones, el resultado final favorece a un aumento de ambos coeficientes.

Diferente es el caso de la modificación de la resistencia y la sustentación por el perfil de velocidades de remolino. La velocidad tangencial, que se ha comentado anteriormente, aumenta el ángulo de ataque efec-

tivo que observa el ala en las zonas donde la hélice tiene un movimiento ascendente. Por el contrario, disminuye el ángulo en las zonas inversas.

Por lo tanto, la distribución de sustentación no es simétrica como cabía esperar con la velocidad axial. En este caso, ciertas zonas del ala poseen disminución de los coeficientes y otras un aumento.

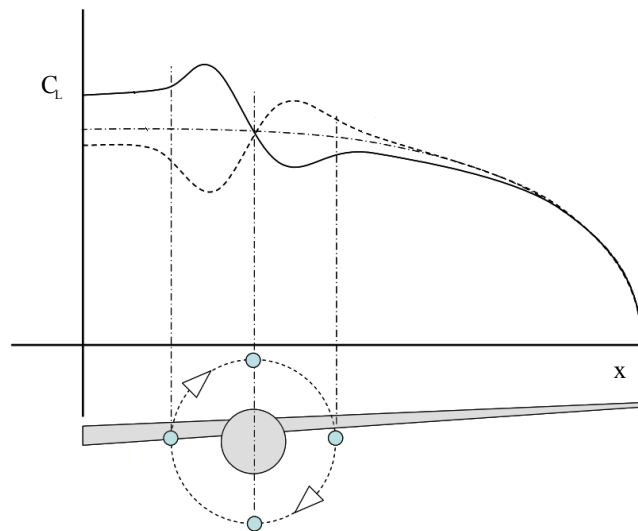


Figura 4.7: Distribución típica del coeficiente de sustentación debido a la presencia de la hélice Veldhuis (2005).

Finalmente, si ambos casos se superpusieran, el aumento neto del valor de los coeficientes es positivo. Un ejemplo de distribución de sustentación a lo largo de la envergadura puede verse en la figura 4.7.

Véase como el coeficiente es mayor en zonas donde la hélice realiza un movimiento ascendente. También es importante destacar el hecho de que no solamente afecta en las secciones que se interpone entre el flujo aguas arriba y el ala, sino también a los perfiles cercanos a esta zona. Supone así un aspecto de gran importancia pues informa de potenciales resultados diferentes en función del número de motores, su distanciamiento, etc.

Capítulo 5

Metodología y cálculos

El capítulo muestra la metodología seguida para la obtención de los cálculos con las herramientas nombradas en el capítulo 3.

En primer lugar, se presenta las condiciones de vuelo así como las diferentes configuraciones estudiadas. Seguidamente, se expone la modelización del sistema propulsivo para la obtención de los coeficientes de tracción y potencia del HERMES-UPV sin propulsión distribuida.

Finalmente, después de mostrar el desglose de pesos y el centro de gravedad del HERMES-UPV sin propulsión distribuida, se explica el modo de proceder para la obtención de los coeficientes aerodinámicos tanto con propulsión distribuida -con CFD- como sin propulsión distribuida -con XFLR5-.

5.1. Condiciones y configuraciones en vuelo

Las condiciones de vuelo son establecidas a partir de la regulación de la competición UAS Challenge. No obstante, dado que esta normativa permite un rango de aplicación, se ha decidido realizar los estudios en una configuración de crucero de 120 m de altitud a una velocidad constante de 20 m/s. Ambos parámetros han sido escogidos según los criterios del grupo de diseño del HERMES-UPV.

Por otro lado, el despegue y el aterrizaje, se realizan a una altitud al nivel del mar a una velocidad media constante de aproximadamente 10 m/s -dependiendo de la v_{stall} -, ya que se supone que el ascenso se realiza a la velocidad de crucero y a empuje de despegue -es decir, máximos, para ascender en el menor tiempo posible-.

A continuación, se diferencian los dos estudios comparativos realizados en el proyecto, explicándose en profundidad las diferencias consideradas durante la obtención de los resultados.

5.1.1. Sin propulsión distribuida

El HERMES-UPV es un UAV monomotor -véase figura 2.3-, por ello, va a ser analizado a través de la obtención de su modelo propulsivo en la sección 5.2 mediante programación en MATLAB. Además, se obtiene todo su modelo aerodinámico mediante la herramienta XFLR5 y métodos semi-empíricos, ambos explicados en la sección 5.4.

Dado que el objetivo secundario del trabajo es poder observar si la aeronave es capaz de cumplir los requerimientos de la competición, este estudio se focaliza en desarrollar los cálculos pertinentes para este propósito. No obstante, el diseño del HERMES-UPV sirve de base para la comparativa con un modelo con propulsión distribuida.

Este objetivo va a ser analizado con dos configuraciones en vuelo: configuración pesada de MTOW = 13 kg y configuración ligera de MTOW = 10 kg. Aunque la competición establezca el máximo peso al despegue de 10 kg, se desea poder observar la sensibilidad de los resultados variando el peso al despegue -posible consecuencia tras el estudio con DEP-. La distribución de la carga de pago en la aeronave puede verse en la figura 5.1 -el desglose de pesos se encuentra en la sección 5.3-.



(a) Configuración ligera



(b) Configuración pesada

Figura 5.1: Distribución de la carga de pago

El perfil del HERMES-UPV es un *SD7062*, no obstante, también se ha realizado el análisis del UAV con un perfil *SD7003* -de ahora en adelante conocido como *HERMES Modificado*-. Esto se debe a que, con el fin de poder realizar una comparación entre DEP y aeronave con configuración convencional, es necesario realizar cálculos en CFD con un respaldo bibliográfico suficiente -véase apartado siguiente-.

5.1.2. Con propulsión distribuida

Con el propósito de poder obtener una mayor validación y seguridad al realizar el cálculo CFD, se realiza un estudio con propulsión distribuida utilizándose un perfil *SD7003*.

Estudios previos en CFD han sido realizados con este perfil con el objetivo de poder validar resultados tanto a nivel global -coeficientes C_L y

C_D -, como a nivel local -coeficientes C_f local y C_p local-. Una vez esto, se ha procedido a realizar cálculos DEP con ingestión de la capa límite -en inglés, *Boundary Layer Ingestion*, BLI-. Debido a la falta del resultado experimental DEP con el perfil *SD7062* del HERMES-UPV, se ha visto necesario cambiar el perfil del ala principal.

No obstante, se pretende extrapolar los resultados obtenidos de la comparativa del *HERMES Modificado* para su aplicación en el HERMES-UPV original. En pocas palabras, las variaciones en las actuaciones del *HERMES Modificado* y sus consecuencias pueden ser comparables a las del UAV HERMES. Para poder observar mejor las posibles diferencias entre los perfiles, así como entre los tres tipos de aeronaves, en la sección 5.6 se representan los resultados aerodinámicos para su comparación.

Así pues, el diseño final de la aeronave con la aplicación DEP es el mostrado en la figura 5.2, en comparación con la figura 2.3.



Figura 5.2: Diseño final del vehículo HERMES UPV con propulsión distribuida

Dado que sólo se pretende analizar una sola distribución de hélices a lo largo de la envergadura, se ha decidido realizar una propulsión distribuida con 16 hélices. El estudio realizado en (Moore y Ning (2018) refleja un mínimo de distancia al despegue con una DEP de 16 hélices. Debido a que una de las principales ventajas que favorecería al HERMES-UPV es reducir su distancia al despegue -reglas al despegue en la sección 2.3-, se decide tomar este número de motores.

Para conocer las medidas de las hélices y el distanciamiento entre estas puede verse la figura 5.3. No obstante, se define con más detalle en el apartado 5.5.2 los parámetros geométricos utilizados finalmente en el cálculo CFD.

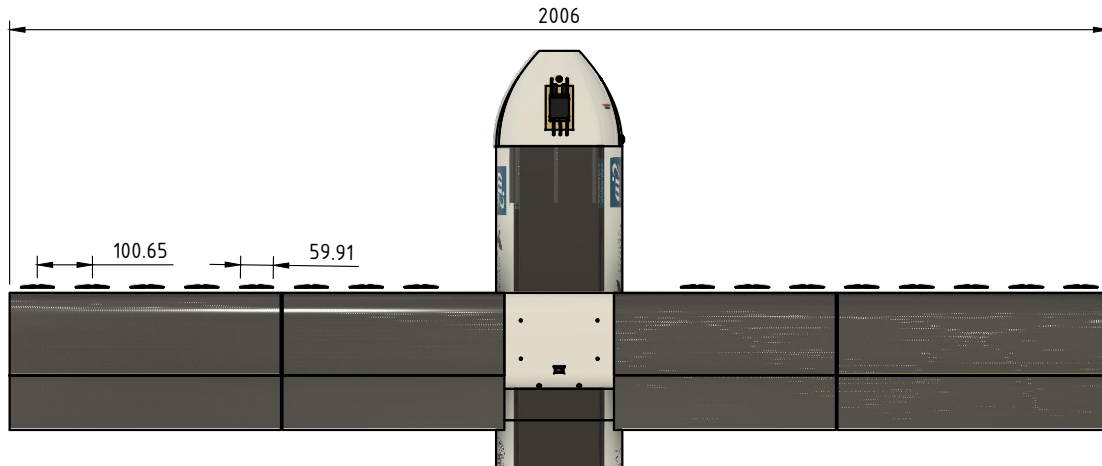


Figura 5.3: Distanciamiento entre hélices en configuración DEP. Medidas en milímetros *mm*.

5.2. Modelo de empuje

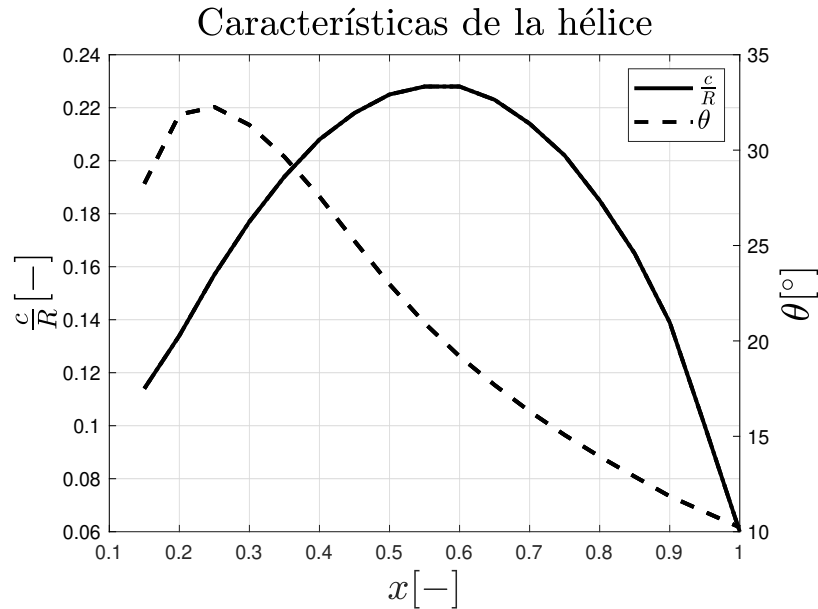
En la presente sección se pretende mostrar el procedimiento seguido a la hora de obtener el modelo de empuje de la aeronave HERMES-UPV. Este UAV está equipado con una planta propulsora de una sola hélice, por lo tanto, se debe de tener en cuenta los contenidos teóricos anteriormente explicados en el apartado 4.2.1. El objetivo es, por lo tanto, conseguir una estimación de las características de la hélice, teniendo en cuenta las limitaciones del motor, para así poder obtener un valor aproximado de las actuaciones de la aeronave.

5.2.1. Hélice y motor

La hélice y el motor son los puntos principales para dar solución a este apartado. Por un lado, el diseño de la hélice supone la obtención de las características aerodinámicas necesarias para la generación de empuje. Por otro, el motor, a través de las limitaciones de potencia y la relación RPM/V -revoluciones por minuto respecto a tensión-, permite

dar energía y potencia a la hélice y generar así la velocidad necesaria para crear tracción en las palas.

A continuación, se muestra el diseño de la hélice y el motor utilizado por el grupo HERMES-UPV. La hélice es APC 17x10", cuyas características geométricas se encuentran en la figura 5.4. Su radio R es de 0.2 m, con una excentricidad adimensional -adimensionalizada respecto al radio- de $x = 0.15$. La variable c/R manifiesta la longitud de la cuerda en cada perfil a lo largo de todo x . Por otro lado, θ es el valor del ángulo de paso geométrico de la pala en cada sección.



(a) Características



(b) Aspecto físico

Figura 5.4: Características geométricas y aspecto físico de la hélice APC 17x10"

La hélice consta de dos palas, como se puede ver en 5.4, con un perfil aerodinámico *Clark-Y*, observándose su geometría en la figura 5.5. Se debe de señalar que todos los parámetros mostrados hasta el momento son nuevamente utilizados en el cálculo CFD -véase la sección 5.5-.

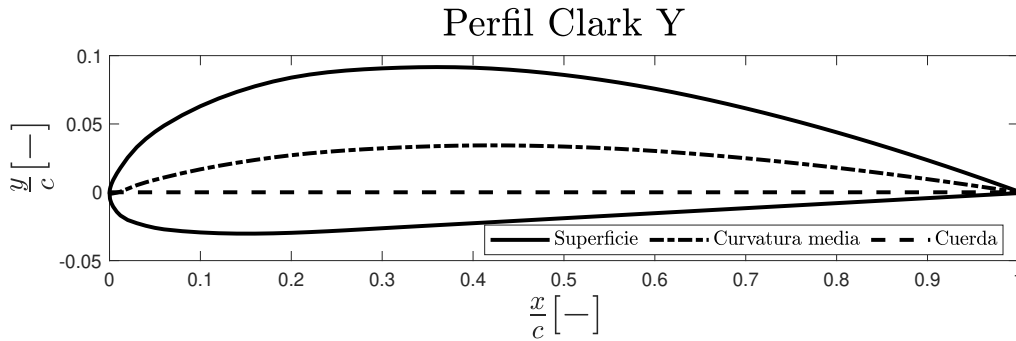


Figura 5.5: Perfil aerodinámico Clark-Y utilizado en la hélice de la aeronave HERMES-UPV

Por lo que respecta al motor eléctrico, HERMES-UPV tiene la posibilidad de modificar su motor dependiendo de los requerimientos y condiciones de vuelo. En este trabajo se decide utilizar únicamente aquel que posea mayor potencia máxima, para así obtener el mayor empuje posible y no tener carencias de potencia en ninguna de las configuraciones estudiadas. Por ello, se decide utilizar el motor *AXI 4130/20 GOLD LINE* cuyas especificaciones técnicas principales se muestran en la tabla 5.1.

AXI 4130/20 GOLD LINE	
Relación RPM/V	305 rpm/V
Intensidad máxima continua	40 A
Potencia máxima	1650 W
Resistencia interna	$99 \times 10^{-3} \Omega$

Tabla 5.1: Especificaciones técnicas del motor eléctrico utilizado en HERMES-UPV

5.2.2. Estimación de la velocidad inducida

Una vez presentado tanto el motor como la hélice que va a ser utilizada, el siguiente paso es obtener las velocidades inducidas en cada uno de los perfiles. Como se ha mencionado en el apartado 4.2.3, a través de la combinación de la teoría del elemento de pala y la teoría de cantidad de movimiento, es posible conseguir llegar a la expresión 4.11.

Mediante el robot matemático *MATLAB* se diseña el programa necesario para el cálculo de la velocidad inducida adimensional λ_i . A la hora de realizar el cálculo de la velocidad inducida mediante el procedimiento teórico explicado en el apartado 4.2.3, es sumamente importante tener en cuenta la existencia de vórtices en punta de ala. Estos vórtices, por supuesto, suponen un aumento de la velocidad inducida en las puntas, favoreciendo según muestra la ecuación 4.5 a una disminución del ángulo de ataque efectivo en los perfiles más alejados del eje de rotación. El hecho de no tener en cuenta este aumento de velocidad inducida supone sobrestimar el empuje generado por la hélice.

Así pues, con el fin de tener en cuenta los efectos tridimensionales de la hélice, se asume un modelo de pérdidas en punta de pala como el estimado en Durand (1963), conocido como el modelo de Prandtl. Este consiste en utilizar un factor multiplicativo $F(x)$ en la expresión 4.9. El factor es conocido como la ecuación de Froude-Finsterwalder y se representa en la ecuación 5.1.

$$F(x) = \frac{2}{\pi} \arccos\left(\exp\left(-\frac{b}{2} \frac{1-x}{v_z + v_i}\right)\right) \quad (5.1)$$

Se consigue que, mediante un sistema de ecuaciones no lineales entre la expresión 5.1 y la ecuación 4.11 -teniendo en cuenta el factor $F(x)$ -, se tenga como incógnitas tanto la velocidad v_i como la ecuación $F(x)$. Esto supone un problema matemático con varianza en el parámetro v_z . Por lo tanto, es necesario realizar el cálculo en un intervalo de velocidades de v_z , representando este parámetro a la velocidad de avance de la hélice, es decir, de la aeronave. Se expone una posible solución -figura 5.6- a una velocidad $v_z = 0$ m/s, con la aeronave sin movimiento.

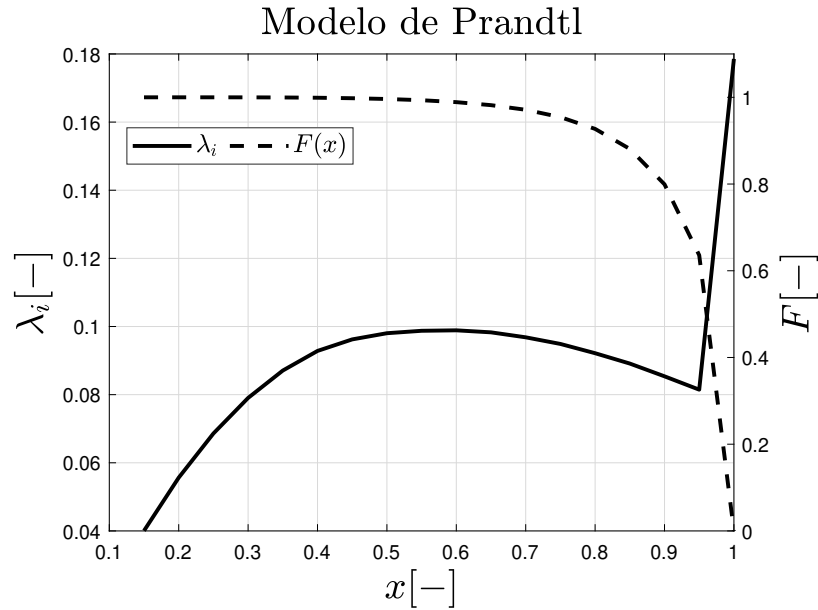


Figura 5.6: Velocidad inducida adimensional λ_i y ecuación de Froude-Finsterwalder para velocidad de aeronave nula

Como se puede observar, la velocidad inducida realiza un brusco cambio para valores de x cercanos a la unidad -punta de la pala-, con el fin de simular una alta velocidad inducida a consecuencia de la existencia de torbellinos de punta de pala. La función $F(x)$, en cambio, mantiene un valor unitario durante toda la pala hasta llegar hacia el extremo alejado, donde tiende a un valor nulo para conseguir el objetivo de alta velocidad inducida.

Una vez simulada λ_i , dado a que se conoce todos los demás parámetros geométricos, el siguiente paso es obtener la tracción y la potencia que es capaz de generar la hélice. Al fin y al cabo, este es el principal objetivo a la hora de diseñar la geometría de la misma.

5.2.3. Empuje, potencia y rendimiento de la hélice

La potencia y el empuje de la hélice son el resultado del movimiento de las palas una vez que una fuerza externa provoca este movimiento -el motor eléctrico-.

Por supuesto, como se ha realizado un tratamiento bidimensional -teniendo en cuenta efectos tridimensionales-, la distribución de potencia y de empuje en la hélice varía con la envergadura adimensional de la pala x .

Se ha mencionado anteriormente que en el supuesto caso de no utilizar el modelo de Prandtl, se manifiesta una sobrestimación en el empuje. Esto es así debido a que realmente la solución del empuje en las cercanías a la punta debe de ser nula, puesto que el ángulo de ataque es nulo y no genera tracción alguna. Lo mismo debe de ocurrir con las variaciones dC_T/dx según la expresión 4.6. No obstante, el caso de la potencia es diferente.

En la figura 5.7 el coeficiente de tracción C_T no manifiesta variación en la punta de la pala según cabía esperar, sin embargo, el coeficiente de potencia tiene un cierto valor en $x = 1$.

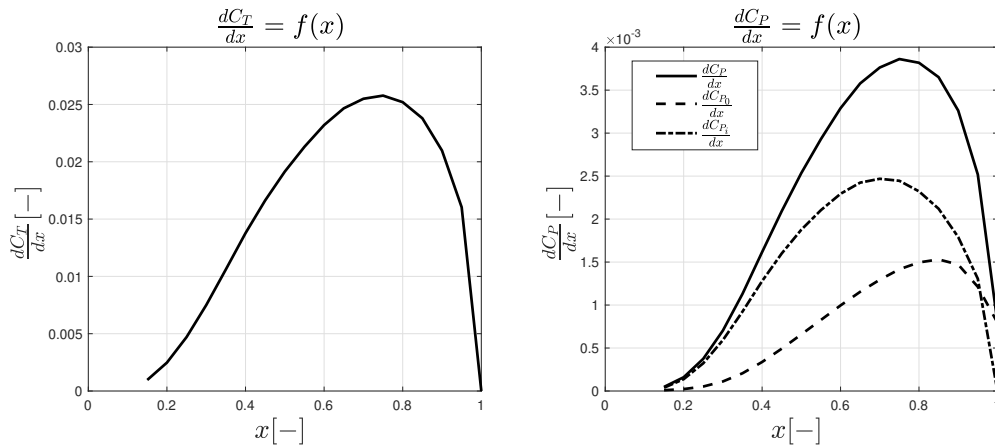


Figura 5.7: Distribución de la variación del coeficiente de tracción dC_T/dx y del coeficiente de potencia dC_P/dx a velocidad de vuelo nula

Esto se debe al término parásito de la potencia en la ecuación 4.7. El término inducido C_{P_i} , al ser generado tras la creación de sustentación en el perfil, sí que tiende a valores nulos. No obstante, el término parásito de potencia depende del coeficiente de resistencia del perfil c_d , cuya dependencia con el ángulo de ataque se encuentra en la ecuación 5.2, hallada en XFLR5.

$$c_d = 5 \times 10^{-3} + 9 \times 10^{-3} \alpha + 3 \times 10^{-1} \alpha^2 \quad (5.2)$$

El término $c_{d_0} = 5 \times 10^{-3}$ provoca un cierto valor de potencia en punta de pala. Es por ello por lo que la potencia parásita C_{P_0} es el valor de la potencia mínima que debe de realizar la hélice para superar la resistencia generada por las palas.

La integración de los valores del coeficiente de tracción y del coeficiente de potencia a lo largo de todo el radio de la hélice permite obtener la potencia y tracción final que realiza la hélice. No obstante, se debe de tener en cuenta a partir de aquí la limitación de potencia que puede tener el motor eléctrico utilizado. Es por ello por lo que se ha decidido tener un motor de potencia máxima mayor, con el fin de aprovechar al máximo la potencia que podría dar la hélice a cada velocidad de vuelo de la aeronave.

Para ello, se realiza para cada velocidad de vuelo v_z -a cada altitud z - una comparativa de la potencia P de la hélice con la potencia máxima del motor de $1650 W$ -véase la tabla 5.1-. Cuando la potencia que genere la hélice sea mayor a la que es capaz de generar el motor, se obtiene la velocidad angular máxima Ω de la hélice y por consiguiente, se conoce la tensión V_{mot} que es necesario que emita la batería.

Se considera que el equivalente a la palanca de gases δ_P mostrada en la sección 4.3 es, en el caso del motor eléctrico, la relación de tensiones $V_{mot}/V_{m,bat}$, siendo $V_{m,bat}$ el valor máximo de tensión que es capaz de generar la batería, en este caso de $V_{m,bat} = 22.2 V$. Dado que existe resistencia interna del motor, se ha tenido en cuenta la posible caída de tensión en el tránsito de transmisión de intensidad entre batería y motor.

Así pues, todo esto conlleva a que finalmente se pueda conocer cual es el coeficiente de tracción C_T y el coeficiente de potencia C_P que es capaz de generar la aeronave en función de la velocidad. Realmente, la representación de resultados en este caso suele darse en función del parámetro

de avance $J = v_z/(\Omega D)$, donde v_z es la conocida velocidad de avance de la aeronave, Ω es la velocidad angular de la hélice y D es diámetro de la hélice.

El intervalo de valores del parámetro J ha sido definido variando tanto v_z como Ω , ya que como se ha comentado anteriormente, para cada velocidad de avance se obtiene una velocidad de giro de la hélice máxima por limitación de potencia máxima del motor. En la figura 5.8 puede verse el coeficiente de tracción y el coeficiente de potencia obtenido para una altitud de 100 m. A medida que se aumenta la velocidad de vuelo, la potencia y el empuje que es capaz de aportar la aeronave es cada vez menor.

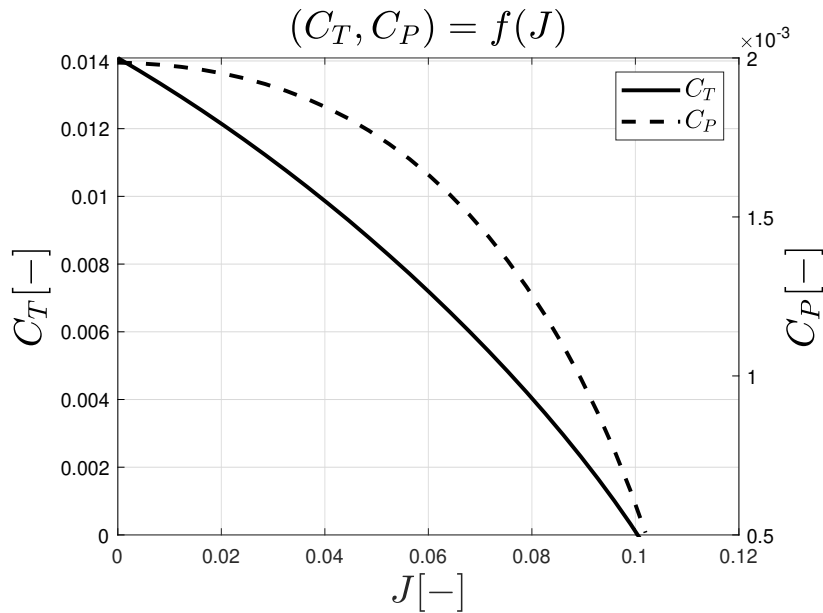


Figura 5.8: Coeficiente de tracción C_T y coeficiente de potencia C_P a unos 100 m de altitud en función del parámetro J

Por otro lado, también se ha llevado a cabo el cálculo del rendimiento propulsivo de la hélice η_p en función del parámetro de avance J a las mismas condiciones de vuelo. Este rendimiento se define como $\eta_p = (T v_z)/P$ y puede verse representado en la figura 5.9.

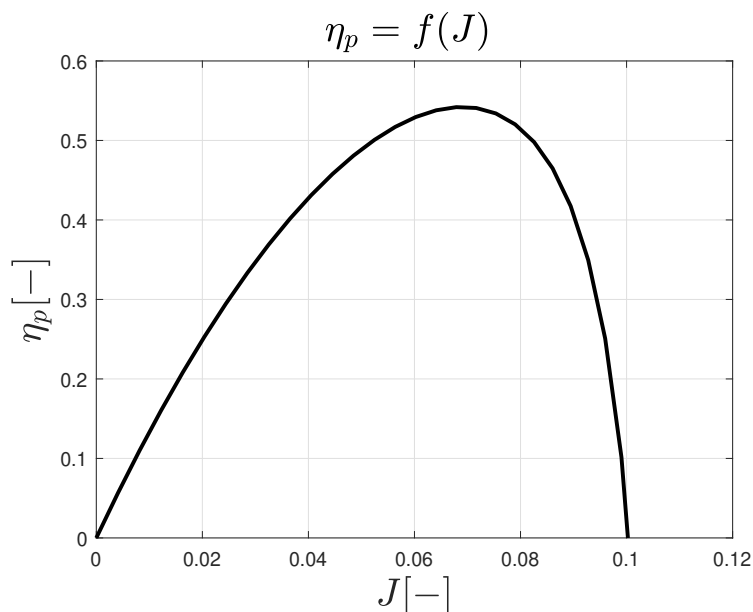


Figura 5.9: Rendimiento propulsivo de la hélice η_p a unos 100 m de altitud en función del parámetro J

El rendimiento máximo en estas condiciones de vuelo es de $\eta_{p_{max}} = 0.54$. Posteriormente, tras los cálculos realizados en CFD con propulsión distribuida, se obtiene de nuevo el rendimiento propulsivo en las condiciones de crucero estudiadas con el fin de concluir si la modificación de la planta propulsiva afecta al rendimiento. Por supuesto, debido a que el algoritmo utilizado para el cálculo de la teoría del elemento de pala en el programa STAR CCM+ Siemens no es el mismo al utilizado para el cálculo de la hélice del HERMES-UPV sin modificar, esta comparativa no tiene porqué ser del todo veraz, aunque de todos modos es interesante poder ver las soluciones obtenidas.

5.3. Pesos y centro de gravedad

La sección consiste en mostrar un breve desglose de los pesos de la aeronave y el centro de gravedad obtenido en cada configuración estudiada, para el caso sin propulsión distribuida. Además, se detalla el modo de cálculo de estas partes y el propósito por el que han sido obtenidas.

Tal y como se ha expuesto en la sección 5.1, se ha llevado a cabo un estudio diferenciado entre un peso MTOW de 10 kg y 13 kg. Solamente, en el caso de la configuración ligera, el peso máximo a despegue ha sido estimado teniéndose en cuenta la regulación de la competición -tal y como muestra la sección 2.3-. No obstante se vuelve a recordar que el caso de configuración pesada se ha llevado a cabo solamente con el propósito de ver las posibles diferencias que el peso al despegue puede desencadenar.

El cálculo de pesos es estrictamente necesario con el fin de no exceder el peso máximo MTOW, esto puede acarrear la descalificación en la competición. Por ello, a través del diseño realizado por HERMES-UPV mediante el programa *Autodesk Fusion 360*, es posible estimar todos los pesos de cada componente y posteriormente, el centro de gravedad.

Por un lado, el peso a despegue es necesario para la definición del punto de diseño de la aeronave en el diagrama de actuaciones -véase la sección 4.4-. Por otro, el centro de gravedad es esencial para la estimación del coeficiente de momento de la aeronave, siendo este el único coeficiente dependiente de la posición del centro de gravedad. En la siguiente sección se explicará en detalle los coeficientes aerodinámicos.

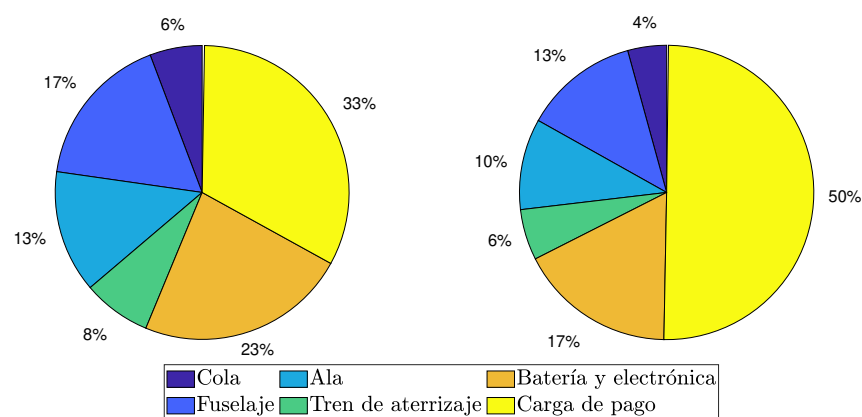


Figura 5.10: Porcentaje de pesos de cada parte de la aeronave respecto al MTOW. La gráfica de la izquierda representa la *configuración ligera* y la derecha la *configuración pesada*

Se muestra a modo informativo el porcentaje de peso que supone cada parte de la aeronave respecto al MTOW en la figura 5.10.

Todos estos pesos definen los centros de gravedad expuestos en la tabla 5.2, los cuales están representados respecto al eje de coordenadas representado en la figura 5.11.

Centro de gravedad	Configuración ligera	Configuración pesada
Eje X [m]	0.12	0.14
Eje Y [m]	0	0
Eje Z [m]	-0.11	-0.10

Tabla 5.2: Centro de gravedad del HERMES-UPV en función de las configuraciones estudiadas

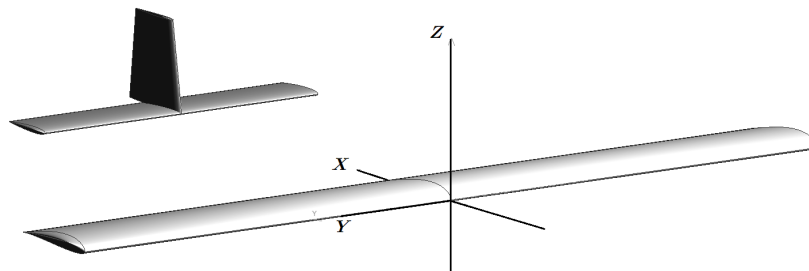


Figura 5.11: Sistema de coordenadas establecido en el programa *XFLR5*

5.4. Coeficientes aerodinámicos

Para la obtención de las actuaciones y poder llegar a unas conclusiones, es necesario estimar el valor de los coeficientes aerodinámicos del UAV. Por lo tanto, se pretende conocer sus coeficientes en las condiciones de vuelo establecidas en la sección 5.1.

Cabe decir que, esta sección se centra en describir el procedimiento para la obtención de los parámetros fundamentales aerodinámicos que provocan las dos alas que componen tanto el HERMES-UPV como *HERMES Modificado*.

El modo de ejecución es el mismo, sin embargo, se muestra las diferencias que implica el cambio de un perfil *SD7062* a un *SD7003*.

Se comienza exponiendo los resultados obtenidos en XFLR5, cuya aplicación abarca coeficientes de planeadores -limitación al no conocer posible interferencia del monomotor al ala principal, aunque se puede asumir que es mínima-. Se ha decidido no realizar la geometría completa en XFLR5 de las aeronaves debido a que esto supone aumentar en gran medida el error de cálculo si no se realiza una buena distribución de paneles. Por ello, se supone que el fuselaje no crea sustentación alguna -según su geometría, no es una mala aproximación- y solo crea resistencia. Esta resistencia del fuselaje, así como interacción entre diferentes partes del UAV, ha sido estimado mediante métodos semi-empíricos.

Además, también es hallado por estos métodos el incremento de C_L y C_D que producen los flaps y la variación de sustentación y momento que genera el movimiento del timón de profundidad. El programa XFLR5 es incapaz de simular los efectos viscosos de las alas a altas deflexiones de estos mecanismos.

5.4.1. Cálculos en XFLR5

En primer lugar, se presentan los perfiles aerodinámicos utilizados en HERMES-UPV. El ala principal consta del perfil *SD7062* mientras que el estabilizador horizontal y el vertical están contruidos con un perfil *NACA0010* -véase la figura 5.12-.

Conociendo la geometría completa del HERMES-UPV, se ha realizado el CAD del ala principal y de la cola en el modo *Wing and Plane Design* de XFLR5. Anterior a esto, el programa calcula un ala tridimensional a partir del análisis del perfil que se está utilizando para la geometría. Por ello, se realiza un barrido de soluciones de los perfiles en un rango de números de Reynolds Re lo suficientemente amplio como para incluir los valores a los que está sometidos la aeronave en los estudios deseados.

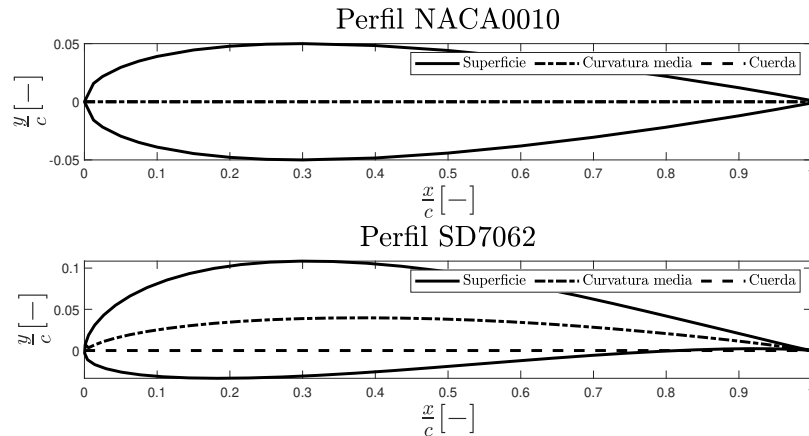


Figura 5.12: Perfiles utilizados en el HERMES-UPV. *NACA0010*

A partir de altos ángulos de ataque, en el análisis tridimensional, las entradas en pérdida no puede visualizarse correctamente debido a problemas nombrados en la bibliografía (Hiniesta y Roncero (2013)). Al parecer, el cálculo a ángulos de ataque extremadamente altos puede provocar que el perfil ya haya entrado en pérdida y que por lo tanto, no se pueda estimar la curva característica $C_L = f(\alpha)$ de la aeronave. No obstante, se puede obtener tanto la pendiente de la curva como el valor máximo antes de entrada en pérdida.

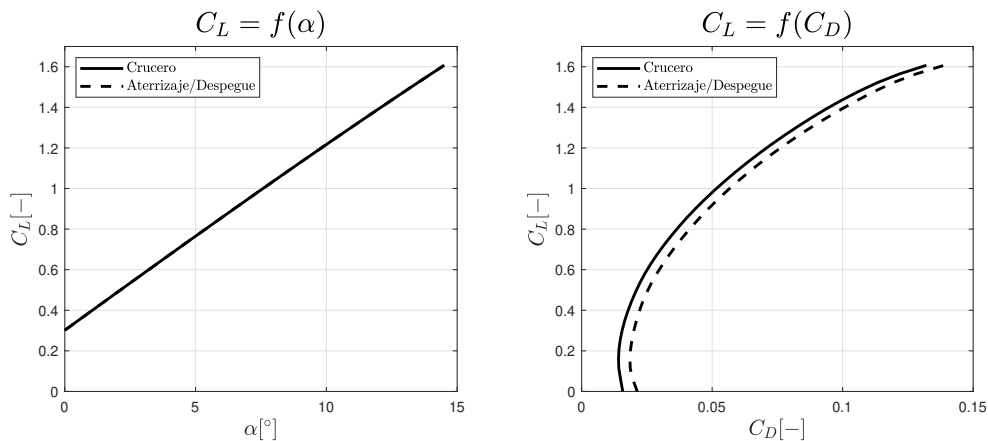


Figura 5.13: Curva de sustentación y polar del HERMES-UPV para las condiciones de crucero y de aterrizaje/despegue

En la figura 5.13 se muestra la solución del HERMES-UPV para las condiciones de crucero, aterrizaje y despegue -siendo estas las mismas-. Se debe recalcar que no se ha tenido en cuenta en ningún momento la deflexión de posibles flaps ni timón de profundidad, ya que se pretende ver las diferencias que acarrearán las condiciones atmosféricas.

La curva de sustentación no se ve afectada lo suficiente como para poder dar ventajas en el $C_{L_{max}}$ al despegue o al aterrizaje a diferente altitud. No obstante, existe un claro aumento del coeficiente de resistencia en el aterrizaje y despegue debido a la disminución del número de Reynolds.

Existen ciertos parámetros que permiten conocer de forma inmediata las características resistivas de una aeronave, siendo uno de estos el factor de Oswald e . Para obtener este, a partir de los resultados con XFLR5 de los aviones completos, se realiza un ajuste cuadrático de la curva $C_D = f(\alpha)$ para cada condición de vuelo -siempre con un coeficiente de determinación R^2 de 0.99-.

A partir de la obtención de una expresión cuadrática, según el modelo de polar compensada mostrada en la ecuación 5.3, es posible conseguir la constante de resistencia inducida K y posteriormente el factor de Oswald e mediante $K = 1/(\pi e AR)$, siendo AR el alargamiento alar.

$$C_D = CD_0 + K (C_{L_\alpha} \alpha + C_{L_0} - C_{L_{min}})^2 \quad (5.3)$$

$C_{L_{min}}$ representa el valor de C_L mínimo en la curva polar $C_L = f(C_D)$. CD_0 , en cambio, es el coeficiente de resistencia parásita creado por el ala y la cola.

Como se explica en la sección 5.5.5, en el cálculo CFD se utiliza una polar compensada para simular la resistencia del ala principal. Es el valor de K del avión HERMES *Modificado* hallado del modo anterior, el que se utiliza en este programa base de STAR CCM+ Siemens.

La razón de utilizar un coeficiente de Oswald de un avión completo -cuando en CFD se analiza solamente el ala principal- y de una polar compensada -en CFD se utiliza una no compensada-, se debe a intentar obtener una mayor precisión al simular la resistencia inducida con el fin de poder conocer de forma mas detallada el empuje que realiza la aeronave.

En la sección 5.5.1 se nombra la utilización de un PID para conseguir un vuelo equilibrado en el programa CFD. De este modo, a mayor precisión al modelar la resistencia inducida del avión -factor de Oswald e y $C_{L_{min}}$ -, mayor precisión al obtener el empuje requerido por la aeronave.

Antes de mostrar estos valores de las aeronaves, se procede a realizar una breve análisis de las diferencias que supone utilizar el perfil *SD7003* en lugar del *SD7062* del HERMES-UPV. A continuación, se expondrán el conjunto de resultados para los dos tipos de aeronave a cada condición de vuelo.

En la figura 5.14 puede verse la diferencia de espesor clara existente entre un perfil y otro. Además, existe una mayor curvatura en el perfil *SD7062*, aunque la diferenciación sea mínima.

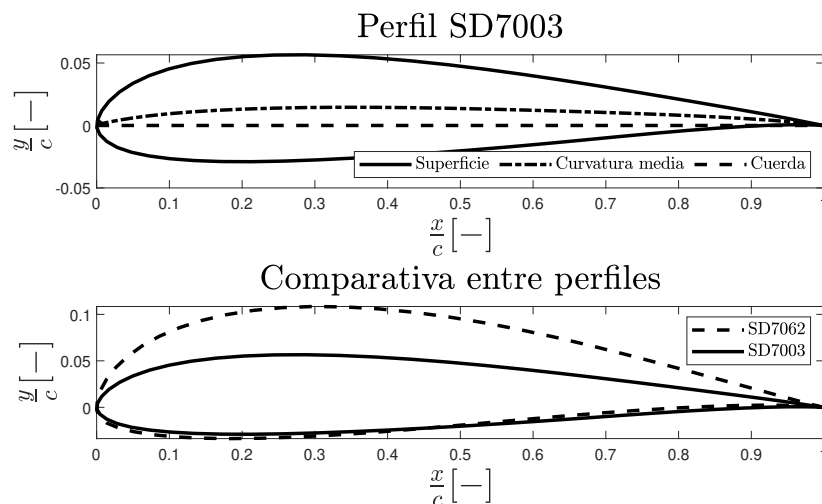


Figura 5.14: Comparativa geométrica entre el perfil *SD7003* y el perfil *SD7062*

Obviamente, según refleja la figura 5.15, los resultados en las curvas de sustentación y resistencia se ven altamente influenciados. Por un lado, el avión HERMES-UPV permite obtener un mayor coeficiente de sustentación no solo por el aumento de su C_{L_0} sino también por una entrada en pérdida a mayores ángulos de ataque. Esto es consecuencia del modo de desprendimiento de la capa límite sobre perfiles gruesos. Mientras que en alas gruesas el desprendimiento, de forma lenta, aumenta progresivamente desde el borde de salida al borde de ataque. En perfiles medianos y finos se consigue de forma brusca tras la explosión de una burbuja de recirculación creada en el borde de ataque.

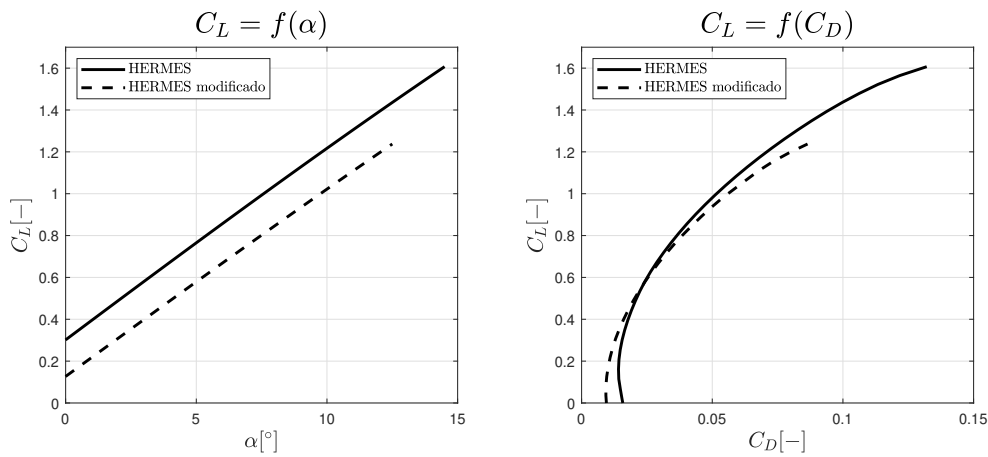


Figura 5.15: Comparativa geométrica entre el perfil *SD7003* y el perfil *SD7062*

Por otro lado, el coeficiente de resistencia puede asumirse similar a ángulos de ataque pequeños comprendidos entre uno y cinco grados. No obstante, existe una diferencia significativa con sustentación nula, así como a ángulos de ataque altos.

Finalmente, la tabla 5.3 representa la solución de los parámetros más significativos para un posterior análisis comparativo de las actuaciones. De hecho, los coeficientes de Oswald e para el HERMES *Modificado* son utilizados en el cálculo CFD, como ya se ha comentado.

		C_{D_0}	e
HERMES	Crucero	0.012	0.78
	Desp/Aterr	0.016	0.73
HERMES Mod.	Crucero	0.007	0.77
	Desp/Aterr	0.009	0.70

Tabla 5.3: Resultados de ambas aeronaves en condiciones de crucero, despegue y aterrizaje. El crucero es realizado con la configuración ligera.

Se debe de tener en cuenta que, en el coeficiente C_{D_0} , no se ha aportado la resistencia de fuselaje ni la cola, solamente es representado el valor del ala principal. El valor de los restantes términos se encuentran en el apartado siguiente, junto con su modo de obtención. Por lo tanto, este C_{D_0} se ha hallado mediante la estimación de la polar del ala principal completa en XFLR5.

Cabía esperar una variación de la resistencia a diferentes altitudes, según lo visto en la figura 5.13. No solo aumenta el término parásito a bajas altitudes, sino que también lo hace la resistencia inducida al disminuir el factor de Oswald e .

Por último, a modo informático, se presenta la estimación del coeficiente de momentos C_M con respecto al ángulo de ataque. En este caso, se tiene en cuenta las dos distintas configuraciones de la aeronave, ya que la modificación del centro de gravedad afecta el resultado final. En la figura 5.16 se puede observar las soluciones para el HERMES-UPV con ambas configuraciones, así como el resultado del *HERMES Modificado* a condiciones de crucero

Esta figura realmente no es utilizada para ninguna de las simulaciones de CFD ni cálculo de actuaciones. Simplemente, se pretende mostrar las tendencias que posee el coeficiente C_M debido a la variación de la configuración. En la sección 5.6 se presenta el modelo de C_M finalmente utilizado para comparar entre PED y no PED.

El aumento de la carga de pago provoca que el centro de gravedad se desplace hacia la cola -véase la tabla 5.2-. Al depender el coeficiente de momento de la distancia entre centro de gravedad y el punto neutro del avión, cabía esperar que el coeficiente C_M para HERMES 10 kg tenga mayor pendiente negativa -es decir, mas estable-.

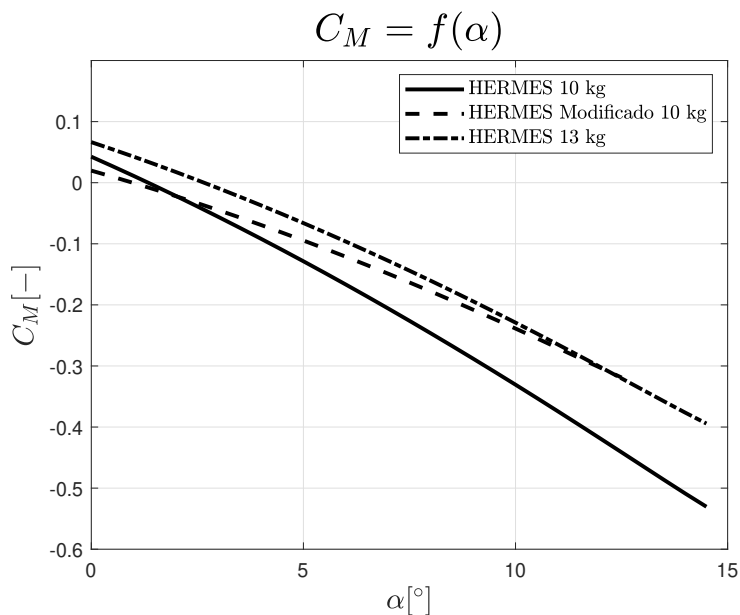


Figura 5.16: Comparativa de los coeficientes de momentos entre aviones y distintas configuraciones a condiciones de crucero.

5.4.2. Cálculos por métodos semi-empíricos

El programa XFLR5 tiene la peculiaridad de que es posible crear grandes errores a consecuencia de implementar un fuselaje al planeador. Normalmente, estos fuselajes suelen ser extremadamente aerodinámicos y delgados. No obstante, el HERMES-UPV no cumple estas características, por lo que, es altamente probable conseguir malos resultados.

Por ello, en este apartado se muestra el procedimiento seguido para la obtención de la resistencia parásita aportada por el fuselaje y cola. Además, debido a problemas de cálculo con XFLR5, se ha decidido también obtener las variaciones de los coeficientes de los flaps $-\Delta C_{L_f}$ y ΔC_{D_f} así como la variación del coeficiente de sustentación del timón de profundidad $\Delta C_{L_{\delta_e}}$ y la variación del coeficiente de momento $\Delta C_{M_{\delta_e}}$.

Coeficiente de sustentación $\Delta C_{L_{\delta_e}}$ del timón de profundidad

El procedimiento a seguir para la obtención del coeficiente $\Delta C_{L_{\delta_e}}$ es el seguido por NACA TN 3911 (Lowry y Polhamus (1957)). Debido a que su procedimiento es extenso y requiere de un gran número de gráficas, se expone en el proyecto las directrices generales a seguir, así como el resultado final.

Estos resultados sirven tanto para HERMES-UPV como para *HERMES Modificado*, ya que ambos poseen un perfil *NACA 0010* en el estabilizador horizontal trasero. El procedimiento consiste en obtener el coeficiente mediante el producto de cuatro parámetros, los cuales tienen en cuenta tanto el coeficiente de sustentación 3D y 2D del perfil, la posición relativa del timón de profundidad respecto al estabilizador horizontal y la variación de la sustentación con la deflexión en 2D. Para poder ver la geometría del timón de dirección fíjese en la figura 5.17.

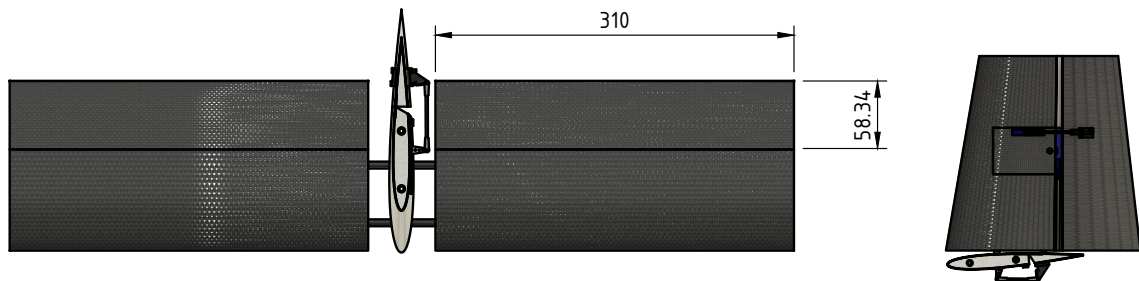


Figura 5.17: Geometría del timón de profundidad en el estabilizados horizontal. Dimensiones en milímetros *mm*.

Coeficiente de momento $\Delta C_{M_{\delta_e}}$ del timón de profundidad

En cuanto al coeficiente $\Delta C_{M_{\delta_e}}$, este es el resultado de la multiplicación de una fuerza adimensional -coeficiente de sustentación- y una distancia. La distancia no puede ser otra que la diferencia de posición entre el centro de gravedad de la aeronave x_{cdg} -véase la tabla 5.2- y el centro aerodinámico x_{cat} del estabilizados horizontal. Para poder realizar la adimensionalización del momento, se obtiene la ecuación 5.4.

El término c_w es la cuerda del ala principal, S_T es la superficie del estabilizador horizontal y S_W la superficie del ala principal.

$$\Delta C_{M_{\delta_e}} = \Delta C_{L_{\delta_e}} \frac{(x_{cdg} - x_{cat}) S_T}{c_w S_W} \quad (5.4)$$

Coefficiente de sustentación ΔC_{L_f} y resistencia ΔC_{D_f} de los flaps

Para la obtención de estos coeficientes se sigue el procedimiento NASA-CR-152303, el cual se basa en la identificación de unas constantes a partir de veinte gráficas, todas ellas encontradas en D. (1978). Se toma la simplificación de que el valor de estos coeficientes es el mismo para HERMES-UPV y para *HERMES Modificado*.

Se parte de la identificación del tipo de flaps de la aeronave, siendo en este caso una aeronave con flaps tipo *plain*, según muestra la figura 5.18

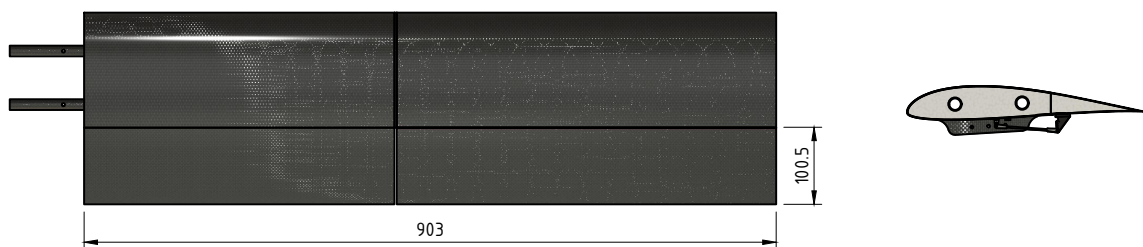


Figura 5.18: Geometría de los flaps en el semiala de la aeronave HERMES-UPV. Dimensiones en milímetros *mm*.

A partir de aquí, las gráficas tienen en cuenta la posición geométrica respecto del ala principal, espesor relativo, alargamiento, flecha, Mach de vuelo -prácticamente nulo en todas las condiciones de vuelo- y la deflexión de los flaps. Según la figura 5.18, aunque el UAV tenga la capacidad de poder utilizar diferentes configuraciones de deflexión, con el fin de tener mayor probabilidad de cumplir el reglamento del UAS Challenge, se decide aplicar deflexión a todo el ala.

Coeficiente de resistencia parásita para el fuselaje y cola

$C_{D_{0extra}}$

El extenso procedimiento a seguir para la obtención de este coeficiente es encontrado en el apéndice A. Por lo tanto, una vez aplicado todo los pasos establecidos, se llega a estimar el coeficiente de resistencia parásita para el fuselaje y la cola para diferentes condiciones de vuelo.

Resultados semi-empíricos finales

Una vez realizado todas estas operaciones, se llega al resultado expuesto en la tabla 5.4.

$\Delta C_{L_{\delta_e}}$	$\Delta C_{M_{\delta_e}}$ 10 kg	$\Delta C_{M_{\delta_e}}$ 13 kg	ΔC_{L_f}	ΔC_{D_f}	$C_{D_{0extra}}$ Crucero	$C_{D_{0extra}}$ Aterrizaje/Despegue
3.24	-2.52	-2.46	0.0150	0.0027	0.014	0.016

Tabla 5.4: Resultados del procedimientos semi-empíricos en todas las condiciones. Aplicación para ambas aeronaves.

Aunque exista una variación en el perfil en ambas aeronaves, se puede asumir constante los coeficientes de las deflexiones de los flaps. Además, se obtiene dos coeficientes de momentos debido a la modificación del centro de gravedad por el aumento de la carga de pago.

5.5. Estudio CFD

El análisis aerodinámico con configuración de propulsión distribuida es llevado a cabo mediante mecánica de fluidos computacional con el programa STAR CCM+ Siemens. Se refleja en esta sección, por lo tanto, el modo de operación para la obtención de los resultados siguiendo el marco teórico de la sección 4.5. Es esencial tener en cuenta que el desarrollo CFD se apoya, en algunos aspectos, de estudios previos realizados sobre el mismo perfil *SD7003*.

5.5.1. Modelo conceptual

El primer paso es definir la naturaleza del problema, siendo en este caso un problema tridimensional. Hay ciertas investigaciones como Vecchia y cols. (2017) en el que, debido a su alta disponibilidad de tiempo de cálculo, decide insertar un semi-ala al completo.

No obstante, en el presente proyecto se decide simular una determinada región del ala, con presencia de una sola hélice. Al imponer solamente una fuente de tracción, la propulsión distribuida se consigue como la multiplicación de este modelo por el número de motores utilizados en el problema -la configuración PED ha sido definida en la sección 5.1.2-.

La investigación con propulsión distribuida e ingestión de capa límite en Martínez (2020), realiza un análisis estacionario del problema. Por ello, se decide en primer lugar, obtener un resultado estacionario y si no fuera posible, ejecutar un cálculo transitorio.

Seguidamente, dado que el objetivo es obtener resultados en condiciones de equilibrio -como es el caso del crucero de la aeronave-, se plantea un modelo iterativo para la obtención del régimen de giro de la hélice. La metodología seguida supone iterar por medio de un PID para obtener unas *rpm* que permitan tender a un valor nulo la expresión 5.5.

$$T_{excess} = T_{prop} n_{prop} - D_{plane} \quad (5.5)$$

Es decir, con el número de hélices n_{prop} , se obtiene una tracción total equivalente a la multiplicación de esta cantidad junto al empuje T_{prop} que aporta cada hélice. Dado que el estudio se realiza a velocidad constante y en equilibrio, dicha multiplicación tiene que ser equivalente a la resistencia D_{plane} . A lo largo de las iteraciones, las revoluciones de la hélice se modifican con el fin de conseguir este equilibrio.

5.5.2. Geometría

Atendiendo a la idea principal expuesta en el modelo conceptual, la geometría utilizada debe incorporar una región de la hélice que permita definir el aspecto de la aeronave de la figura 5.3.

El dominio computacional utilizado es conocido como *C-GRID*, siendo este muy normalizado en estudios sobre aerodinámica externa, especialmente en perfiles. Las dimensiones de la geometría son lo suficientemente grandes como para poder evitar posibles errores debido a las cercanías con las condiciones de contorno -véase figura 5.19-.

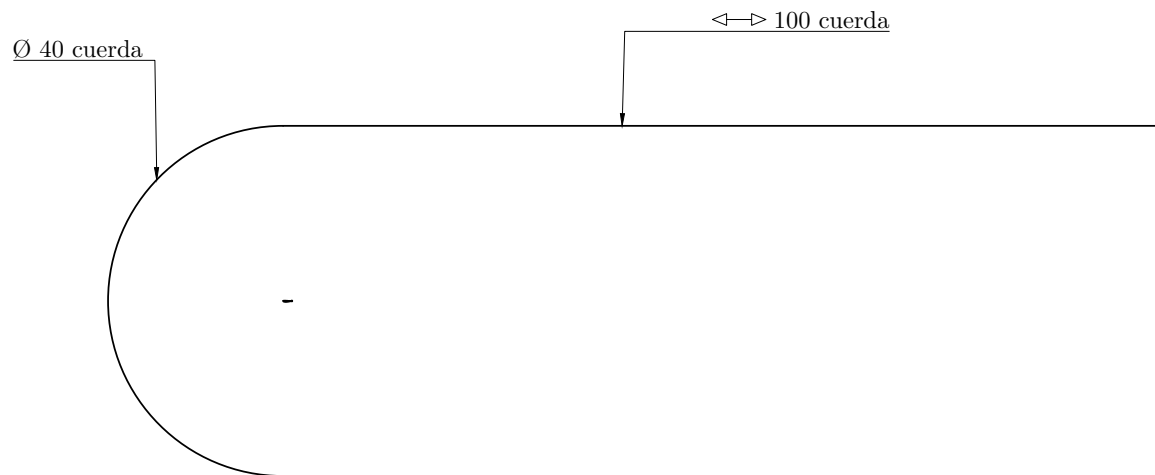


Figura 5.19: Dominio computacional utilizado para CFD

El radio es de 20 veces el tamaño de la cuerda -esta tiene un valor de 0.25 m-, mientras que la distancia desde borde de ataque hasta el límite posterior de la geometría es de 100 veces la cuerda.

Por otro lado, el ancho es definido según el tamaño de la región del ala a estudiar. Esta medida depende del radio de la hélice. Debido a que el número de motores es de 16 y teniendo en cuenta la envergadura de la aeronave, se obtiene finalmente una geometría del ala representada en la figura 5.20.

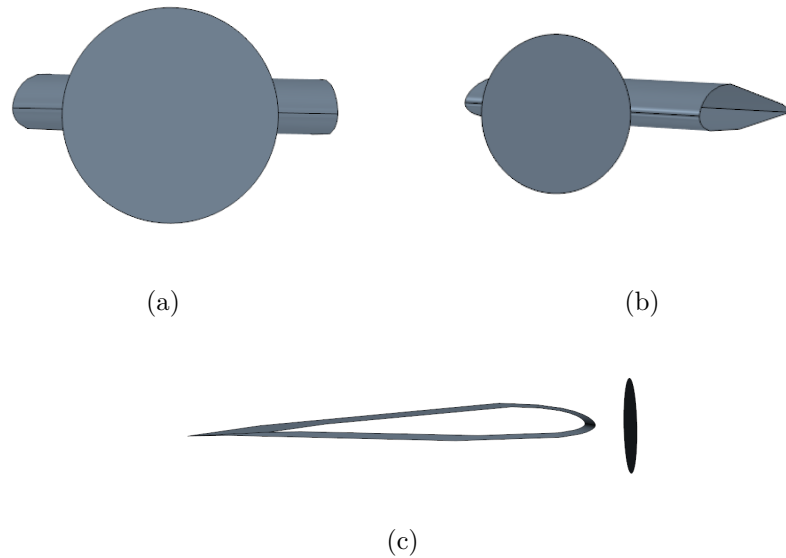


Figura 5.20: Geometría del ala para el cálculo CFD

Según se ha definido en la figura 5.3, puede conocerse el diámetro de la hélice de la figura 5.20, siendo este de 60 mm. El ancho de la región de envergadura finalmente estudiada es de 100 mm.

Por otro lado, según lo establecido en la sección 4.6, existe una fuerte independencia entre los efectos de la propulsión distribuida y el distanciamiento entre la hélice y el borde de ataque. En este caso, la distancia es el 10 % de la cuerda, teniendo en cuenta el posible carenado de unión entre ambas partes, el cual no se ha sido modelado en la geometría ya que supone un aspecto de diseño más complejo y elaborado.

5.5.3. Mallado

En el apartado siguiente se define la tipografía y la calidad de la malla que ha sido definida para el problema. Además, se pone de manifiesto la independencia de malla obtenida para un caso base.

Se decide definir un mallado no estructurado con elementos poligonales, esto permite evitar un exceso de número de celdas cuando se disminuya el tamaño de las mismas. Por otro lado, se utiliza la opción *Prism Layer Mesher*, con el fin de definir una capa límite lo suficientemente precisa. Así pues, se define el mallado con el objetivo de obtener finalmente un valor de $y^+ \leq 1$ para obtener una mejor información de la capa límite.

A modo de resumen, en la tabla 5.5 se muestra los valores utilizados en las variables que permite definir STAR CCM+ Siemens.

Controles por defecto	
Number of Prism Layers	14
Prism Layer Total Thickness	3 mm
Surface Growth Rate	1.3
Minimum Surface Size	10 % relative to base

Tabla 5.5: Valores definidos en los controles de STAR CCM+ Siemens para el mallado de la geometría

Además, para mejorar la malla se definen controles personalizados -*Custom Controls* en STAR CCM+ Siemens- en la zona de la hélice, en el borde de salida para obtener mejor información de la estela y en las superficies del ala.

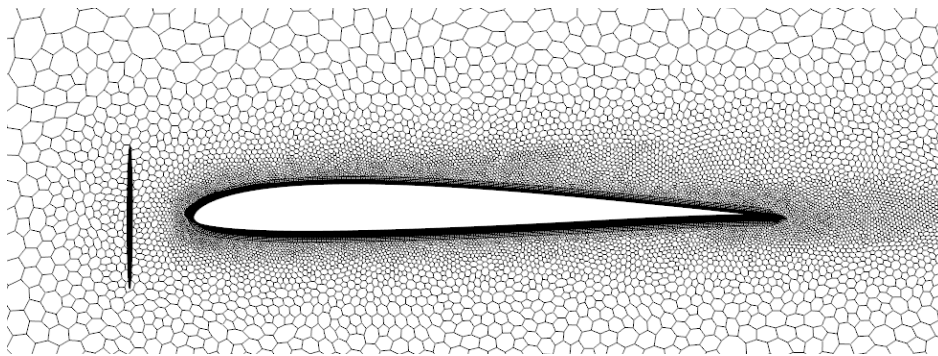
Una vez conocido los valores de los controles de la malla, se realiza la independencia de malla modificando el tamaño base de las celdas *Base size*. Para esto, se ha estudiado un caso base con un $Re = 171505$ -condición aproximada en despegue y aterrizaje- a un ángulo de ataque de $\alpha = 5^\circ$ para tres valores de base.

El criterio de convergencia utilizado, ya no solo para la independencia de malla, sino también para los resultados finales es la variación de menos de un 1% en los valores de C_L y C_D . Por lo tanto, una vez alcanzado el criterio en cada caso, se obtiene los resultados de la tabla 5.6.

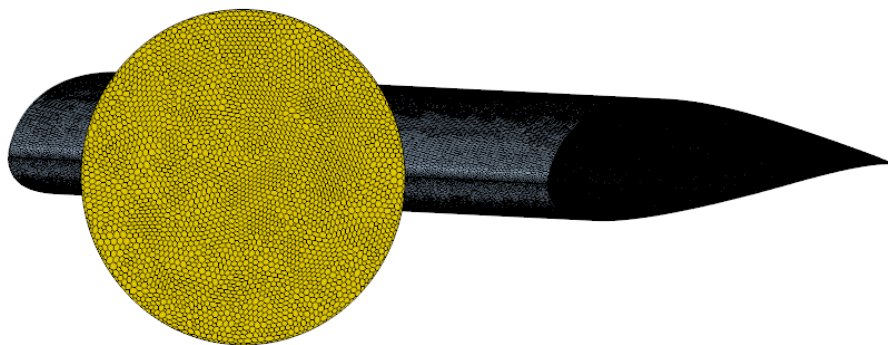
Independencia de malla				
Base size	C_L	C_D	$ \Delta C_L $	$ \Delta C_D $
4 mm	0.8554	0.0359	-	-
3 mm	0.8265	0.0272	3.4%	24.4%
1 mm	0.8308	0.0278	0.5%	2.2%

Tabla 5.6: Independencia de malla

La variación de los coeficientes de sustentación C_L y de resistencia C_D son reducidos a partir de una *Base size* de un milímetro. Además, otros estudios con malla y geometría semejante como en Martínez (2020), obtienen a su vez pequeñas variaciones a partir de este valor. Por ello, el valor de base de celda es finalmente de un milímetro, con un número de 2353063 elementos. Tras esto, la malla obtenida finalmente es la representada en la figura 5.21.



(a)



(b)

Figura 5.21: Resultado de la malla final

5.5.4. Propiedades del flujo y modelos

Para las dos condiciones de vuelo que van a ser estudiadas, se definen las propiedades del fluido -en este caso, aire-, considerado como un gas incompresible debido al bajo número de Mach. Estas condiciones ya han sido comentadas en la sección 5.1.

Debido a la naturaleza del problema que va a ser estudiado, se modela un fluido turbulento con un modelo *Spalart-Allmaras*, a través de un cálculo RANS. Ha sido escogido finalmente este modelo debido al resultado obtenido en el estudio Calvo (2019) en el que se compara los modelos *Spalart-Allmaras*, *k - ω SST* y *k - ϵ* .

Como se ha comentado en el apartado 5.5.1, se realiza en primera instancia un estudio estacionario. Sin embargo, se llega a la conclusión que de que el número de Reynolds Re afecta en gran medida a su naturaleza. Para Re altos, sobre valores de 500000, el problema converge sin problemas, obteniéndose un resultado estacionario. No obstante, para las condiciones de crucero y despegue utilizadas, el Re es lo suficientemente bajo como para no obtener convergencia alguna, aumentando los efectos no estacionarios. Por ello, finalmente se realiza el estudio con un modelo transitorio.

Finalmente, es importante mencionar la utilización del modelo *Virtual Disk* para la hélice, simulándose a través de la teoría del elemento de pala -*Blade Element Method* en STAR CCM+ Siemens-. El programa utiliza un término fuente por cada elemento de pala, siendo estos términos divididos en mayor o menor número según la resolución. En este caso, se ha utilizado una resolución de 8 términos tanto en dirección radial, como azimutal. La geometría de la hélice y el perfil de esta, es el mismo que el representado en la sección 5.2.1.

5.5.5. Condiciones de contorno

Las condiciones de contorno en el trabajo tienen una gran importancia pues, suponen reducir en gran medida el coste computacional aunque se pueda obtener ciertos errores por modelar algunos aspectos que se comentan en este apartado.

Así pues, se utiliza las condiciones de contorno *velocity inlet* y *pressure outlet* en las regiones aguas arriba y aguas abajo de la geometría definida. A su vez, las superficies intradós y extradós del ala se definen como paredes con condición de no deslizamiento.

Por otro lado, en las regiones que limitan el ancho de la geometría -paredes que definen la envergadura del ala-, es utilizado una condición de contorno de simetría. Esto supone por lo tanto, que se trate un problema tridimensional por el modelo *Virtual Disk*, sin embargo, los resultados de los coeficientes son puramente bidimensionales al no existir la resistencia inducida generada en punta de ala.

Por ello, para conocer el término D_{wing} definido en el apartado de modelo conceptual, se modela el coeficiente de resistencia $C_{D_{wing}}$ con una polar no compensada a través de la ecuación 5.6.

$$C_{D_{wing}} = C_{D_0} + C_{D_{0extra}} + KC_{L_{wing}}^2 \quad (5.6)$$

Se ha decidido utilizar una polar no compensada por el hecho de tener una reducida curvatura del perfil *SD7003*. Con el fin de obtener una mejor aproximación de la resistencia de la aeronave, el término $C_{D_{0extra}}$ es la resistencia extra que aporta el fuselaje y la cola -cuyo valor es calculado en el apéndice A-.

De este modo, mediante el valor de la constante de resistencia inducida K -hallado en la sección 5.4- se puede modelar la resistencia inducida que no es capaz de estimar el archivo base en STAR CCM+ Siemens.

Del mismo modo, la pendiente de sustentación que se obtendría es mayor a la que una aeronave tridimensional, por ello, en la sección 5.6 se define cómo se consigue la pendiente real de la aeronave.

5.5.6. Aspectos numéricos

El cálculo es realizado de forma segregada debido al reducido número de Mach. Además, a consecuencia de la utilización del modelo transitorio implícito, se definen los parámetros propios en la sección *Solver* y *Stopping Criteria* del programa STAR CCM+ Siemens. Estos se recogen en la tabla 5.7.

Solvers / Stopping Criteria	
Time-Step	0.001 s
Temporal discretization	2^{nd} order
Maximum Inner Iterations	8
Maximum Physical Time	1 s

Tabla 5.7: Parámetros definidos en *Solvers* y *Stopping Criteria*

Por un lado, se ha podido ver tras el estudio del caso base que es necesario como mínimo un simulación transitoria de al menos 1 s de tiempo. Es decir, el fluido atraviesa aproximadamente unas 40 veces el ala para poder conseguir una estabilización de los resultados.

5.5.7. Resultados

Los resultados en este apartado hacen referencia a diferentes escenas y valores de coeficientes de presión. No obstante, la solución respecto al resto de coeficientes aerodinámicos pueden verse en el siguiente apartado, junto a la comparativa con la solución sin propulsión distribuida.

En primer lugar, es interesante obtener información del valor de la velocidad -*Velocity*- a lo largo del ala, así como la dirección del flujo. En la figura 5.22 se representa la solución a diversos ángulos de ataque.

Como se puede observar en las imágenes, a mayor ángulo de ataque se espera un aumento de velocidad, llegando a incrementarse hasta 78 m/s en el caso de $\alpha = 12^\circ$. Es a partir de este ángulo donde se puede observar cierta turbulencia en el borde de salida, debido al excesivo ángulo de ataque.

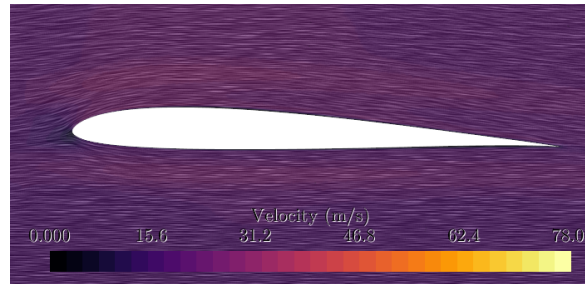
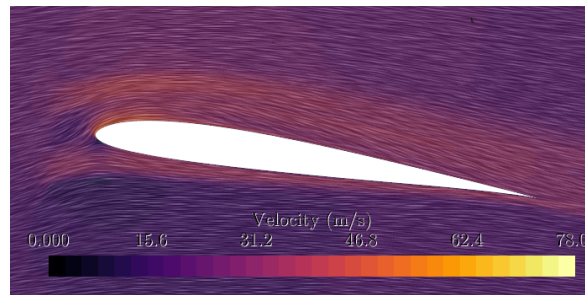
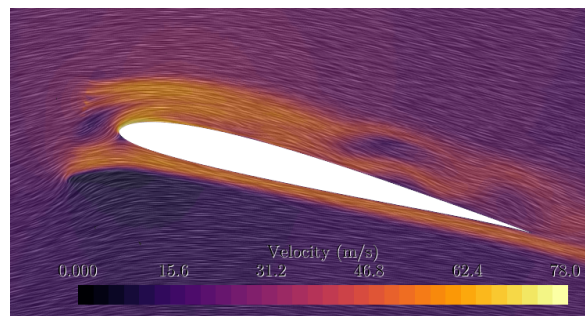
(a) $\alpha = 2^\circ$ (b) $\alpha = 8^\circ$ (c) $\alpha = 12^\circ$

Figura 5.22: Campo de velocidades a diversos ángulos de ataque. Resultados a Reynolds de crucero $Re = 339083$.

Otro aspecto significativo es el mayor salto de velocidades en el disco actuador a consecuencia del aumento del ángulo de ataque.

Esto es así puesto que, el empuje que genera el disco debe de ser mayor conforme aumenta α a consecuencia del incremento de la resistencia. El PID permite aumentar el empuje hasta el punto en el que se equilibra con la resistencia.

La solución del campo de velocidades acarrea, por supuesto, un campo de presiones a lo largo del ala que genera mayor o menor sustentación dependiendo de la variación entre extradós e intradós. La comparativa de la distribución del coeficiente de presión C_p -*Pressure Coefficient*- entre los ángulos $\alpha = 2^\circ$ y $\alpha = 8^\circ$ puede verse en la figura 5.23.

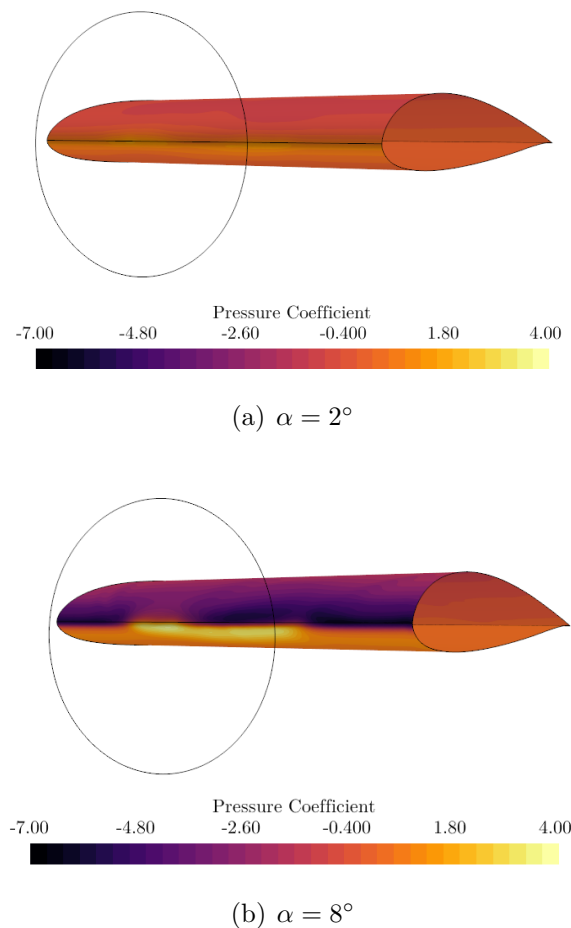


Figura 5.23: Coeficiente de presiones en el ala. Resultados a Reynolds de crucero $Re = 339083$.

Como ya es conocido, el aumento del ángulo α produce mayor sustentación -si no entra en pérdida-. Según se va a poder ver en el siguiente apartado, no se obtiene entrada en pérdida a ángulo de $\alpha = 8^\circ$. Por ello, se representa una gama de colores en la figura 5.23 a este ángulo, por existir una mayor variación del C_p .

Finalmente, es interesante poder obtener resultados de la vorticidad inducida por el ala -*Vorticity*- tal y como se realiza otros estudios como en Vecchia y cols. (2017). Por ello, se representa en la figura 5.24 la solución en un plano situado a un 20 % de la cuerda respecto al borde de salida y a un ángulo $\alpha = 2^\circ$.

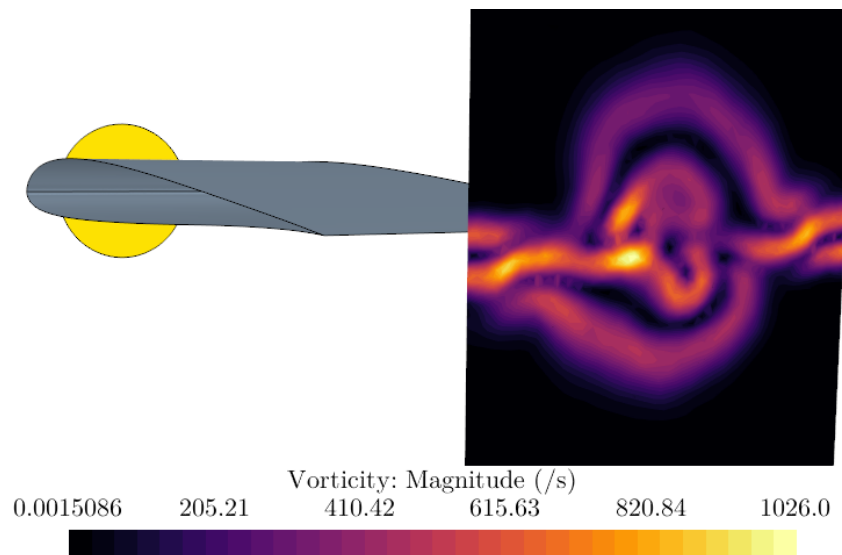


Figura 5.24: Vorticidad inducida en un plano situado al 20 % de la cuerda respecto al borde de salida. Resultados a Reynolds de crucero $Re = 339083$ y a un $\alpha = 2^\circ$.

El resultado es comparable a la solución en Vecchia y cols. (2017), donde la turbulencia generada por la hélice supone una vorticidad bien diferenciada respecto a las secciones donde el disco actuador no modifica el flujo. A ángulos de ataque moderados, no se consigue la misma huella de vorticidad a consecuencia del aumento de la turbulencia a lo largo de todo el ala.

5.6. Comparativa de coeficientes aerodinámicos

En la sección 5.4 se ha representado el valor de los coeficientes de los aviones completos en XFLR5, con el objeto de poder obtener los parámetros de la polar no compensada utilizada en STAR CCM+. Sin embargo, debido a que no se realiza estudio CFD del ala secundaria, se decide homogeneizar los resultados de ambos programas a un modelo aerodinámico lineal que permita obtener los coeficientes del avión completo, conociendo por separado los coeficientes de cada ala.

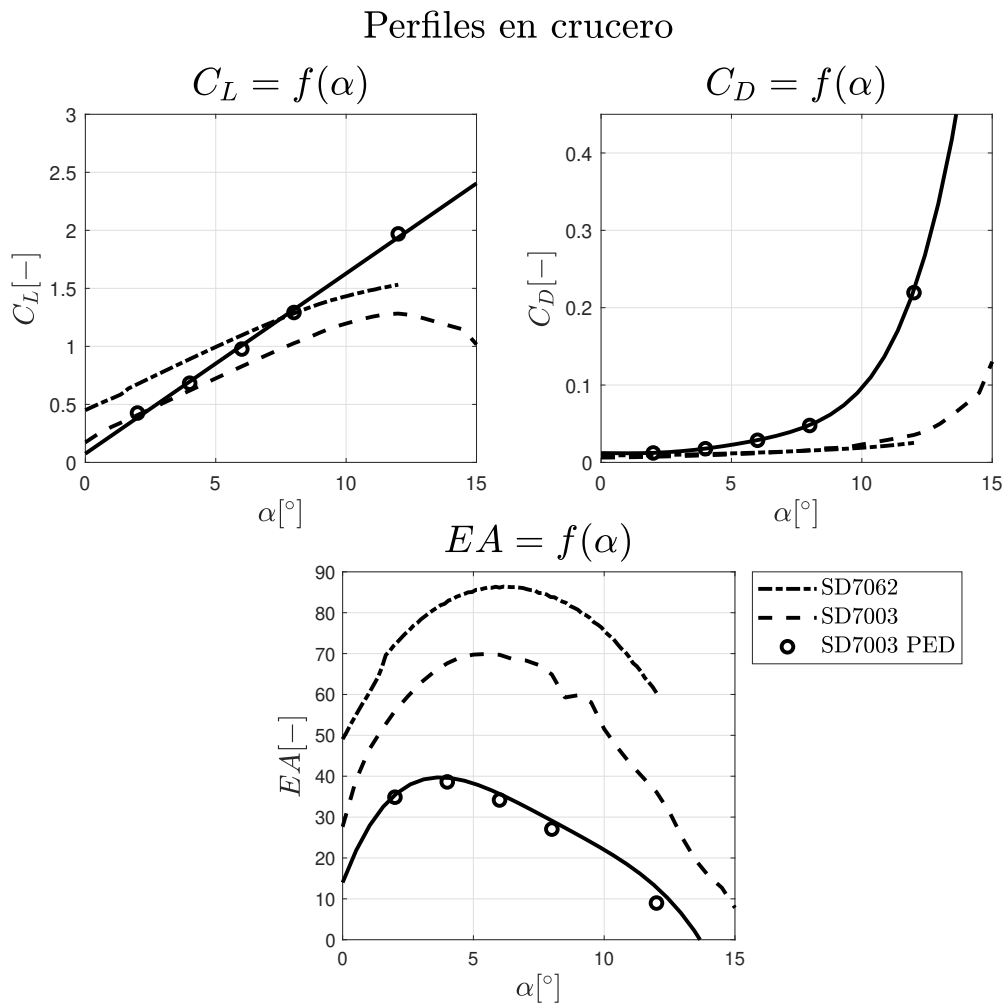


Figura 5.25: Coeficientes aerodinámicos de los perfiles con PED y sin PED. Condiciones de crucero.

Se expone los resultados entre los valores de los perfiles *SD7062*, *SD7003* y *SD7003* con propulsión distribuida *PED*, en la figura 5.25.

La primera conclusión obtenida en este caso es el aumento claro de la pendiente de sustentación del perfil principal $C_{L_{\alpha,w,2D}}$. Así pues, a mayor ángulo de ataque mayor sustentación se genera respecto al perfil sin *PED*.

En este caso, el ángulo de ataque de entrada en pérdida no ha sido hallado en el cálculo CFD debido a oscilaciones de las soluciones conforme se aumenta α . Por ello, la entrada en pérdida con *PED* se define en el mismo ángulo de pérdida equivalente en los estudios sin *PED*.

Por otro lado, el coeficiente de resistencia C_D del perfil se ve altamente influenciado a grandes ángulos de ataque, sobre todo a partir del ángulo $\alpha = 5^\circ$. Esto provoca que la eficiencia aerodinámica se vea disminuida es gran medida.

Finalmente, como conclusión relevante se obtiene que el hecho de utilizar propulsión distribuida favorece a aumentar el $C_{L_{max}}$ del perfil a costa de empeorar la resistencia del mismo.

Tal y como se ha comentado en el apartado 5.5.5, debe de obtenerse la pendiente equivalente del ala en tres dimensiones $C_{L_{\alpha,w,3D}}$ a partir de la anteriormente expuesta en la figura 5.25. Para ello, se tiene en cuenta la teoría de Lanchester-Prandtl del ala -véase la ecuación 5.7-

$$C_{L_{\alpha,w,3D}} = \frac{C_{L_{\alpha,w,2D}}}{1 + \frac{C_{L_{\alpha,w,2D}}}{\pi AR}(1 + \delta)} \quad (5.7)$$

El término δ es un factor de eficiencia que depende de la geometría alar, y que puede ser obtenido si se sigue el procedimiento definido en Wikipedia (2020d). No obstante, en este caso ha sido estimado mediante *XLFR5*, y cuyo valor es de $\delta = 0.1$.

Para conseguir la resistencia del avión, se utiliza la polar no compensada expuesta en la ecuación 5.6. En esta se tiene en cuenta los coeficientes parásitos del resto del avión así como el coeficiente C_L del mismo.

Para obtener el modelo de coeficientes C_L y C_M del UAV completo se asume un relación lineal con las variables α y deflexión del timón de profundidad δ_e . Todos los coeficientes que multiplican a estas variables ya han sido hallados, cuya aportación a los resultados se muestra en la ecuación 5.8.

$$C_L = C_{L_0} + (C_{L_{\alpha,w,3D}} + C_{L_{\alpha,t}}(1 + \frac{d\epsilon}{d\alpha})\frac{S_T}{S_W})\alpha + \Delta C_{L_{\delta_e}}\frac{S_T}{S_W}\delta_e \quad (5.8)$$

De este modo, se obtiene una nueva pendiente de sustentación debido a la aportación del ala secundaria. Se tiene en cuenta el término $d\epsilon/d\alpha$, el cual representa el *downwash* generado por el ala principal. Su modo de obtención se encuentra en el apéndice A.2. A su vez, el término $C_{L_{\alpha,t}}$ es la pendiente de sustentación del estabilizador horizontal.

En relación al cálculo de C_M , su expresión lineal es la mostrada en la ecuación 5.9.

$$C_M = C_{M_0} + (C_{L_{\alpha,w,3D}}\frac{x_{cdg} - x_{caw}}{c_w} + (C_{L_{\alpha,t}}\frac{x_{cdg} - x_{cat}}{c_w})(1 + \frac{d\epsilon}{d\alpha})\frac{S_T}{S_W})\alpha + \Delta C_{M_{\delta_e}}\delta_e \quad (5.9)$$

Los términos x_{cdg} , x_{caw} y x_{cat} son el centro de gravedad del avión y los centros aerodinámicos de cada ala -hallados en XLFR5, aproximadamente a un cuarto de cuerda-.

De este modo, se obtienen tantos parámetros diferentes como; condición de vuelo, configuración de peso -solamente en C_M - y avión -si es con PED o sin PED-. Esto conlleva a la solución expuesta en la figura 5.26.

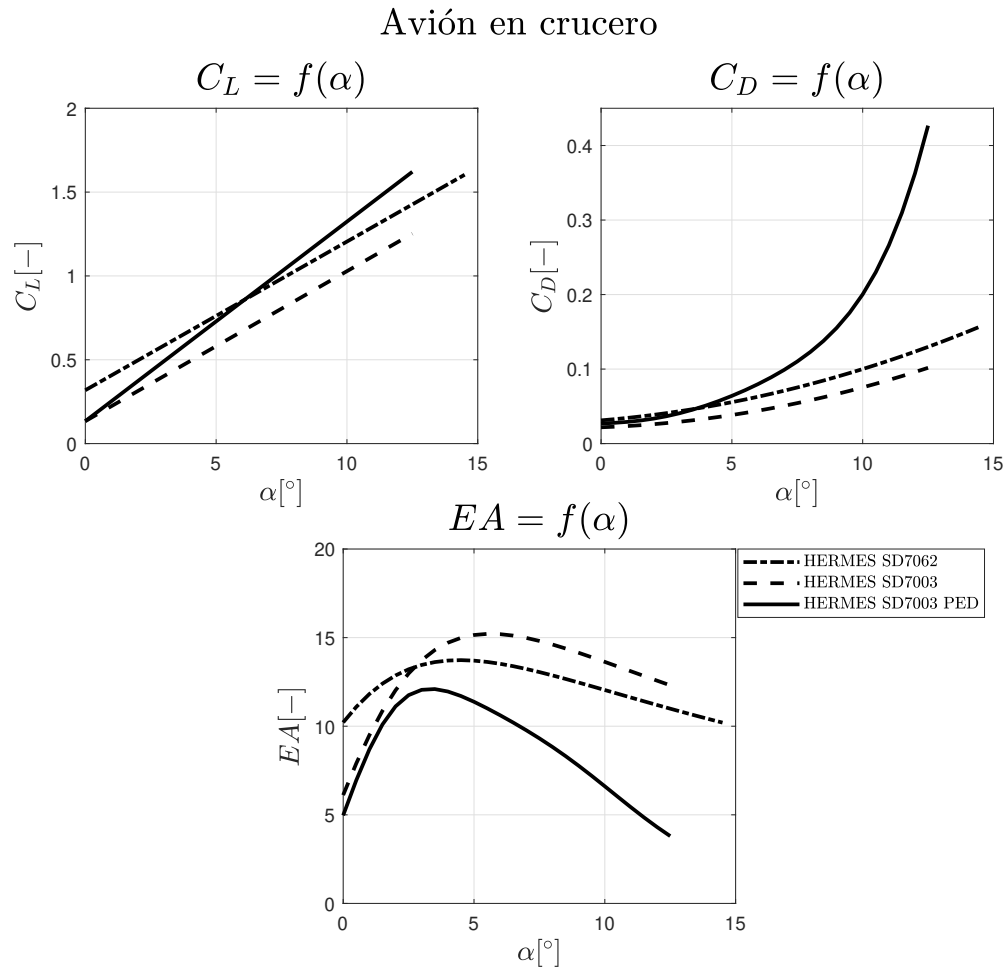


Figura 5.26: Coeficientes aerodinámicos del avión con PED y sin PED. Condiciones de crucero.

Un diseño de un ala con *SD7003* y propulsión distribuida favorece a obtener un valor un poco mayor de $C_{L_{max}}$ que un ala diseñada con el perfil original *SD7062*. Es decir, en términos de máximos, permite asemejarse a un perfil más grueso, aunque la entrada en pérdida en este caso sea a menor α . No obstante, esto ocurre en el caso de la limitación de este proyecto, en otro estudios como en Vecchia y cols. (2017) puede verse un aumento del ángulo de ataque de entrada en pérdida.

Cabía de esperar, como en el caso del perfil, un aumento de resistencia y por lo tanto, una baja eficiencia a partir de ángulos de $\alpha = 3^\circ$. El efecto podría disminuirse instalando hélices en puntas de pala -no es el caso de este proyecto-, reduciendo la resistencia inducida generada en estas zonas.

Atendiéndose al resultado del coeficiente de momentos C_M , el excesivo aumento de la pendiente de sustentación $C_{L_{\alpha,w,3D}}$ supone una inestabilidad longitudinal estática en la aeronave, pues el valor del término proporcional a α es positivo. Esto implica que, al aumentar el ángulo de ataque, la aeronave tienda a ascender el morro de forma acelerada. Las posibles soluciones son; modificar la distribución de la carga de peso en la aeronave o adelantar la posición del ala principal modificando el término x_{caw} .

Debido a que esto supone un rediseño en profundidad de la aeronave, diferenciándose la geometrías entre PED y no PED, se continúa realizando el equilibrado en crucero con los términos inestables, suponiéndose que el sistema de control está preparado para evitar cualquier accidente en el UAV. Esto realmente no se interpone en las conclusiones principales del proyecto, ya que es un problema meramente de control.

Capítulo 6

Resultados principales y análisis

En el presente capítulo, una vez conocidos todos los parámetros que permiten modelar al completo la aeronave HERMES-UPV y sus modificaciones correspondientes, se da a conocer los resultados referentes al dominio de vuelo y las actuaciones.

Realmente, este supone el capítulo que permite conocer si es posible cumplir el objetivo primario y secundario. De este modo, se analizan las razones que pueden acarrear a una diferencia clara entre los aviones estudiados, obteniendo conclusiones relevantes a cerca del diseño de una aeronave con propulsión distribuida.

6.1. Envoltente de vuelo

Como ya es sabido, la competición *UAS Challenge* establece unos requerimientos mínimos operacionales. Esta sección permite observar si, efectivamente, la aeronave HERMES-UPV es capaz de realizar un vuelo en crucero a la altitud y a la velocidad definida en la sección 5.1 de condiciones de vuelo -que cumplen con el reglamento de la competición-. Además, la envoltente de vuelo consigue establecer la velocidad de vuelo máxima del HERMES-UPV en crucero, recordándose que existe un máximo de puntuación si se vuela a una velocidad de crucero de 31 m/s.

Por otro lado, se realiza la comparativa entre HERMES-UPV con diferentes configuraciones de peso -definida en la sección 5.1- con propósito de ver si es capaz de realizar misiones con una mayor carga de pago.

Finalmente, se compara las tres aeronaves hasta ahora tenidas en cuenta; HERMES-UPV, HERMES *Modificado* y HERMES *Modificado* PED. Se considera una distribución de empuje con respecto de la velocidad equivalente entre PED y no PED. Por supuesto, esto no tiene porqué ser cierto, no obstante, el proyecto pretende poder ver las diferencias operacionales entre ambos diseños basadas en modificaciones aerodinámicas, no en las prestaciones de los motores elegidos.

6.1.1. Configuración ligera y configuración pesada - HERMES UPV

El vuelo con una mayor carga de pago supone aumentar el coeficiente de sustentación de una aeronave siempre y cuando se compare a una misma condición de vuelo. Si se observa la figura 6.1, existe una clara reducción de la envolvente de vuelo al aumentar unos 3 kg la carga de pago.

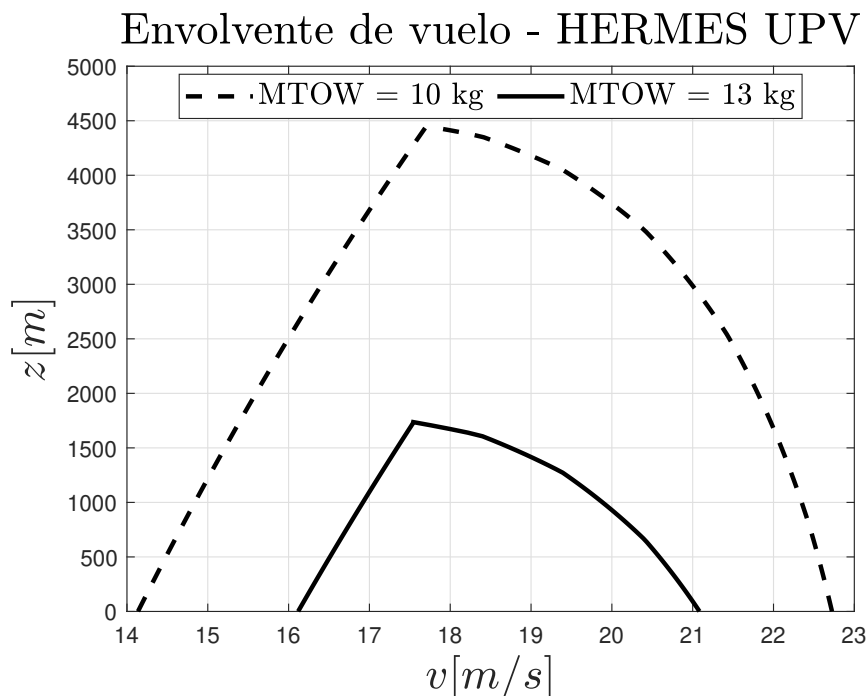


Figura 6.1: Envolvente de vuelo de la configuración ligera y pesada de la aeronave HERMES-UPV.

Tal es su reducción, que la aeronave disminuye un 61 % su techo de vuelo, pasando de 4449 m con configuración ligera a 1740 m. Aún así, el alto empuje que es capaz de generar el UAV permite seguir aumentando la carga de pago, teniéndose la alta sensibilidad que existe con el peso.

Por otro lado, HERMES-UPV no sería capaz de conseguir puntuación máxima por limitaciones de velocidad, obteniendo una velocidad máxima de 22.7 m/s a la altitud de crucero estudiada -siendo esta la máxima posible en la competición-. Aumentar el peso, como cabía esperar, supone una velocidad de entrada en pérdida mayor. Es decir, se pierde una gran capacidad de operación a bajas velocidades.

En el siguiente apartado se puede ver los resultados de trimado *trim* del ángulo de ataque, deflexión del timón de profundidad y la eficiencia aerodinámica conseguida en cada caso.

6.1.2. Comparativa entre aeronaves

La alta diferenciación de los parámetros aerodinámicos observados entre cada aeronave favorece a una variación clara de las envolventes de vuelo.

Por ejemplo, según se observa en la figura 6.2, el diseño del avión con un perfil *SD7062* es el óptimo para la obtención de un amplio rango de velocidades a cada altitud, así como obtener un mayor techo de vuelo. Sin embargo, existe cierta mejora a velocidades máximas si se implanta un perfil *SD7003* a consecuencia de la reducción de la resistencia parasita que genera el perfil.

Por ello, dependiendo de la misión del UAV, sería más conveniente utilizar uno u otro perfil. Teniendo en cuenta que no existe necesidad de volar a tan alta altitud, el HERMES *Modificado* permite volar a una mayor velocidad que el HERMES-UPV, teniendo relevancia esto en misión de entrega de paquetes de emergencia.

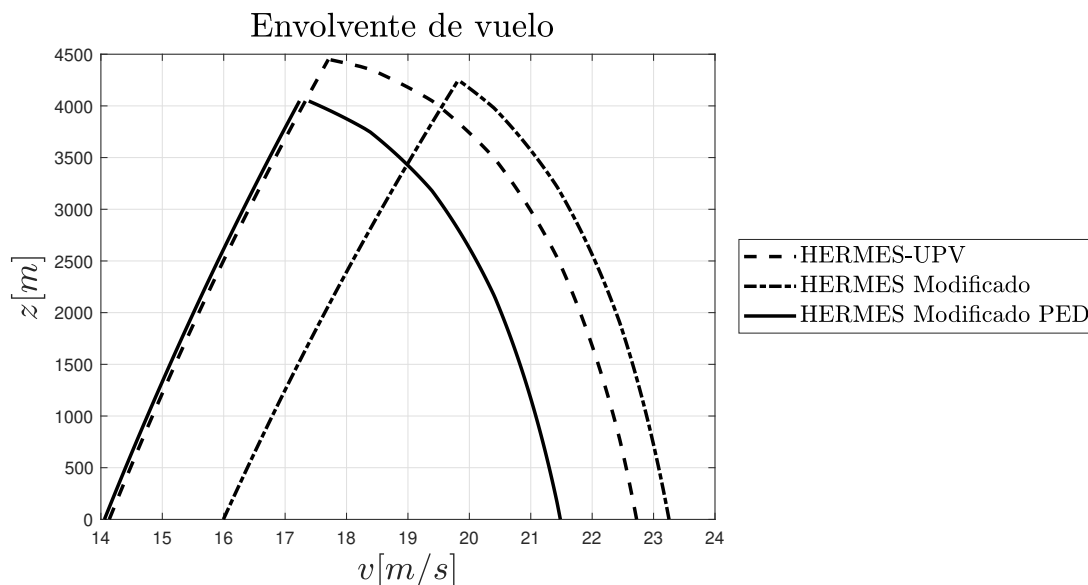


Figura 6.2: Envolvente de vuelo entre las diferentes aeronaves.

Ahora bien, la propulsión distribuida claramente disminuye la velocidad máxima posible de la aeronave por su alta resistencia parásita. Sin embargo, aún es posible cumplir la misión establecida por la competición si el grupo HERMES UPV decidiera cambiar el diseño del UAV.

Por otro lado, teniéndose en cuenta que se utiliza el mismo perfil *SD7003*, la propulsión distribuida permite realizar vuelos a mucha menor velocidad en relación a un avión sin PED. Esto puede utilizarse para misiones de UAV de vigilancia, patrullando una determinada zona geográfica. Si se extrapola estos resultados a un avión PED con el perfil *SD7062*, se conseguiría aún mas reducir la velocidad de entrada en pérdida.

Según los resultados representados en la tabla 6.1, el HERMES *Modificado* con PED permite reducir el ángulo de ataque de trimado por su alta pendiente de sustentación, no obstante, existe una pérdida de eficiencia aerodinámica debido al aumento de la resistencia parásita.

	EA_{trim}	$\alpha_{trim} [^\circ]$	$\delta_{e_{trim}} [^\circ]$
HERMES-UPV 10 kg	13.38	6.04	-2.47
HERMES-UPV 13 kg	12.44	8.76	-2.25
HERMES <i>Modificado</i> 10 kg	14.79	7.96	-3.34
HERMES <i>Modificado</i> PED 10 kg	10.92	5.63	0.57

Tabla 6.1: Configuración de trimado a condiciones de crucero de todas las aeronaves.

La aeronave más eficiente en este caso es el UAV sin PED con un perfil *SD7003*, pudiendo acarrear esto grandes ventajas respecto al diseño con PED. La posible ventaja principal es, por supuesto, el aumento del rango de la aeronave R_{elec} según la ecuación 6.1 de Breguet para motores eléctricos definida en Brelje (2019).

$$R_{elec} = \eta_p \eta_m \eta_i \frac{c_b}{g} EA \frac{W_{bat}}{W_{TO}} \quad (6.1)$$

El término η_p es el rendimiento propulsivo, η_m el rendimiento del motor, η_i el rendimiento referente a pérdidas por utilización de energía eléctrica, c_b la energía específica de la batería y W_{bat} y W_{TO} el peso de la batería y peso del avión al despegue respectivamente.

El resultado de rendimiento propulsivo para el caso del HERMES-UPV es de $\eta_p = 0.43$, mientras que el caso con PED es de $\eta_p = 0.74$. Numerosas investigaciones sobre propulsión distribuida como en L.Leifsson y cols. (2011) concluyen en un aumento de la eficiencia propulsiva debido a dos razones principales; aumento del caudal másico \dot{m} debido al aumento de motores en toda la aeronave e ingestión de la capa límite. En este caso, se consigue un aumento de la eficiencia, sin embargo, debe tenerse en cuenta que el algoritmo de teoría del elemento de pala utilizado para el HERMES-UPV no es equivalente al implementado por el programa STAR CCM+ Siemens. Por ello, este resultado debe de ser comprobado en investigaciones futuras para asegurar su veracidad.

Según esto, el rango entre ambas configuraciones PED y no PED depende principalmente en estos dos parámetros, ya que las demás variables son equivalentes en ambos diseños. Mientras que PED penaliza el rango al poseer menor eficiencia aerodinámica, puede mejorarlo mediante un aumento de rendimiento propulsivo. El rango debería incrementarse si se redujera la resistencia instalando motores en punta de ala.

6.2. Actuaciones

Con el propósito de obtener comparaciones entre capacidades operaciones de todas las aeronaves, es necesario plasmar el diagrama de actuaciones. Sin embargo, es necesario dejar constancia en qué condiciones se han simulado.

Según el terreno en el que se suele realizar la competición, el material en el que está construido parece ser asfalto seco con posibilidad de tener gravilla. Por ello, se decide utilizar un coeficiente de rozamiento intermedio entre estos, de un valor de $\mu = 0.03$. Para el caso de del ascenso, se realiza todos los cálculos con una pendiente de ascenso de $\gamma = 7^\circ$. Por otro lado, para el caso en condiciones de aterrizaje, se aumenta el coeficiente de fricción suponiendo el uso de frenos con un valor de $\mu_{freno} = 0.4$. En caso de no utilizarlos, aumentaría en gran medida la distancia de aterrizaje.

Finalmente, se tiene en cuenta que, debido a que el empuje máximo capaz de dar este sistema PED depende del motores elegido repetido 16 veces, se decide suponer un mismo empuje máximo en el despegue y ascenso. Esto realmente facilita a la comparación por diferencias debido a la aerodinámica, ya que, el procedimiento de elección de motores ya entra en un tema de diseño más elaborado propio de una aeronave nueva.

La figura 6.3 refleja el resultado del HERMES-UPV para una distancia de despegue S_{TO} y aterrizaje S_{LAND} de diseño de 30 m cada una -máxima distancia admisible según *UAS Challenge*.

Como se puede ver, el uso de flaps con ángulo máximo -siendo este el valor de 30° - tanto para despegue como en aterrizaje, supone una mejora considerable en la posibilidad de aterrizar y despegar. No obstante, en ninguno de los dos casos es posible cumplir los requisitos de operación impuestos por la competición. Con flaps al máximo, HERMES-UPV es capaz de aterrizar y despegar en una distancia de $S_{TO} = 35$ m y $S_{LAND} = 34$ m. Por otro lado, sin uso de flaps, la distancia sería de $S_{TO} = 46$ m y $S_{LAND} = 41$ m aproximadamente.

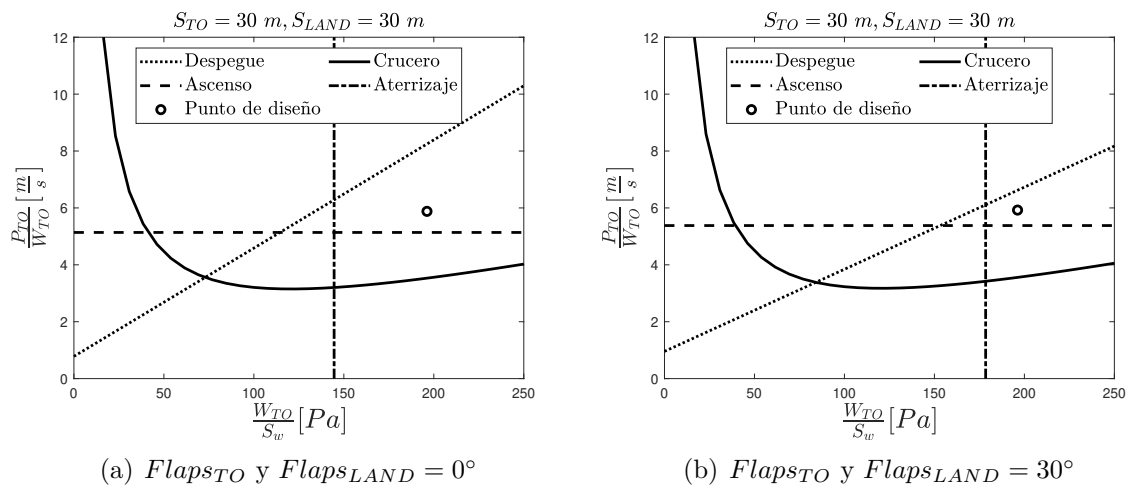
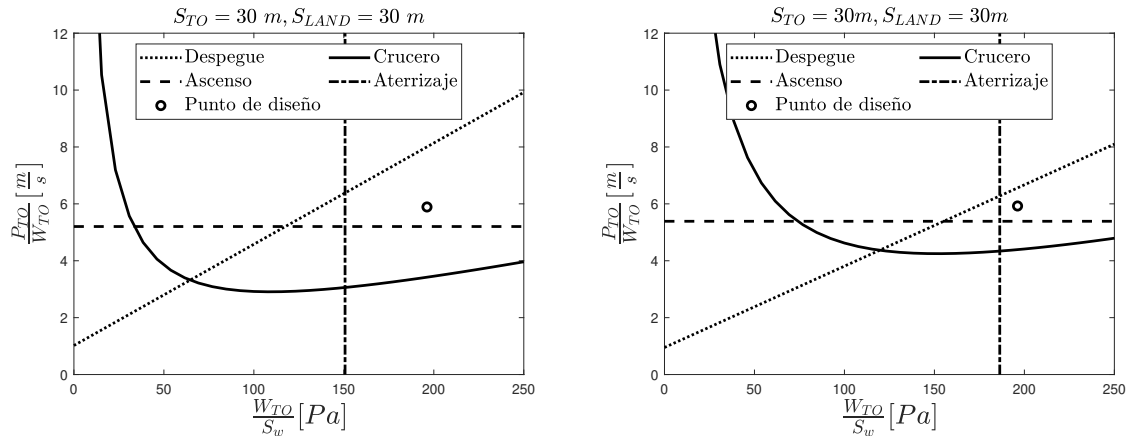


Figura 6.3: Diagrama de actuaciones de la aeronave HERMES-UPV

Además, se puede afirmar que es posible volar a las condiciones de crucero establecidas -esto ya se había visto en el dominio de vuelo-. También existe la capacidad para realizar un ascenso con una pendiente de 7° , existiendo aún margen para aumentar un poco más la pendiente.

Dejando de lado HERMES-UPV, fijándose en su modificación con un perfil *SD7003*, la figura 6.4 muestra como, por un lado, un diseño con un perfil más fino no favorece a cumplir el objetivo secundario. Además, un diseño con propulsión distribuida tampoco consigue cumplir el segundo objetivo. Sin embargo, este es el caso con un perfil delgado, si se instalara PED en el perfil original HERMES-UPV, existe una alta probabilidad de que sí se cumplan los requerimientos.

(a) $Flaps_{TO}$ y $Flaps_{LAND} = 30^\circ$. Sin PED.(b) $Flaps_{TO}$ y $Flaps_{LAND} = 30^\circ$. Con PED.**Figura 6.4:** Diagrama de actuaciones entre HERMES *Modificado* sin y con PED

Otras de las diferencias destacables en esta figura 6.4 es el acercamiento de la línea de crucero en el caso con PED. Esto es así debido a la reducción de la envolvente de vuelo, existiendo menos diferencia de potencia entre la mínima para cumplir el crucero y la obtenida por diseño.

En cuanto a diferencias de distancias de aterrizaje y despegue, utilizar PED con flaps al máximo supone una disminución en un 22.7 % la distancia de despegue y un 20 % la de aterrizaje. Esto quiere decir que, por un lado, si se desea reducir peso en la aeronave, cabe la posibilidad de reducir la superficie alar S_W si se implementa una PED a lo largo de la envergadura. Por otro lado, también se puede obtener una disminución en el peso optando por evitar utilizar el uso de flaps, no teniendo en cuenta mecanismos de actuación en el UAV.

De hecho, si se observa la figura 6.5 (b), HERMES *Modificado* con PED es capaz de despegar y aterrizar en 45 m y 39 m respectivamente. Sin embargo, utilizando flaps máximos en HERMES *Modificado* sin PED, la distancias son 44 m y 40 m. Es decir, la propulsión distribuida hace el mismo papel en la aeronave que si se utilizara el máximo de flaps, viéndose también esto entre la figura 6.4 (a) y la figura 6.5 (a). Esto supondría finalmente, una reducción de peso de 14 % respecto al peso del ala principal y un 1.6 % respecto al MTOW.

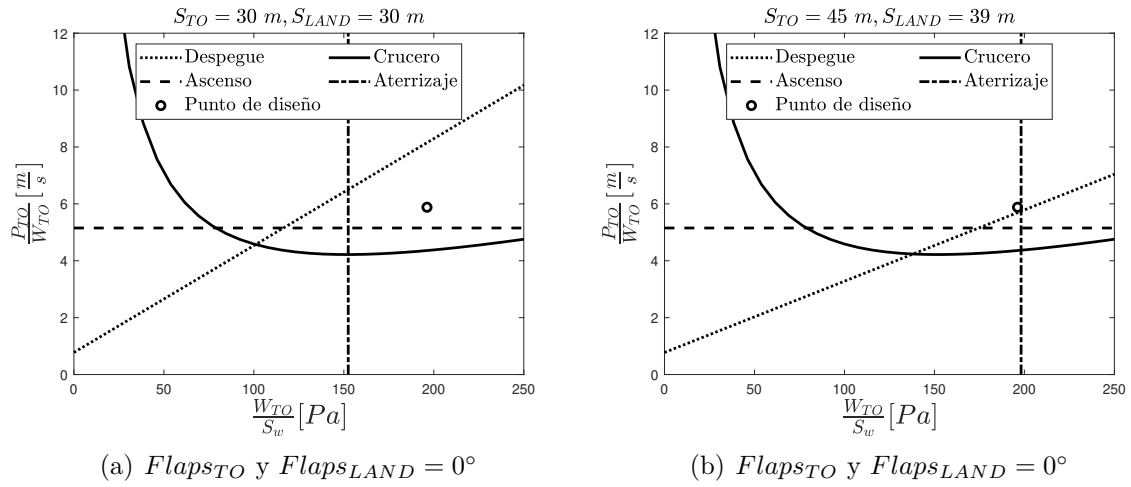


Figura 6.5: Diagrama de actuaciones de la aeronave HERMES *Modificado* PED

Por ello, un diseño con PED puede traducirse, en pocas palabras, en una disminución de MTOW evitando el uso de elementos hipersustentadores. Dependiendo de lo estricto de los requerimientos, cabe la posibilidad, incluso, de disminuir la superficie S_w . Esto supondría, además, reducir la resistencia del ala, mejorando las condiciones en crucero.

Capítulo 7

Conclusiones y estudios recomendados

7.1. Conclusiones

La aeronave HERMES-UPV, diseñada para un vuelo de MTOW máximo de 10 kg, es capaz de realizar un vuelo de crucero según lo establecido en la competición *UAS Challenge*. Además, según se ha podido observar en los resultados, sigue cumpliendo los requerimientos incluso aumentándose la carga de pago unos 3 kg. Sin embargo, reduce en un 61 % el techo de vuelo, disminuyendo la velocidad máxima de vuelo, siendo incapaz de alcanzar, ni en la configuración ligera ni en la pesada, la velocidad de máxima puntuación de 31 m/s que establece la competición.

Una modificación en el perfil del ala principal del HERMES-UPV, pasando de un perfil grueso a uno más fino como es el *SD7003*, permite aumentar la velocidad de vuelo máxima, no modificándose en gran medida el techo de vuelo, aunque perdiendo capacidad de operación a bajas velocidades. Las velocidades máximas mayores son debido a la disminución de la resistencia parásita C_{D_0} que genera perfil fino en comparación con el perfil grueso, mientras que la entrada en pérdida a mayores velocidades es consecuencia de un menor coeficiente de sustentación $C_{L_{max}}$.

El hecho de implementar un sistema PED en la aeronave HERMES *Modificado* permite corregir esa reducción de capacidad de operación a bajas velocidades, debido a un aumento del $C_{L_{max}}$ en un 30 %, siendo incluso ligeramente superior al $C_{L_{max}}$ del ala con perfil *SD7062* del HERMES-UPV. No obstante, tras el estudio aerodinámico con PED, también se obtiene el resultado de un gran aumento del coeficiente de resistencia parásita, por lo que las velocidades máximas se ven disminuidas.

Otras conclusiones relevantes obtenidas tras un análisis con propulsión distribuida es que, a consecuencia del aumento de la pendiente de sustentación, el HERMES *Modificado* PED experimenta una inestabilidad longitudinal estática, debiéndose modificar o la distribución de pesos en el interior o variar la posición del ala principal. En último caso, se podría invertir en un sistema de control para controlar dicha estabilidad.

En relación a posibles diferencias en el rango de la aeronave, la reducción de la eficiencia aerodinámica en crucero EA_{trim} permite reducir la distancia recorrida máxima. No obstante, la eficiencia propulsiva η_p aumenta considerablemente con PED según cálculos en el presente trabajo. Posibles discrepancias debido al algoritmo TEP puede ser una de las causas por la gran diferencia de resultados entre PED y no PED. Futuros cálculos en CFD sin PED deben de ser realizados para corregir posibles errores.

Atendiendo a conclusiones referentes a las actuaciones, el avión es incapaz de despegar y aterrizar en una distancia de 30 m según lo establecido en la competición, ni siquiera con flaps al máximo. Es posible reducir los 5 m y 4 m necesarios de distancia en despegue y aterrizaje aumentando la deflexión a unos 45° .

Sin embargo, resultados con PED con el perfil *SD7003* manifiestan una reducción de 22.7 % en despegue y 20 % en aterrizaje con flaps al máximo. Por ello, una implementación PED en un perfil *SD7062* podría hacer cumplir sin dificultad el requerimiento de distancia y despegue

impuesto por la competición. En el caso en el que los requerimientos no sean tan estrictos, puede evitarse utilizar elementos hipersustentadores en el ala principal, reduciéndose un 1.6 % el peso de la aeronave, o incluso, disminuir la superficie S_W obteniendo un menor peso y una menor resistencia parásita en el ala principal.

7.2. Estudios recomendados

Tal y como se ha comentado anteriormente, es necesario realizar estudios CFD con una geometría que permita obtener posibles discrepancias en el valor de eficiencia propulsiva η_p sin PED, y poder obtener así, conclusiones más precisas sobre el rango máximo del UAV.

Por otro lado, es aconsejable realizar experimentos en túnel de viento con el perfil *SD7062* para establecer una base empírica lo suficientemente sólida. Esos resultados serían la validación para estudios CFD con propulsión distribuida con el perfil original del HERMES-UPV.

Finalmente, siempre y cuando se obtenga una potencia de cálculo lo suficientemente elevada, es necesario realizar un problema tridimensional con el semiala completo en CFD, para modelar a la perfección la resistencia inducida generada. Además, para reducir la resistencia inducida, es aconsejable implantar una hélice en punta de ala para mejorar las condiciones en crucero.

Bibliografía

- Agency, E. U. A. S. (2003). *Easa regulations*. Descargado de <https://www.easa.europa.eu/regulations>
- Baris, E. (2017). An investigation into the potential benefits of distributed electric propulsion on small uavs at low reynolds numbers.
- Bober, W. (2013). *Introduction to numerical and analytical methods with matlab for engineers and scientists*.
- Brelje, B. (2019). *Deriving the modified breguet range equation for a hybrid-turboelectric aircraft*. Descargado de <https://brelje.net/blog/deriving-modified-breguet-range-equation-hybrid-turboelectric-aircraft/>
- Calvo, A. Z. (2019). *Sobre las actuaciones aerodinámicas del perfil sd7003 a bajo número de reynolds* (Trabajo final de grado).
- D., H. (1978). *Gasp - general aviation synthesis program*. Descargado de <https://ntrs.nasa.gov/search.jsp?R=19810010564>
- Durand, W. F. (1963). *Aerodynamic theory: A general review of progress vol 4*.
- España, G. (2017). *Real decreto 1036/2017*.
- Felder, J. L., Kim, H. D., y Brown, G. V. (2009). Turboelectric distributed propulsion engine cycle analysis for hybrid-wing-body aircraft.
- F.Yaros, S., Sexstone, M. G., Huebner, L. D., Lamar, J. E., Jr., R. E. M., Torres, A. ., ... J., W. (1998). Synergistic airframe-propulsion interactions and integrations.
- Hiniesta, J. C. G., y Roncero, S. E. (2013). *Xflr5 manual de iniciación*. Descargado de <http://www.aero.us.es/adesign/Slides/Extra/Aerodynamics/Software/XFLR5/Manuals/XFLR5>
- Hoak, D. (1978). *Usaf stability and control datcom*.
- Hull, D. G. (2007). *Fundamentals of airplane flight mechanics*.
- Kim, H. D. (2010). Distributed propulsion vehicles.

- Kim, H. D., Perry, A. T., y Ansell, P. J. (2016). A review of distributed electric propulsion concepts for air vehicle technology.
- L.Leifsson, A.Ko, W.H.Mason, J.A.Schetz, B.Grossman, y R.T.Haftka. (2011). Multidisciplinary design optimization of blended-wing-body transport aircraft with distributed propulsion.
- Lowry, J. G., y Polhamus, E. C. (1957). *A method for predicting lift increments due to flap deflection at low angles of attack in incompressible flow*. Descargado de <https://ntrs.nasa.gov/search.jsp?R=19930084818>
- Martínez, P. V. (2020). *Beneficios de la hibridación en serie a través de la propulsión eléctrica distribuida y la ingestión de capa límite en rps de alta autonomía* (Trabajo final de master).
- Milenković-Babić, M., Antonić, V., Prodić, M., Stefanović-Gobeljić, V., Radonjić, R., Jovičić, S., y Nedić, N. (2019). Aircraft lasta take-off and landing performance.
- Moore, K. R., y Ning, A. (2018). Distributed electric propulsion eects on traditional aircraft through multidisciplinary optimization.
- O'Donnell, S. (2019). *A short history of unmanned aerial vehicles*. Descargado de <https://consortiq.com/en-gb/media-centre/blog/short-history-unmanned-aerial-vehicles-uavs>
- Rullán, J. P. M. (Ed.). (2019a). *Asignatura: Procedimientos 02 aerodinámica - mecánica de vuelo*.
- Rullán, J. P. M. (Ed.). (2019b). *Asignatura: Práctica 02 c_{D_0} - mecánica de vuelo*.
- S.Gohardani, A., Doulgeris, G., y Singh, R. (2010). Challenges of future aircraft propulsion: A review of distributed propulsion technology and its potential application for the all electric commercial aircraft.
- Tiscar, J. G. (Ed.). (2019). *Asignatura: Punto de diseño - cálculo de aviones*.
- Vecchia, P. D., Malgieri, D., Nicolosi, F., y Marco, A. D. (2017). Numerical analysis of propeller effects on wing aerodynamic: tip mounted and distributed propulsion.
- Veldhuis, L. (2005). *Propeller wing aerodynamic interference* (Doctoral thesis).
- Vienne, M. N. (2011). Directrices para xflr5 v 6.03 [Manual de software informático].
- Wikipedia. (2019a). *Envolvente de vuelo*. Descargado de https://es.wikipedia.org/wiki/Envolvente_de_vuelo
- Wikipedia. (2019b). *Mecánica de fluidos computacional*. Descargado de https://es.wikipedia.org/wiki/Mec%C3%A1nica_de_fluidos_computacional
-

-
- Wikipedia. (2020a). *Airbus e-fan x*. Descargado de https://en.wikipedia.org/wiki/Airbus_E-Fan_X
- Wikipedia. (2020b). *Asab projects x-57 maxwell*. Descargado de <https://sacd.larc.nasa.gov/x57maxwell/>
- Wikipedia. (2020c). *History of unmanned aerial vehicles*. Descargado de https://en.wikipedia.org/wiki/History_of_unmanned_aerial_vehicles#Early_development
- Wikipedia. (2020d). *Lifting-line theory*. Descargado de https://en.wikipedia.org/wiki/Lifting-line_theory
- Wikipedia. (2020e). *Matlab*. Descargado de <https://es.wikipedia.org/wiki/MATLAB>
- Wikipedia. (2020f). *Teoría de cantidad de movimiento*. Descargado de https://es.wikipedia.org/wiki/Teor%C3%ADa_de_cantidad_de_movimiento
- Álvaro Cuerva Tejero, Granado, J. L. E., García, O. L., Ruiz, J. M., y Andrés, A. S. (2009). *Teoría de helicópteros*.
-

Parte II

Pliego de condiciones

Capítulo 8

Pliego de condiciones

8.1. Introducción

En esta parte, se explica y detalla una serie de anexos y sus apartados, con el objetivo de hacer constancia el cumplimiento de la normativa vigente en relación a las ordenanzas de seguridad, higiene y salud en el puesto de trabajo.

Las ordenanzas provienen del Real Decreto 486/1997, del 14 de Abril. La Ley 31/1996, de 8 de noviembre, supone la norma legal de Prevención de Riesgos Laborales. Concretamente, es el artículo 6 de esta ley el que fija el reglamento técnico que garantiza la seguridad y la salud del lugar de trabajo.

El lugar de trabajo en el que se realiza el proyecto es en un despacho situado en el edificio CMT - Motores Térmicos. Por ello, se pretende hacer constancia de las condiciones de trabajo cumplidas en estos dos espacios.

8.2. Anexo I: Condiciones generales de seguridad en los lugares de trabajo

El anexo I supone la normativa aplicable a la zona de trabajo utilizada a partir de la entrada en vigor del Real Decreto mencionado anteriormente.

Apartado 1 - Seguridad estructural establece que las plataformas de trabajo, escaleras y escalas deben tener la solidez y resistencia para soportar las cargas o esfuerzos a los que se vean sometidos. Además, se necesita un sistema armado que asegure la estabilidad y, por supuesto, no sobrecargar los elementos nombrados anteriormente. La zona de trabajo utilizada cumple este requerimiento.

Apartado 2 - Espacios de trabajo y zonas peligrosas fija un espaciado mínimo de la zona de trabajo con el fin de asegurar la seguridad, la salud y unas condiciones ergonómicas. Además, menciona la necesidad de señalar aquellas zonas con riesgo de caída de objetos que suponga un peligro para el trabajador. La zona de trabajo utilizada cumple este requerimiento.

Apartado 3 - Suelos, aberturas y desniveles, y barandillas deja constancia de las características de los suelos, siendo estos estables, fijos y no resbaladizos. Por otro lado, las aberturas con riesgo de caída deben de poseer barandillas con materiales rígidos y con ciertas dimensiones mínimas. La zona de trabajo utilizada cumple este requerimiento.

Apartado 4 - Tabiques, ventanas y vanos manifiesta, por un lado, que los tabiques estén claramente señalizados y fabricados con materiales seguros. Además, las ventanas tienen que tener una abertura y cierra segura, con posibilidad de limpieza sin riesgo al trabajador que realiza esta acción. La zona de trabajo utilizada cumple este requerimiento.

Apartado 5 - Vías de circulación mantiene el diseño conforme respecto a un uso determinado. Es necesario tener en cuenta el número potencial de usuarios y, una vez esto, asegurar escaleras, pasillos, rampas y muelles de carga conforme a su uso previsto. La zona de trabajo utilizada cumple este requerimiento.

Apartados 6, 7, 8 y 9 - Puertas, portones, rampas, escaleras fijas y de servicio, escalas fijas y escaleras de mano ponen de manifiesto una serie de puntos de dimensionamiento. La zona de trabajo utilizada cumple este requerimiento.

Apartado 10 - Vías y salidas de evacuación supone una serie de puntos en el que se mencionan el modo de apertura de puertas, las dimensiones, distribución y señalización. La zona de trabajo utilizada cumple este requerimiento.

Apartado 11 - Condiciones de protección contra incendios establece la necesidad de modificar los dispositivos para combatir incendios en relación al número máximo de personas. La zona de trabajo utilizada cumple este requerimiento.

Apartado 12 y 13 - Instalación eléctrica y minusválidos, finalmente, suponen que, por un lado, la instalación eléctrica no suponga un riesgo de incendio o explosión, y por otro lado, el espacio de trabajo debe de estar acondicionado para trabajadores minusválidos. La zona de trabajo utilizada cumple este requerimiento.

8.3. Anexo II: Orden, limpieza y mantenimiento

En el presente anexo se menciona principalmente que; las zonas de paso, salidas y vías de circulación en los lugares de trabajo deben de ser utilizadas sin dificultad alguna, los espacios de trabajo deben de ser limpiados y mantenidos con cierta periodicidad, la instalación de ventilación debe de mantenerse en buen estado, y que la acción de limpieza no debe de suponer un nuevo riesgo para los trabajadores. La zona de trabajo utilizada cumple este requerimiento.

8.4. Anexo III: Condiciones ambientales de los lugares de trabajo

Las condiciones ambientales, en primer lugar, no deben de suponer ningún mal estar o incomodidad para los trabajados. Por ello, en este anexo, se establece un intervalo de temperatura y humedad relativa que permita realizar un trabajo adecuado en un local de trabajo cerrado. Además, se menciona la necesidad de una renovación efectiva del aire del local. En el caso de trabajo en aire libre, debe de protegerse al trabajos de cualquier inclemencia del tiempo. La zona de trabajo utilizada cumple este requerimiento.

8.5. Anexo IV: Iluminación de los lugares de trabajo

La iluminación debe de ser, preferiblemente, natural. En caso contrario se puede adaptar las exigencias visuales de las propias tareas con una iluminación artificial. En el Anexo IV, además, establece un mínimo de iluminación dependiendo de las zonas y tareas. A parte de esto, se fijan unos puntos a cumplir, los cuales tratan la distribución y el modo de uso específico en cada caso. La zona de trabajo utilizada cumple este requerimiento.

8.6. Anexo V: Servicios higiénicos y locales de descanso

En el anexo V se menciona la necesidad de existencia de agua potable. Por otro lado, se tratan los mínimos que deben de existir en vestuarios, duchas, lavabos y retretes. A parte de esto, se menciona la utilización de locales de descanso siempre y cuando la salud de los trabajadores lo exija.

En el caso de locales provisionales y trabajos al aire libre, se necesita locales de descanso, siempre dependiendo de las exigencias de los trabajadores, así como dormitorios y comedores en caso en el que la residencia se encuentre alejada respecto a la zona de trabajo. La zona de trabajo utilizada cumple este requerimiento.

8.7. Anexo VI: Material y locales de primeros auxilios

El material de primeros auxilios se ve influenciado por el número de trabajadores. Es necesario un botiquín portátil que contenga material específico, además de que este material se vea distribuido de tal manera que se garantice una rapidez en el daño previsible. Por otro lado, los locales de primeros auxilios necesitan poseer, como mínimo, un botiquín, una camilla y una fuente de agua potable. La zona de trabajo utilizada cumple este requerimiento.

8.8. Impacto ecológico del proyecto

El impacto ecológico consiste en hallar la huella de carbono que es emitida al realizar una serie de actividades involucradas en el proyecto -acciones directamente relacionadas con el trabajo, no se incluye comidas, gasto en educación, etc-. Esta huella es contabilizada con toneladas t de CO_2 y supone conocer cual ha sido la aportación del trabajo final de grado al calentamiento global, por medio del efecto invernadero.

El cálculo ha sido realizado según las actividades recogidas en el capítulo 9, contándose el uso de papel impreso, electricidad y amortización de aparatos electrónicos. Así pues, se utiliza la calculadora *carbon footprint*, ya que permite conocer la huella de carbono en estas actividades. Los resultados se recogen en la tabla 8.1.

Concepto	CO_2 [t]
Electricidad	0.11
Material impreso	0.01
Aparatos electrónicos	0.05
Total	0.17

Tabla 8.1: Huella de carbono emitida en el trabajo final de grado

Como se puede ver, es el uso de la electricidad lo que aporta mayor contribución a la emisión de gases de efecto invernadero. El hecho de no utilizar transporte público ni privado reduce considerablemente este resultado.

El propósito es poder ver como cualquier actividad, incluso la realización de un trabajo académico, supone un impacto medioambiental importante.

Parte III

Presupuesto

Capítulo 9

Presupuesto

9.1. Introducción

Con el objetivo de tener el computo del coste que acarrea la realización de un trabajo final de grado, se realiza el cálculo del presupuesto del presente proyecto. Para ello, se tiene en cuenta el coste de personal, material utilizado -licencias informáticas varias- y servicios -electricidad, transporte, etc-.La moneda utilizada es el euro [€], y el tiempo de uso es contado en horas [h].

9.2. Desglose de costes

En primer lugar, se desarrolla el coste unitario de las actividades, dependiendo de su naturaleza.

9.2.1. Material

Este apartado tiene en cuenta, tanto el coste de material informático de la estación de trabajo, licencias informáticas y utensilios de escritura.

Estación de trabajo

Para la realización del proyecto se adquiere un ordenador portátil MSI WE62 7RI, con un procesador Intel Core i7-7700 y una RAM de 16 GB.

Por otro lado, el coste de amortización se supone un periodo de amortización de 5 años. Se tiene en cuenta el coste inicial del portátil y su precio actual en el mercado. Por otro lado, el periodo amortizado corresponde con un año académico -tiempo de realización del trabajo final de grado-.

Concepto	Importe [€]
Coste de adquisición inicial	2200
Coste de venta final	1800
Coste anual de amortización	80
Total	80

Tabla 9.1: Amortización de ordenador portátil

Licencias informáticas

Las licencias informáticas tienen en cuenta todo el coste que supone la utilización de programas de cálculo, edición y presentación del proyecto. Los programas y el coste por horas de su uso se encuentra en la tabla 9.2. El total representado es calculado con el computo de horas siguiente:

- 90 horas de MATLAB
- 372 horas de STAR CCM+ Siemens
- 35 horas de Microsoft Office

El cálculo de 372 horas de STAR CCM+ Siemens hacen referencia únicamente a las de utilización. Estas no tienen en cuenta las horas de cálculo iterativo que supone la modelización del problema -aproximadamente 66 horas, 10 en Rigel y 56 en portátil personal-. Sin embargo, sí que se suman al coste total.

Concepto	Importe [€]
Coste por horas de MATLAB	0.03
Coste por horas de STAR CCM+ Siemens	0.06
Coste por horas de XFLR5	0
Coste por horas de L ^A T _E X	0
Coste por horas de Microsoft Office	0.01
Coste por horas de Autodesk Fusion 360	0
Total	29.33

Tabla 9.2: Coste por utilización de licencias informáticas

Coste de material de escritura

Es necesario contar el coste de material impreso, además de utensilios de escritura como puede ser bolígrafos, etc. La tabla 9.3 recoge el valor final de estos materiales.

Concepto	Importe [€]
Material de escritura	15
Total	15

Tabla 9.3: Coste de material de escritura

9.2.2. Horas de personal

Por un lado, se considera el salario por horas de un profesor titular de la universidad -tutor del proyecto-, según las retribuciones del profesorado encontradas en el portal de transparencia de la universidad. De igual modo, se cuenta con un salario de becario en el CMT - Motores térmicos para coste de cotutor. El cálculo por horas se realiza suponiendo unas 160 horas semanales. Por otro lado, se tiene en cuenta el coste por horas que gana un alumno en prácticas en el departamento CMT - Motores térmicos, simulando el coste del valor de las horas utilizadas por el autor. Las horas utilizadas en el trabajo son:

- 617 horas del autor
- 50 horas del cotutor

- 20 horas del tutor

A partir del sueldo calculado por las horas realizadas, se incluye el coste de descuentos por contingencias comunes con un 23.60 %, desempleo con 6.70 %, formación profesional con un 0.60 %, accidente de trabajo y enfermedad profesional con 1.00 % y finalmente, el fondo de garantía salarial con un valor de 0.20 %.

Concepto	Importe [€]
Coste por horas del profesorado	15.66
Coste por horas del autor	2.81
Coste por horas del cotutor	6.25
Total + descuentos	3116.86

Tabla 9.4: Coste por horas de personal

9.2.3. Consumo de electricidad

El consumo de electricidad es el último de los gastos a tener en cuenta. No se considera el cálculo de transporte por desplazamiento, ya que no se ha utilizado ni transporte público ni privado. En la tabla 9.5 se ha acumulado el 4.864 % de impuesto eléctrico. El consumo eléctrico varía aproximadamente en torno al 0.1 €/kWh, siendo este el valor considerado.

Concepto	[W/h]	[kW]	Importe [€]
Portátil	120	74	7.76
Aire acondicionado	1000	200	20.97
Luz	400	120	12.58
Total			41.31

Tabla 9.5: Coste de consumo de electricidad

9.3. Coste final

La suma de del desglose de costes expuesto anteriormente supone el coste final del proyecto. A este valor, se debe sumar el 21 % de IVA. Así pues, el valor final se encuentra en la tabla 9.6.

Concepto	Importe [€]
Material	124.33
Horas de personal	3116.86
Consumo de electricidad	41.31
Total + IVA	3282.50

Tabla 9.6: Coste final del trabajo final de grado

El presupuesto del trabajo final de grado es de
**TRES MIL DOSCIENTOS OCHENTA Y DOS CON
 CINCUENTA CÉNTIMOS**

9.4. Beneficio comercial

El coste anteriormente calculado debe de ser compensado con el posible beneficio comercial obtenido del estudio realizado en el trabajo final de grado. En la vida real, debe de realizarse un estudio de mercado y plantear la estrategia de negocio, de modo que finalmente se estima, de forma aproximada, el beneficio comercial.

No obstante, puede asumirse una aproximación de entre un 4 % y un 10 % de beneficio neto comercial respecto a los ingresos, según estipula la firma privada *Deloitte Touche Tohmatsu Limited* en el estudio financiero realizado en 2018 sobre la industria aeroespacial y de defensa.

Asumiendo que el trabajo final de grado es realizado por una empresa de nueva creación, debe sumarse una pérdida de 15 % respecto al beneficio neto por impuesto de sociedades.

Por lo tanto, en el peor de los casos, el beneficio comercial es de 172.76 € y en el mejor de los casos de un 364.72 €. Sobre estos beneficios, se obtiene un impuesto de sociedades de 25 .91 € y 54.71 € respectivamente.

Por ello, con el nuevo coste añadido por el impuesto de sociedades,

El beneficio comercial mínimo del trabajo final de grado es de
**CIENTO TREINTA Y SEIS EUROS CON OCHENTA Y
CINCO CÉNTIMOS**

El beneficio comercial máximo del trabajo final de grado es de
TRESCIENTOS DIEZ EUROS CON UN CÉNTIMO

Parte IV
Apéndice

Apéndice A

Procedimientos semi-empíricos

A.1. Cálculo del coeficiente de resistencia parásita debido a fuselaje y la cola $C_{D_{0extra}}$

A continuación, se expone el modo utilizado para la obtención del coeficiente de resistencia parásita $C_{D_{0extra}}$, el cual es equivalente al expuesto en Rullán (2019b).

En primer lugar, es necesario conocer el Reynolds de cada uno de las partes a analizar, así como el Reynolds de corte -véase ecuación A.1-. El término k es el coeficiente de rugosidad. Según el material utilizado en el HERMES-UPV, su valor es de $0.05 \times 10^{-5} m$.

$$Re = \frac{\rho V c_w}{\mu} \quad Re_{corte} = 38.21 \frac{c_w^{1.053}}{k} \quad (A.1)$$

El mínimo de estos dos es el valor utilizado para la obtención del coeficiente de fricción a través de la ecuación A.2 de Whrite-Christoph, en el que se asume capa límite turbulenta.

$$C_F = \frac{3.9}{(1 + 0.144M^2)^{0.65} (\ln Re_{min})^{2.58}} \quad (A.2)$$

Antes de aplicar la ecuación final que permita conocer el $C_{D_{0extra}}$, es necesario obtener los coeficientes de esbeltez -o Fineza- de las partes del

fuselaje, el parámetro dependiente de la geometría de las alas de la cola L y los factores de corrección para cada una de las partes de estas partes.

Partes del fuselaje

Los coeficientes de esbeltez F_R siguen la expresión A.3. L_{carac} es la longitud característica de la geometría y S_{max} es su sección máxima. Este termino es utilizado para cuerpos cerrados de sección irregular.

$$F_R = \frac{L_{carac}}{\sqrt{S_{max}}} \quad (A.3)$$

Por otro lado, el factor de corrección R_{wb} es utilizado directamente por el método gráfico considerado en Hoak (1978), dando para las subpartes que componen el fuselaje un valor de 1.05. El factor se obtiene como resultado de aplicar el número de Reynolds y el número de Mach.

Finalmente, es necesario aplicar la ecuación A.4 para conseguir el valor del coeficiente de resistencia parásita para cada uno de los términos que compone el fuselaje. Es decir, la estructura hueca principal y el tubo que une la zona hueca con la cola.

$$C_{D_{0,i}} = C_F \left(1 + \frac{1.3}{F_{R_i}^{1.5}} + \frac{44}{F_{R_i}^3} R_{wb} \frac{S_{i_{wetted}}}{S_{wing}} \right) \quad (A.4)$$

$S_{i_{wetted}}$ es la superficie mojada de la geometría considerada en cada caso. Así pues, la suma de ambos términos da como resultado el valor de la resistencia parásita sólo del fuselaje $C_{D_{0fuselaje}}$

Partes de la cola

En el caso de la cola, se calcula el coeficiente L para cada ala - estabilizador vertical y horizontal- mediante la ecuación A.5, donde M es el número de Mach y $\Lambda_{c/4}$ es la flecha en un cuarto de cuerda.

$$L = \frac{(2 - M^2) \cos \Lambda_{c/4}}{\sqrt{1 - M^2 \cos \Lambda_{c/4}}^2} \quad (\text{A.5})$$

Por otro lado, el factor de corrección utilizado en las i alas es el mostrado en la ecuación A.6.

$$R_{LS_i} = 1.05337699 - 0.277805 + 0.58473M^2 + 0.2273(\cos \Lambda_{c/4} - 0.78) \quad (\text{A.6})$$

Así, finalmente, el coeficiente de resistencia parásito para la cola es la suma individual de cada ala, siguiente la ecuación A.7.

$$C_{D_{0i}} = C_{F_i} \left(1 + L \left(\frac{t}{c}\right)_i + 100 \left(\frac{t}{c}\right)_i^4\right) R_{LS_i} \frac{S_{i_{wetted}}}{S_{wing}} \quad (\text{A.7})$$

Mediante la suma de todos los coeficientes definidos anteriormente, se obtiene el valor final de $C_{D_{0extra}}$ recogido en la tabla 5.4.

A.2. Cálculo del coeficiente de *downwash* $\frac{d\epsilon}{d\alpha}$ generado por el ala principal

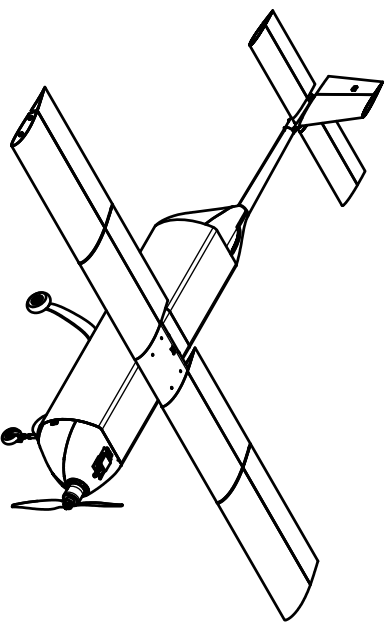
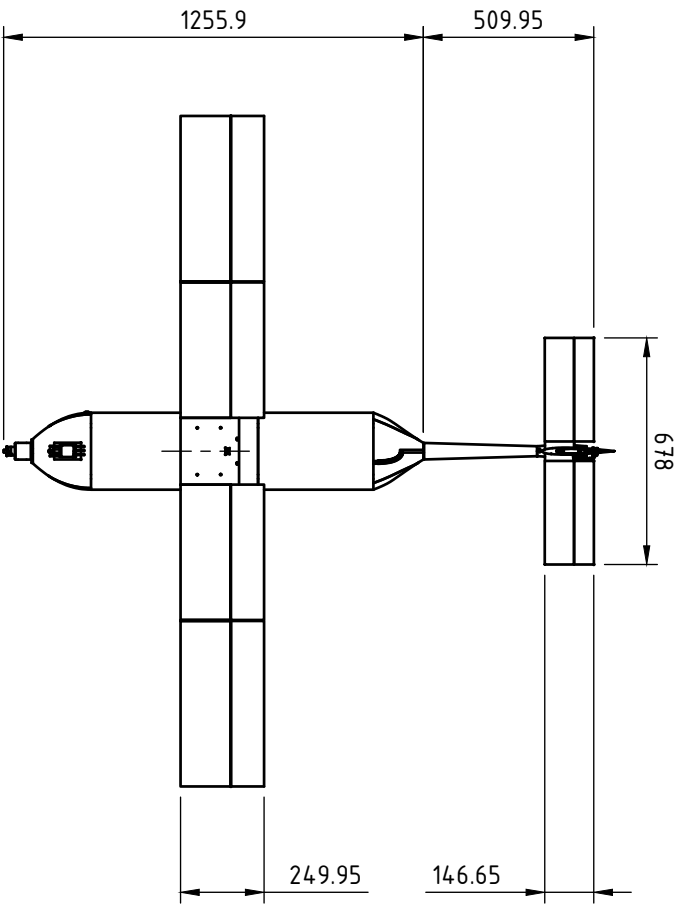
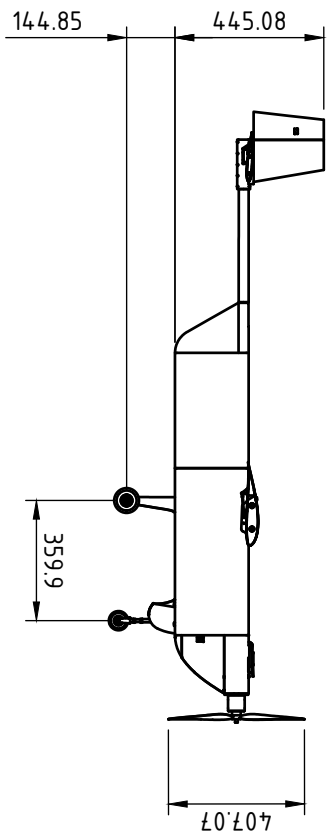
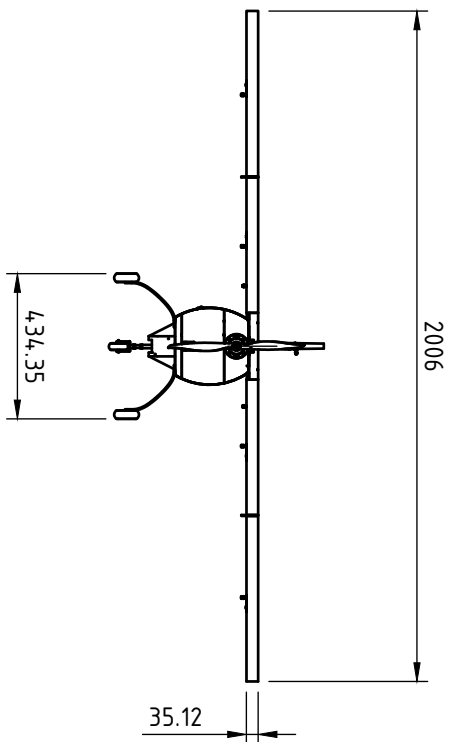
El término de *downwash* es la desviación del flujo producido por el ala principal. Esta desviación afecta al ángulo de ataque con el que índice al ala secundaria. La metodología es según la establecida en Rullán (2019a).

Así pues, su modo de obtención es a través de la ecuación A.8.

$$\frac{d\epsilon}{d\alpha} = -\frac{16 C_{L_{\alpha,w,3D}}}{\pi^3 AR} \quad (\text{A.8})$$

Parte V

Planos



Dept. ETSID	Technical reference	Created by Grupo HERMES UPV	Approved by
		Document type Medidas generales [mm]	Document status
		Title HERMES-UPV	DWG. No. 1
		Rev.	Date of issue
			Sheet 1/1