



UNIVERSITAT
POLITÈCNICA
DE VALÈNCIA



TRABAJO DE FIN DE GRADO

Optimización de RPAS mediante propulsión eléctrica distribuida con ingestión de capa límite

AUTOR

Francisco Javier Forriol Fernández

TUTOR

Dr. Luis Miguel García-Cuevas González

COLABORADOR

Pau Varela Martínez

UNIVERSITAT POLITÈCNICA DE VALÈNCIA
ESCUELA TÉCNICA SUPERIOR DE INGENIERÍA DEL DISEÑO
DEPARTAMENTO DE MÁQUINAS Y MOTORES TÉRMICOS

GRADO EN INGENIERÍA AEROESPACIAL

CURSO 2019-2020

SEPTIEMBRE 2020

“If I have seen further, it is by standing upon the shoulders of giants”.

Isaac Newton

Resumen

El auge de las aeronaves no tripuladas o pilotadas a distancia (RPAS), junto con la necesidad de encontrar alternativas a los sistemas de propulsión convencionales, ha motivado un crecimiento en el estudio de nuevas configuraciones aero-propulsivas, como la propulsión eléctrica distribuida (DEP) con ingestión de capa límite (BLI). En este documento se lleva a cabo un estudio teórico y numérico de la DEP con BLI, optimizando un RPAS con ala fija de 25 kg de MTOW. Para ello se realiza un amplio estudio paramétrico mediante CFD y posteriormente se procesan los datos para simular una misión de máximo rango, comparando la configuración estudiada con un sistema de propulsión tradicional y otro híbrido. De este modo, se obtienen resultados de hasta un 21% de ahorro de combustible y reducción de emisiones respecto al sistema convencional, mostrando el gran potencial de esta configuración para seguir siendo estudiada en un futuro.

Palabras clave: aerodinámica, algoritmo, BLI, BSFC, CFD, combustible, DEP, híbrido, ingestión de capa límite, optimización, propulsión distribuida, rendimiento, RPAS, SD7003, STAR-CCM+, XFLR5.

Resum

L'auge de les aeronaus no tripulades o pilotades a distància (RPAS), afegit a la necessitat de trobar alternatives als sistemes de propulsió convencionals, ha motivat un creixement en l'estudi de noves configuracions aero-propulsives, com la propulsió elèctrica distribuïda (DEP) amb ingestió de capa límit (BLI). A aquest document es du a terme un estudi teòric i numèric de la DEP amb BLI, optimitzant un RPAS amb ala fixa de 25 kg de MTOW. Per a fer-ho es realitza un ampli estudi paramètric mitjançant CFD i posteriorment es processen les dades per a simular una missió de màxim abast, comparant la configuració estudiada amb un sistema de propulsió tradicional i altre híbrid. Així, s'obtenen resultats de fins a un 21% d'estalvi de combustible i reducció d'emissions respecte al sistema convencional, mostrant el gran potencial d'aquesta configuració per seguir sent estudiada en un futur.

Paraules clau: aerodinàmica, algoritme, BLI, BSFC, CFD, combustible, DEP, híbrid, ingestió de capa límit, optimització, propulsió distribuïda, rendiment, RPAS, SD7003, STAR-CCM+, XFLR5.

Abstract

The boom of the unmanned or remotely piloted aircraft (RPAS), as well as the need of finding alternatives to the conventional propulsive systems, has motivated a growing of the researching of new aero-propulsive configurations, as distributed electric propulsion (DEP) with boundary layer ingestion (BLI). At this document a theoretic and numeric study of DEP with BLI is developed, optimizing a fixed-wing RPAS with 25 kg of MTOW. For that purpose, a wide parametric study is done using CFD. Subsequently, data is processed to simulate a mission of maximum range, comparing DEP configuration with traditional and hybrid propulsion systems. In this way, the results of 21% fuel savings and emissions reduction are obtained, showing the great potential of this configuration to continue being studied in the future.

Keywords: aerodynamics, algorithm, BLI, boundary layer ingestion, BSFC, CFD, fuel, DEP, distributed propulsion, hybrid, optimization, efficiency, RPAS, SD7003, STAR-CCM+, XFLR5.

Agradecimientos

A mis gigantes:

Gracias a mis padres y mi hermana por brindarme la oportunidad de llegar hasta aquí y por enseñarme lo que es el trabajo duro. Gracias por luchar para que tuviese las mejores condiciones para desarrollarme en lo personal y en lo académico, incluso cuando parecía imposible. Esto es tanto vuestro como mío.

Gracias a *cafeteros*, por haber sido compañeros dentro de la universidad y amigos fuera de ella. Siempre pensé que diseñar y programar una máquina expendedora de café era una locura, y al final resultó ser una de las locuras más bonitas de estos últimos cuatro años.

Gracias a Marta y a María, porque no ha habido un solo día en el que no hayáis estado a mi lado para escucharme, apoyarme e impulsarme. Gracias por ofrecerme vuestro hombro cuando más lo necesitaba. Gracias por creer en mí incluso cuando yo no lo hacía.

Gracias a *xiques*, por haber sido ese ratito de desconexión tan necesario durante las épocas de mayor estrés.

Gracias a Pau y a Luismi, por el constante apoyo durante la realización de este trabajo. Gracias por haberme tratado como uno más y por la humildad que habéis demostrado conmigo.

A todos mis gigantes: **gracias.**

Índice general

1	Introducción	1
1.1.	Antecedentes	2
1.2.	Objetivos.....	3
2	Marco teórico	5
2.1.	Introducción	5
2.2.	Propulsión híbrido-eléctrica.....	5
2.2.1.	Propulsión Eléctrica.....	6
2.2.2.	Propulsión híbrida	7
2.2.3.	Configuración en Serie.....	8
2.2.4.	Configuración en Paralelo	9
2.3.	Conceptos Aerodinámicos.....	11
2.3.1.	Perfil aerodinámico	11
2.3.2.	Números adimensionales.....	12
2.3.3.	Fuerzas y momentos aerodinámicos.....	14
2.3.4.	Capa límite.....	18
2.3.5.	Desprendimiento de capa límite y entrada en pérdida	19
2.4.	Propulsión eléctrica distribuida	21
2.4.1.	Ejemplo de prototipos con DEP	22
2.4.2.	Características de la DEP	24
2.5.	Ingestión de capa límite	27
3	Diseño aeronave	31
3.1.	Introducción	31
3.2.	Tipo de aeronave	31
3.3.	Planta propulsora	32
3.4.	Hélice	33
3.5.	Ala.....	34
4	Metodología	37

4.1.	Introducción	37
4.2.	Cálculo CFD.....	37
4.2.1.	Modelado conceptual.....	38
4.2.2.	Geometría y dominio.....	39
4.2.3.	Mallado	41
4.2.4.	Modelos físicos y propiedades del fluido.....	46
4.2.5.	Condiciones de contorno.....	48
4.2.6.	Criterios de convergencia	49
4.2.7.	Post-proceso CFD.....	49
4.3.	Optimización RPAS.....	51
5	Resultados.....	56
5.1.	Introducción	56
5.2.	Análisis flujo.....	57
5.2.1.	Ángulo de ataque.....	57
5.2.2.	Número de Reynolds.....	60
5.2.3.	Posición de la hélice.....	63
5.2.4.	Radio de la hélice.....	67
5.3.	Optimización misión	70
5.3.1.	Condiciones de vuelo.....	70
5.3.2.	Consumo específico	73
5.3.3.	Eficiencia aerodinámica.....	75
5.3.4.	Rendimiento propulsivo.....	78
5.3.5.	Rendimiento global	81
5.3.6.	Consumo de combustible y emisiones	82
5.3.7.	Discusión de resultados y configuraciones alternativas	84
5.4.	Validación del modelo.....	93
6	Conclusiones y trabajos futuros.....	98
6.1.	Introducción	98
6.2.	Conclusiones	98
6.3.	Trabajos futuros	100
7	Presupuesto.....	102
7.1.	Introducción	102
7.2.	Costes unitarios	102
7.3.	Desglose de costes.....	104
7.4.	Coste total.....	106
7.5.	Beneficio comercial	107
8	Pliego de condiciones.....	109

8.1.	Introducción	109
8.2.	Anexo I: Condiciones generales de seguridad en los lugares de trabajo 109	
8.3.	Anexo II: Orden, limpieza y mantenimiento	111
8.4.	Anexo III: Condiciones ambientales de los lugares de trabajo.....	111
8.5.	Anexo IV: Iluminación de los lugares de trabajo.....	111
8.6.	Anexo V: Servicios higiénicos y locales de descanso	111
8.7.	Anexo VI: Material y locales de primeros auxilios.....	112
8.8.	Sobre el impacto de la huella de carbono.....	112

Índice de figuras

Figura 2.1. The EcoEagle, aeronave híbrido-eléctrica desarrollada por la NASA [19]	8
Figura 2.2. Esquema de la configuración en serie de un sistema HEP [20].....	9
Figura 2.3. Esquema de la configuración en paralelo de un sistema HEP [20].....	10
Figura 2.4. Partes de un perfil aerodinámico [22].....	11
Figura 2.5. Comparativa entre comportamiento laminar y turbulento [23]	12
Figura 2.6. Fuerzas actuantes sobre un perfil aerodinámico [24].....	14
Figura 2.7. Coeficiente de presión de un perfil NACA 0012 con $\alpha=2.5^\circ$ [25].....	15
Figura 2.8. Resistencia de forma en un perfil [26]	16
Figura 2.9. Recirculación en punta alar [26]	17
Figura 2.10. Esquema de fuerzas actuantes sobre una aeronave de ala fija [27] ..	17
Figura 2.11. Gradiente de velocidad del fluido cerca de un cuerpo [28]	18
Figura 2.12. Capa límite con transición de laminar a turbulenta [28]	19
Figura 2.13. Desprendimiento de la capa límite [25]	20
Figura 2.14. Evolución de entrada en pérdida [29]	21
Figura 2.15. X-57 Maxwell, aeronave de ala fija con DEP [31].....	22
Figura 2.16. Airbus Vahana en la parte superior [32], Aurora XV-24 LightningStrike en la parte inferior [33].....	23
Figura 2.17. Lilium Jet, aeronave con los motores dispuestos en el borde de salida [34]	23

Figura 2.18. Ejemplo de empuje vectorial aplicado a un cohete [36]	25
Figura 2.19. Evolución de la potencia necesaria en función de la velocidad de entrada [38]	28
Figura 2.20. Esquema de la BLI [39]	28
Figura 3.1. <i>Penguin C UAS</i> de <i>UAV Factory</i> [42]	32
Figura 3.2. Motor <i>Honda GX35</i> [45]	32
Figura 3.3. Vistas de la hélice DA4052: a la izquierda perfil y a la derecha alzado [46]	33
Figura 3.4. Perfil de la hélice hasta el 45% del radio (SDA1045) [47]	34
Figura 3.5. Perfil de la hélice hasta el 75% del radio (SDA1075) [47]	34
Figura 3.6. Perfil de la hélice hasta la punta (SDA1100) [47]	34
Figura 3.7. Geometría del perfil SD7003	35
Figura 4.1. Geometría empleada en el cálculo CFD.	39
Figura 4.2. Dominio computacional visto desde el perfil	40
Figura 4.3. Vista en planta del dominio	40
Figura 4.4. Mallado del dominio completo.....	43
Figura 4.5. Mallado alrededor del perfil aerodinámico y vista detallada de la capa límite.....	43
Figura 4.6. Mallado del ala y el disco actuador	44
Figura 4.7. Mapa motor del consumo específico de combustible [20]	51
Figura 4.8. Rango específico en función de la velocidad y la masa de la aeronave	53
Figura 5.1. Borde de ataque para 3° , 5° y 7° , respectivamente. A la izquierda, mapa de velocidad normalizada. A la derecha, mapa de presión normalizada	57
Figura 5.2. Distribución de velocidad normalizada para ángulo de ataque de 3° , 5° y 7° , respectivamente.....	58
Figura 5.3. Campo de presión sin normalizar para ángulo de ataque de 3° en la parte superior y 7° en la inferior	59

Figura 5.4. Velocidad del fluido normalizada en el borde de salida. A la izquierda, ángulo de ataque de 3°. A la derecha de 7°	59
Figura 5.5. Velocidad del fluido normalizada en el borde de salida. En la parte superior, Re=700000. En la parte inferior, Re=300000.....	61
Figura 5.6. Distribución de velocidad normalizada para número de Reynolds de 700000, 500000 y 300000, respectivamente.....	62
Figura 5.7. Borde de salida del ala para las tres posiciones de la hélice	63
Figura 5.8. En la parte superior, coeficiente de presión en el borde de salida para diferentes posiciones de la hélice. En la parte inferior, lo mismo, pero en la zona inicial del extradós.....	64
Figura 5.9. Vista trasera del ala para las tres posiciones de la hélice	65
Figura 5.10. Distribución de velocidad normalizada para posición de la hélice de 0r, 75r y 100r, respectivamente	66
Figura 5.11. Tendencia del rendimiento propulsivo con el parámetro de avance [50]	67
Figura 5.12. Distribución de velocidad normalizada para radio de la hélice de 3 cm, 4 cm y 5 cm, respectivamente	69
Figura 5.13. Velocidad de vuelo y número de Reynolds durante el recorrido para los casos analizados.....	71
Figura 5.14. Tiempo empleado para realizar la misión en los casos analizados ...	72
Figura 5.15. Mapa motor en el caso Base	73
Figura 5.16. Mapa motor en los casos híbridos	74
Figura 5.17. Consumo específico del motor en todos los casos a lo largo de la misión	75
Figura 5.18. Eficiencia aerodinámica de todos los casos a lo largo del trayecto...	76
Figura 5.19. Coeficientes de sustentación y resistencia de todos los casos a lo largo del trayecto	77
Figura 5.20. Rendimiento propulsivo para todos los casos a lo largo del recorrido	78
Figura 5.21. Parámetro de avance para todos los casos a lo largo del vuelo	79

Figura 5.22. Rendimiento propulsivo en función del parámetro de avance para los casos.....	80
Figura 5.23. Eficiencia global de los casos a lo largo del recorrido.....	81
Figura 5.24. En la parte superior, consumo instantáneo de CO ₂ . En la parte inferior, consumo acumulado durante toda la misión	83
Figura 5.25. A la izquierda, el rendimiento propulsivo de la hélice DA4052 con ángulo de paso colectivo de 0°. A la derecha, lo mismo, pero con paso de 5°	85
Figura 5.26. Rendimiento propulsivo en función del parámetro de avance para los casos 75r con paso colectivo de 0° y 5°	85
Figura 5.27. Comparación del caso de radio de 5 cm con diferente ángulo de paso	86
Figura 5.28. Rendimiento propulsivo en función del parámetro de avance para los casos con menor número de motores.....	88
Figura 5.29. En la parte superior, eficiencia aerodinámica para los casos con menor número de motores. En la parte inferior, rendimiento global.....	89
Figura 5.30. Rendimiento global de los casos con mejor eficiencia.....	90
Figura 5.31. En la parte superior, comparativa entre los rendimientos propulsivos. En la parte inferior, comparativa entre las eficiencias aerodinámicas.....	91
Figura 5.32. Ángulo de paso colectivo necesario para igualar el empuje experimental para cada parámetro de avance y régimen de giro	93
Figura 5.33. Comparación entre el rendimiento propulsivo experimental y el obtenido con el modelo de disco actuador.....	94
Figura 5.34. Comparativa del cp y cl con datos experimentales y XFLR5 [52] ...	96
Figura 7.1. Diagrama de sectores de los costes totales del proyecto.....	106

Índice de tablas

Tabla 3.1. Datos del motor <i>Honda GX35</i> [45]	32
Tabla 3.2. Perfiles aerodinámicos de la hélice DA4052.....	33
Tabla 3.3. Datos geométricos de la hélice DA4052 [46]	33
Tabla 3.4. Parámetros del ala utilizada.....	34
Tabla 4.1. Estudio paramétrico realizado para optimizar el RPAS.....	37
Tabla 4.2. Número de hélices para cada caso	38
Tabla 4.3. Resultados obtenidos en el estudio de independencia de dominio	41
Tabla 4.4. Parámetros empleados para la configuración de la malla.....	42
Tabla 4.5. Condiciones del caso de estudio de independencia de malla.....	44
Tabla 4.6. Resultados obtenidos en el estudio de independencia de malla	45
Tabla 4.7. Resumen de los parámetros relevantes de la independencia de malla.	45
Tabla 4.8. Propiedades del aire a nivel del mar	46
Tabla 4.9. Resumen de los modelos seleccionados en el caso CFD	47
Tabla 5.1. Resultados obtenidos para los tres casos analizados, para número de Reynolds de 300000 y hélice centrada de 5 cm de radio	60
Tabla 5.2. Resultados obtenidos para los tres casos analizados, para ángulo de ataque de 3° y hélice centrada de 5 cm de radio	61
Tabla 5.3. Resultados obtenidos para los tres casos analizados, para ángulo de ataque de 3°, número de Reynolds de 300000 y hélice de 5 cm de radio	65

Tabla 5.4. Resultados obtenidos para los tres casos analizados, para ángulo de ataque de 3°, número de Reynolds de 300000 y hélice centrada en el borde de salida	67
Tabla 5.5. Resultados para ángulo de ataque de 7°	68
Tabla 5.6. Nomenclatura empleada en las gráficas del apartado de optimización	70
Tabla 5.7. Ahorro de combustible y emisiones para los casos híbridos	82
Tabla 5.8. Resultados de consumo obtenidos en todos los casos.....	92
Tabla 7.1. Costes relacionados con los programas informáticos y los cálculos....	104
Tabla 7.2. Costes relacionados con el personal	105
Tabla 7.3. Costes relacionados con el gasto eléctrico	105
Tabla 7.4. Costes relacionados con el material empleado.....	106
Tabla 7.5. Coste total del proyecto	106
Tabla 7.6. Coste total y beneficio comercial del trabajo realizado.....	107
Tabla 8.1. Huella de carbono producida a causa de la realización del TFG.....	112

Nomenclatura

Acrónimos

BFGS	Broyden-Fletcher-Goldfarb-Shanno
BLI	Boundary Layer Ingestión
BPR	Bypass Ratio
CFD	Computational Fluid Dynamics
DEP	Distributed Electric Propulsion
EM	Electric Motor
EP	Electric Propulsion
ESD	Energy Storage Device
FDS	Flux Difference Splitting
GHG	Greenhouse Gas
HEP	Hybrid-Electric Propulsion
ICE	Internal Combustion Engine
LE	Leading Edge
LEAPTech	Leading Edge Asynchronous Propellers Technology
MCIA	Motor de Combustión Interna Alternativo
NACA	National Advisory Committee for Aeronautics
NASA	National Aeronautics and Space Administration
RANS	Reynolds-Averaged Navier-Stokes equations
RPAS	Remotely Piloted Aircraft System
TE	Trailing Edge
TFG	Trabajo de Fin de Grado
UAS	Unmanned Aircraft System
UAV	Unmanned Aircraft Vehicle
VTOL	Vertical Take-off and Landing
EA	Eficiencia Aerodinámica

Símbolos

AR	Alargamiento alar	$[-]$
BS	Tamaño base de celda	m
$BSFC$	<i>Brake-specific fuel consumption</i>	$\text{g} \cdot \text{kWh}^{-1}$
$C_{D_{0,extra}}$	Coefficiente de resistencia parásita extra	$[-]$
C_{D_0}	Coefficiente de resistencia parásita del ala y las hélices	$[-]$
C_{D_i}	Coefficiente de resistencia inducida	$[-]$
C_L	Coefficiente de sustentación 3D	$[-]$
C_p	Coefficiente de presión 3D	$[-]$
C_t	Coefficiente de empuje de la hélice	$[-]$
D	Resistencia aerodinámica 3D	N
D'	Resistencia aerodinámica 2D	$\text{N} \cdot \text{m}^{-1}$
EW	Masa de emisiones	kg
Eth	Exceso de empuje de la aeronave	N
FW	Masa de combustible	kg
F_s	Factor de seguridad del mallado	$[-]$
GCI	Índice de convergencia de malla	$[-]$
J	Parámetro de avance	$[-]$
L	Sustentación 3D	N
L'	Sustentación 2D	$\text{N} \cdot \text{m}^{-1}$
M_∞	Número de Mach del flujo libre	$[-]$
P	Potencia del motor	W
R	Radio de la hélice	m
R_{hybrid}	Rango de aeronave híbrida	km
R_{base}	Rango de la aeronave Base	km
Re	Número de Reynolds	$[-]$
Re_t	Número de Reynolds de transición	$[-]$
R_{vuelo}	Rango de vuelo de aeronave genérica	km
T	Empuje total de la aeronave	N
T_{sp}	Empuje de una sola hélice	N
V_∞	Velocidad del flujo libre	$\text{m} \cdot \text{s}^{-1}$
W	Peso de la aeronave en un momento determinado	kg
W_f	Peso final de la aeronave	kg
W_{fuel}	Peso de combustible	kg
W_i	Peso inicial de la aeronave	kg
$W_{o,h}$	Peso en vacío de aeronave híbrida	kg
a_∞	Velocidad del sonido en el flujo libre	$\text{m} \cdot \text{s}^{-1}$
c	Cuerda alar	m
c_d	Coefficiente de resistencia 2D	$[-]$
c_l	Coefficiente de sustentación 2D	$[-]$

c_p	Coeficiente de presión 2D	[—]
e	Número de Oswald	[—]
g	Aceleración de la gravedad	$\text{m} \cdot \text{s}^{-2}$
m_{air}	Gasto másico de aire	$\text{kg} \cdot \text{s}^{-1}$
n	Régimen de giro de la hélice	rpm
n_p	Número de hélices	[—]
p	Presión estática del fluido	Pa
p_∞	Presión del fluido libre	Pa
r	Coordenada radial de la hélice	m
t	Tiempo	h
v_{in}	Velocidad de entrada al motor	$\text{m} \cdot \text{s}^{-1}$
v_{out}	Velocidad de salida del motor	$\text{m} \cdot \text{s}^{-1}$
v_x	Velocidad en dirección x	$\text{m} \cdot \text{s}^{-1}$
y^+	Escala de pared	[—]
α	Ángulo de ataque	°
η_e	Rendimiento eléctrico del motor	[—]
η_m	Rendimiento de la multiplicadora del motor	[—]
η_p	Rendimiento propulsivo	[—]
μ_∞	Viscosidad dinámica	$\text{Pa} \cdot \text{s}$
ρ_∞	Densidad del flujo libre	$\text{kg} \cdot \text{m}^{-3}$
τ	Momento en el eje de la hélice	$\text{N} \cdot \text{m}$
τ_{xy}	Esfuerzo cortante en la superficie	Pa
φ	Ángulo de paso colectivo de la hélice	°

Capítulo 1

Introducción

Desde los inicios del siglo XX, la aviación ha estado marcada por un constante proceso de evolución y renovación en todos sus niveles: desde mejoras estructurales que han traído consigo avances como la presurización de las cabinas, hasta mejoras aerodinámicas que han permitido recorrer mayores distancias de un modo más eficiente; pasando por la implementación de la electrónica, que se ha traducido en una gran automatización de las aeronaves que ha mejorado su seguridad notablemente.

Aunque quizás en menor medida, también se han producido importantes avances en el sistema de propulsión de las aeronaves. Las aeronaves a motor pioneras, como el *Wright Flyer* (1903) [1], eran propulsadas por motores de combustión interna alternativos (MCIA). Posteriormente, alrededor de la década de los 40, comenzaron a ser sustituidos por motores a reacción, utilizados todavía en la actualidad. Esto, junto con los avances comentados anteriormente, ha permitido realizar vuelos a altitudes elevadas con una velocidad de crucero cercana a la velocidad del sonido en el caso del transporte aéreo comercial, y supersónica en el ámbito militar.

Con la llegada del siglo XXI, han aparecido nuevos retos en el horizonte de la industria aeronáutica, como son el hacer frente al agotamiento de los combustibles fósiles y la reducción de las emisiones producidas por los sistemas propulsivos de las aeronaves, además de buscar configuraciones novedosas que otorguen ventajas estratégicas en el ámbito militar.

Este trabajo busca llevar a cabo un estudio de la propulsión eléctrica distribuida (DEP), una de alternativas a la propulsión convencional con mayor potencial de la actualidad, enfocándose en la optimización de una aeronave no tripulada (RPAS) de pequeño tamaño, buscando aquella configuración que proporcione un mayor ahorro de combustible y menor emisión de CO₂.

1.1. Antecedentes

Muchas organizaciones de todo el mundo, como la NASA, están dándole una gran importancia al estudio de sistemas de propulsión alternativos a los actuales, planteando objetivos relacionados con el desarrollo de nuevas tecnologías propulsivas a corto, medio y largo plazo en sus planes estratégicos [2]. En este contexto, en la última década se han llevado a cabo múltiples investigaciones relacionadas con la DEP en RPAS, sobre todo enfocadas a UAV o RPAS de pequeño tamaño.

Destacan los estudios de la DEP con los motores dispuestos en el borde de salida, aprovechando la ingestión de capa límite, donde se han obtenido resultados prometedores en cuanto a la eficiencia propulsiva, con mejoras de energía utilizada de hasta el 22% [3]. Estas mejoras podrían significar un ahorro de combustible significativo y una reducción de las emisiones.

También se han llevado a cabo estudios relacionados con aeronaves de tipo VTOL, con diferentes configuraciones, logrando eficiencias aerodinámicas en crucero cuatro veces mayores que los helicópteros convencionales, incrementando el mismo número de veces el rango y la autonomía [4].

Además de estudios, se han desarrollado prototipos de aeronaves utilizando DEP con diferentes configuraciones, como por ejemplo el X-57 Maxwell [5] o el Lillium Jet [6].

Por otro lado, relacionado con las ventajas que ofrece esta tecnología, también se han publicado documentos analizando la menor huella acústica que producen las aeronaves con DEP (debido, principalmente, al bajo ruido producido por los motores eléctricos) y proponiendo configuraciones novedosas para aprovecharlo [7].

Como se puede ver, todos los antecedentes presentados están orientados a UAV de pequeño tamaño, que no suelen necesitar un elevado rango o autonomía para realizar su misión. Esto es debido a que, pese a que en la actualidad se están produciendo avances notables en el diseño de baterías, la densidad energética de estas es demasiado baja para que sea viable utilizar sistemas de propulsión eléctricos en aviones de gran tamaño, como los utilizados normalmente en transporte aéreo de pasajeros.

Pese a ello, aunque en menor medida, también se ha intentado desarrollar esta tecnología para motores de mayor tamaño, variantes del tipo *turbojet*, con la finalidad de implementar dicho sistema propulsivo en aeronaves de mayor tamaño [8].

Por último, también se han realizado investigaciones relacionadas con la BLI, que muestran un ahorro de energía del sistema propulsivo, lo cual se traduce en una reducción del combustible empleado [9].

Por tanto, como demuestra su amplio desarrollo en los últimos años, el estudio de todos los fenómenos, beneficios e inconvenientes asociados a la DEP, así como el desarrollo

y optimización de las nuevas configuraciones asociadas a esta es uno de los hitos más relevantes a corto, medio y largo plazo en la industria aeronáutica.

1.2. Objetivos

El objetivo principal del presente trabajo académico es la optimización de un RPAS de 25 kg de MTOW mediante el uso de DEP y BLI. Esto es, encontrar una configuración aero-propulsiva que permita maximizar el ahorro de combustible y minimizar las emisiones contaminantes al realizar la misión. Para ello, se plantean una serie de objetivos que garanticen la comprensión de este tipo de configuración y la obtención de los resultados necesarios:

- Estudiar las características aerodinámicas y propulsivas de la DEP y de la relación entre esta y la BLI.
- Analizar las ventajas, desventajas y viabilidad de la DEP con ayuda de recopilación bibliográfica de estudios realizados previamente.
- Modelar el caso en software CFD, empleando para la hélice un modelo de disco actuador con teoría de elemento de pala.
- Realizar un estudio numérico de la configuración empleando el software CFD, analizando la influencia que tienen diversos parámetros relacionados con la hélice y con las condiciones de vuelo sobre el rendimiento global de la aeronave.
- Simular la evolución de los principales parámetros de vuelo a lo largo de la misión establecida con ayuda de software de programación, partiendo de los resultados obtenidos mediante CFD y XFRL5.
- Comparar el rendimiento y el consumo de los casos con DEP y BLI con los de aeronave similar con un sistema propulsivo tradicional y otra con un sistema propulsivo híbrido sin DEP. Establecer si la DEP supone una ventaja notable en el caso estudiado y, en caso contrario, analizar las causas y encontrar posibles soluciones.
- Determinar la mejor configuración para la misión considerada.
- Validar los modelos empleados mediante datos experimentales externos con el fin de asegurar que son fieles a la realidad.

Capítulo 2

Marco teórico

2.1. Introducción

En este apartado se procede a desarrollar teóricamente todos los conceptos relacionados con la propulsión eléctrica distribuida con ingestión de capa límite en vehículos aéreos no tripulados.

Para ello, se llevará a cabo una comparativa entre los sistemas de propulsión tradicionales y los eléctricos, y se explicará en qué consiste la propulsión híbrido-eléctrica en aeronaves (HEP), así como los tipos de configuración existentes. A continuación, se hará exposición de la propulsión eléctrica distribuida (DEP), sus beneficios y su potencial como posible forma de propulsión en un futuro. Por último, se analizará aerodinámicamente el fenómeno de ingestión de capa límite (BLI) y se expondrá su sinergia con la DEP.

2.2. Propulsión híbrido-eléctrica

Las aeronaves de gran tamaño utilizadas en la actualidad cuentan, en su mayoría, con motores de reacción como sistema propulsivo. En el caso de la aviación militar se utilizan motores de tipo *turbojet* o *turbofan* de baja tasa de derivación (BPR), eficientes a velocidades supersónicas. Asimismo, en la aviación comercial está extendido el uso de motores *turbofan* de alta tasa de derivación (BPR), eficientes a velocidades subsónicas.

Sin embargo, es cada vez más común encontrar sistemas de propulsión eléctricos o híbridos en la industria aeronáutica, sobre todo en UAV o RPAS pequeños, ya que presentan una serie de ventajas respecto a los motores de combustión convencionales.

2.2.1. Propulsión Eléctrica

En primer lugar, como se ha comentado anteriormente, el agotamiento de los combustibles fósiles es considerado uno de los problemas más graves con los que se deberá lidiar en un futuro cercano a nivel global [10]. Tanto es así, algunos estudios [11] estiman que el agotamiento del petróleo se dará antes de que finalice el siglo XXI. Independientemente de su completo agotamiento, se prevé que la escasez de dicho recurso provoque una subida considerable de su coste, produciendo un aumento del coste de operación de las aeronaves actuales.

Por otro lado, es de sobra conocido el aumento del calentamiento global producido por los gases de efecto invernadero (GHG) que se ha dado en las últimas décadas en la Tierra. Se ha hecho patente, cada vez más, la necesidad de reducir la emisión de GHG y gases contaminantes a la atmósfera, debido a la gran cantidad de efectos negativos que tienen sobre el planeta y sobre los habitantes de este [12].

Estos dos factores están teniendo, ya en la actualidad, una gran influencia en la industria del transporte. Prueba de ello es el auge de los vehículos eléctricos e híbridos que se ha dado en los últimos años, sobre todo en el ámbito automovilístico.

La energía eléctrica representa una buena alternativa a los combustibles fósiles, ya que su obtención es sencilla y se puede llevar a cabo a partir de energías renovables, como por ejemplo la eólica o la solar, siendo una opción mucho menos lesiva para el medio ambiente. El desarrollo de sistemas de propulsión que emplean energía eléctrica, por tanto, hace frente a los problemas descritos anteriormente.

Además de esto, los motores eléctricos presentan otras ventajas, como la reducción de la contaminación acústica. Esto podría ser muy beneficioso tanto en la aviación militar, buscando evitar detecciones, como en la aviación comercial, ya que la huella de sonido producida por las aeronaves en las fases de despegue, ascenso, descenso y aterrizaje es un factor muy importante en el diseño de los aeropuertos y en la programación de las trayectorias de los aviones.

De nuevo relacionado con la aviación militar, la reducción de la señal térmica emitida por los motores eléctricos en comparación con los motores actuales constituye una gran ventaja para evitar sistemas de localización basados en infrarrojos, comúnmente utilizados, por ejemplo, en misiles.

Por otro lado, los motores eléctricos tienen una eficiencia y una relación potencia/peso prácticamente constante frente a variaciones de tamaño. En cambio, en el caso de los motores de combustión, las elevadas pérdidas térmicas producen una reducción significativa de la eficiencia cuando se reduce su tamaño[4].

De este modo, en aeronaves pequeñas parece indicado el uso de un sistema de propulsión eléctrico, ya que la eficiencia de este se mantendrá elevada. Además, esta

independencia de la eficiencia con el tamaño es precisamente la que hace factible la DEP, de la que se hablará más adelante.

Pese a todas las ventajas descritas anteriormente, los sistemas de propulsión eléctrica tienen un uso limitado en la actualidad debido a la baja densidad energética de las baterías en comparación con los hidrocarburos.

Si bien es cierto que en los últimos años se han conseguido avances significativos en el campo de las baterías, en la actualidad todavía es inviable llevar a cabo misiones de alta autonomía empleando únicamente energía eléctrica, ya que la energía específica de los hidrocarburos utilizados en la industria aeronáutica sigue siendo, aproximadamente, 45 veces mayor que la de las baterías.

Además, a diferencia de los motores térmicos, donde el consumo de combustible provoca una reducción del peso durante el vuelo, en el caso de las baterías el peso no se ve modificado aunque estas se descarguen, por lo que no se reduce la potencia necesaria durante el vuelo.

Por esto, hasta ahora, la propulsión eléctrica *pura* ha quedado relegada principalmente a aplicaciones como el aeromodelismo, donde el tamaño y peso reducido del prototipo, junto con la poca exigencia en cuanto a autonomía o rango permiten su uso.

Por tanto, la posibilidad de ver esta planta propulsora en otro tipo de aeronaves está fuertemente ligada al desarrollo de nuevas tecnologías o baterías de bajo peso que tengan la capacidad de almacenar una gran cantidad de energía.

2.2.2. Propulsión híbrida

Buscando obtener algunas de las ventajas de la propulsión eléctrica haciendo frente a la limitación de las baterías, se ha desarrollado una alternativa intermedia a ambas, la propulsión híbrido-eléctrica (HEP), que consiste en combinar dos o más tipos de motor en un mismo sistema de propulsión, siendo uno de ellos eléctrico.

En la última década, se han llevado a cabo múltiples investigaciones sobre UAV con HEP, mayormente utilizando una combinación de Motor de Combustión Interna (ICE) + Motor eléctrico (EM) [13][14][15][16].

También se ha estudiado, aunque en menor medida, la combinación Turbina de Gas + EM [17], que lidia con algunos problemas de la configuración ICE+EM, como las vibraciones o la necesidad de refrigeración de los pistones.

Ambas combinaciones estudiadas han arrojado resultados prometedores sobre la HEP, consiguiendo ahorro de combustible, reducción de emisiones contaminantes y ruido y mayor potencia durante períodos cortos de tiempo, además de una mayor versatilidad y simplicidad del sistema propulsivo.

Puesto que es de la que más información se conoce hasta la fecha y la más viable para emplear mediante DEP, en el presente trabajo se va a considerar la combinación ICE+EM.

Cabe destacar que, pese a que de forma escasa, también se ha intentado aplicar esta tecnología a aeronaves tripuladas de tamaño pequeño, como es el caso del *DA-36 E-Star* [18], desarrollado por *Diamond Aircraft*, o del *The EcoEagle* (Figura 2.1), desarrollado por la NASA.



Figura 2.1. The EcoEagle, aeronave híbrido-eléctrica desarrollada por la NASA [19]

En cuanto a aeronaves tripuladas de mayor tamaño, únicamente se han llevado algunos demostradores, como el *Airbus E-Fan X*, u otros proyectos como el *VoltAero Cassio*.

En cuanto a la HEP, entre las múltiples posibilidades de configuración del sistema propulsivo destacan los tres siguientes [20]: la configuración en serie, la configuración en paralelo y la configuración serie-paralelo, que es una combinación de las dos primeras.

2.2.3. Configuración en Serie

En este tipo de configuración, mostrada en la Figura 2.2 se emplea un motor térmico para mover un generador eléctrico, que proporciona la energía necesaria a los motores eléctricos. Además, puede instalarse un dispositivo de almacenamiento de energía (ESD) como, por ejemplo, una batería, que guarde la energía no utilizada por el generador para utilizar en otro momento.

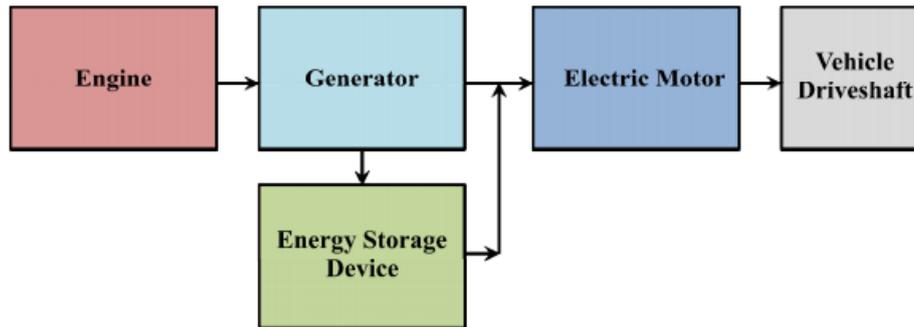


Figura 2.2. Esquema de la configuración en serie de un sistema HEP [20].

La ventaja principal de la configuración en serie es que existe un desacople mecánico entre el motor de combustión y el eje de transmisión, por lo que es posible establecer un punto fijo de operación del motor de combustión. Esto es, el motor puede ser configurado para operar en un punto óptimo que maximice la eficiencia y disminuya el consumo de combustible.

Cabe remarcar que con esta configuración es posible ahorrar el peso de las baterías, ya que no es necesario disponer de un sistema de almacenamiento de energía, por lo que permite ahorrar una cantidad significativa de peso.

Por otro lado, la principal desventaja reside en las pérdidas de conversión de entre energía mecánica y eléctrica, que producen una disminución en el aumento de rendimiento global del sistema [21].

2.2.4. Configuración en Paralelo

En el caso de la configuración en paralelo, mostrada en la Figura 2.3, se dispone, por un lado, de un motor eléctrico que obtiene la energía de un dispositivo de almacenamiento (batería) y, por otro lado, de un motor de combustión. Ambos están conectados al eje de transmisión mediante mecanismos de acoplamiento (como, por ejemplo, una caja de cambios). Estos mecanismos suelen añadir complejidad mecánica al sistema, por lo que representan una desventaja respecto a la configuración en serie.

Aunque en este caso las pérdidas de conversión energética son menores, no es posible establecer el punto fijo de operación mencionado anteriormente, por lo que el motor térmico no operará en el punto óptimo constantemente.

Además, en este caso sí que es necesario contar con sistemas de almacenamiento de energía eléctrica, lo que hace aumentar el peso del sistema, aunque, lógicamente, el combustible necesario será menor que en la configuración en serie.

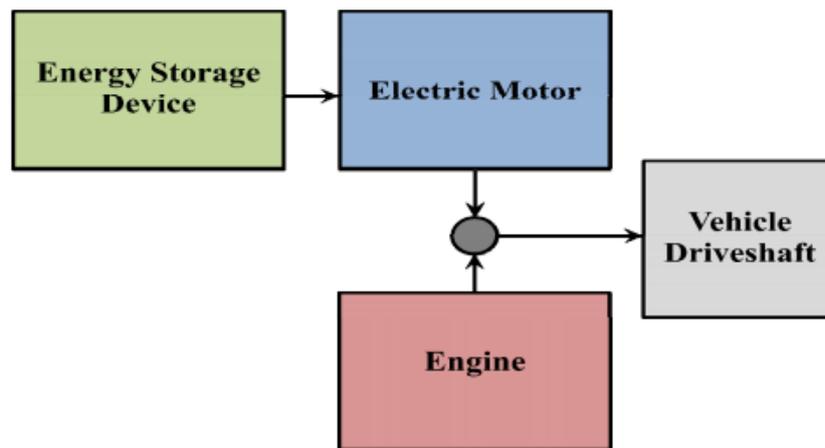


Figura 2.3. Esquema de la configuración en paralelo de un sistema HEP [20].

Sin embargo, esta configuración permite operar de tres modos diferentes: utilizando solo el motor de combustión, cuando se requiere poca potencia, para poder cargar las baterías con el exceso de energía producido por el ICE; utilizando solo el motor eléctrico, lo cual se traduce en ahorro de combustible, reducción de emisiones y de ruido; o utilizando ambos con la finalidad de obtener mayor potencia cuando sea necesario, por ejemplo, durante el despegue o ascenso.

Por tanto, una de las mayores ventajas que tiene la configuración en paralelo es la versatilidad y la redundancia que vienen implícitas con el sistema, lo que hace aumentar sus posibilidades de uso y su fiabilidad, respectivamente.

Cabe remarcar que la capacidad de llevar a cabo vuelos utilizando únicamente energía eléctrica resulta muy beneficioso en la industria militar, ya que, como se ha comentado anteriormente, la huella acústica y térmica se ve considerablemente reducida, por lo que en misiones de vigilancia o espionaje resulta una ventaja notable.

Como se explicará más adelante, en este estudio se ha escogido una configuración en serie, debido a que permite el ahorro del peso de las baterías y es un sistema más compatible con la DEP debido a su simplicidad. De hecho, realizar DEP con una configuración en paralelo es complicado desde el punto de vista mecánico, ya que habría que conectar el eje del MCIA al eje de todas las hélices.

2.3. Conceptos Aerodinámicos

La aerodinámica se podría definir como la rama de la ingeniería mecánica que estudia el comportamiento de los gases alrededor de los cuerpos cuando existe un movimiento relativo entre ambos.

Para poder entender algunos de los efectos que tiene la DEP en el comportamiento de las aeronaves es conveniente llevar a cabo una breve introducción a algunos conceptos aerodinámicos básicos.

2.3.1. Perfil aerodinámico

Se denomina perfil aerodinámico o perfil alar a la forma de la sección transversal de un cuerpo, en este caso un ala, que al desplazarse a través del aire es capaz de generar sustentación.

El perfil aerodinámico es fundamental a la hora de entender el comportamiento alar y una gran parte de los fenómenos aerodinámicos que ocurren en el ala se pueden explicar a partir de este.

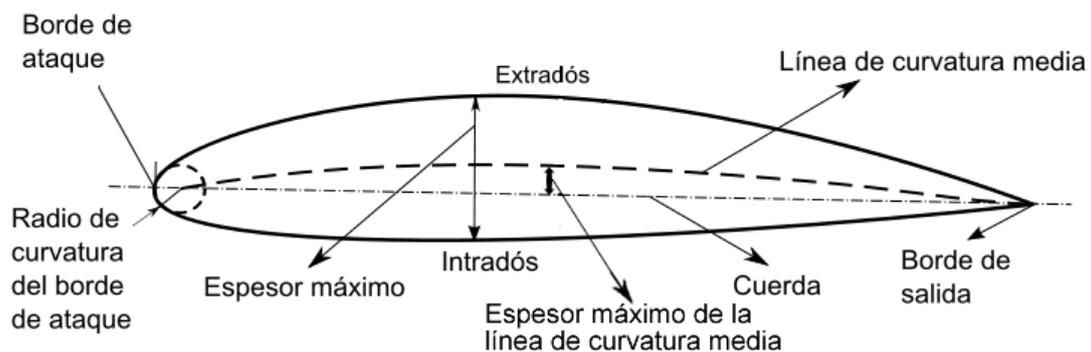


Figura 2.4. Partes de un perfil aerodinámico [22]

En la Figura 2.4 puede observarse la nomenclatura utilizada en la aeronáutica para referirse a determinados puntos o superficies de un perfil aerodinámico, entre las cuales destacan:

- **Intradós o superficie de presión**: parte inferior del perfil aerodinámico.
- **Extradós o superficie de succión**: parte superior del perfil aerodinámico.
- **Borde de ataque o *leading edge* (LE)**: punto que indica la parte más adelantada del perfil. Suele tener forma redondeada.

- **Borde de salida o *trailing edge* (TE):** punto que indica la parte más retrasada del perfil. Suele tener forma más puntiaguda que el LE.
- **Cuerda:** línea que une el borde de ataque y el de salida.

Existen múltiples familias y tipos de perfiles aerodinámicos utilizados en la actualidad, y la forma del perfil aerodinámico influye ampliamente en el comportamiento de este ante unas condiciones determinadas de vuelo.

2.3.2. Números adimensionales

En aerodinámica tienen una gran importancia los números adimensionales, es decir, parámetros que no tienen unidades físicas que los definen. Son de gran utilidad ya que permiten entender el comportamiento de los fluidos independientemente de sus condiciones, de modo que se pueden comparar casos que operan en condiciones físicas diferentes pero cuyo comportamiento va a ser similar a efectos prácticos.

Número de Reynolds

El número de Reynolds relaciona las fuerzas inerciales con las fuerzas viscosas. Viene definido en la Ecuación (2.1), donde ρ_∞ es la densidad del fluido, V_∞ es la velocidad de la corriente lejos del cuerpo, c es la longitud característica del cuerpo y μ_∞ es la viscosidad dinámica del fluido.

$$Re = \frac{\rho_\infty \cdot V_\infty \cdot c}{\mu_\infty} \quad (2.1)$$

Si el número de Reynolds es grande, los efectos viscosos serán pequeños y las fuerzas inerciales dominarán el comportamiento del fluido, por lo que este tenderá a tener un comportamiento turbulento. Por el contrario, si el número de Reynolds es pequeño, las fuerzas viscosas tendrán mayor influencia en el fluido y este tenderá a comportarse de forma laminar.

Como se puede observar en la Figura 2.5, en el caso del flujo laminar las líneas de corriente se mueven de forma paralela y ordenada, sin cruzarse entre sí. En cambio, en el caso turbulento, las líneas de corriente se mezclan entre sí y el flujo tiene un comportamiento más caótico y aleatorio.

Cabe destacar que la turbulencia no es una característica de un fluido, como sí lo es la densidad o la viscosidad, sino que es un estado del flujo. Dicho de otro modo, ningún

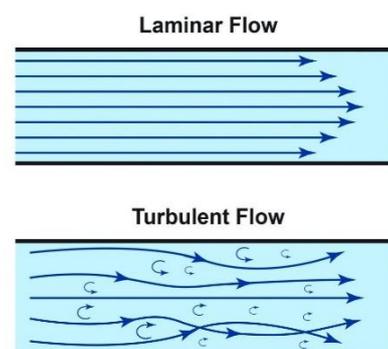


Figura 2.5. Comparativa entre comportamiento laminar y turbulento [23]

fluido es turbulento por naturaleza, sino que adquiere dicho patrón de movimiento dependiendo de sus condiciones.

Es de vital importancia conocer el comportamiento del flujo alrededor del perfil aerodinámico, ya que este afecta de manera relevante a las fuerzas y fenómenos que se producen durante el vuelo. El número de Reynolds permite saber cuándo un flujo es turbulento o es laminar.

Dependiendo de la aplicación existirá un valor límite a partir del cual, aproximadamente, se puede considerar que el flujo pasa de ser laminar a ser turbulento. Para el caso de este estudio, la aerodinámica externa, este valor de transición es aproximadamente de $Re_t = 2 \cdot 10^5$.

Número de Mach

Otro número de vital importancia dentro de la industria aeronáutica es el Número de Mach (Ecuación (2.2)). Se define como el cociente entre la velocidad del flujo libre y la velocidad del sonido en el medio por el que se mueve el fluido.

$$M_\infty = \frac{V_\infty}{a_\infty} \quad (2.2)$$

Por tanto, se trata de un número que describe la velocidad a la que vuela el avión con respecto a la velocidad del sonido. Dependiendo del número de Mach al que se desplaza un cuerpo pueden definirse diferentes regímenes de vuelo:

- **Subsónico:** número de Mach menor que 1. Es el caso típico fuera de la aviación militar.
- **Transónico:** número de Mach cercano a 1. Pese a que la velocidad de la aeronave no llega a ser la del sonido, en algunos puntos de esta sí que pueden aparecer condiciones supersónicas debido a la aceleración del flujo alrededor del cuerpo.
- **Supersónico:** número de Mach mayor que 1. Es el caso habitual de la aviación militar. Aparecen fenómenos de compresibilidad muy grandes, como ondas de choque.
- **Hipersónico:** número de Mach mucho mayor que 1. Se da normalmente en vuelos de reentrada atmosférica.

Dentro del caso subsónico, cuando el número de Mach es menor que 0.3 se puede despreciar la variación de la densidad del gas y considerarla constante, es decir, se puede considerar el fluido como incompresible. Esto es de vital importancia ya que permite simplificar las ecuaciones que dominan el comportamiento de los fluidos y hacer que su resolución sea más sencilla.

2.3.3. Fuerzas y momentos aerodinámicos

Cuando un cuerpo está sumergido en un gas (por ejemplo, el aire) y existe un movimiento relativo entre ambos, dicho gas ejerce una serie de fuerzas y momentos aerodinámicos sobre el cuerpo (Figura 2.6).

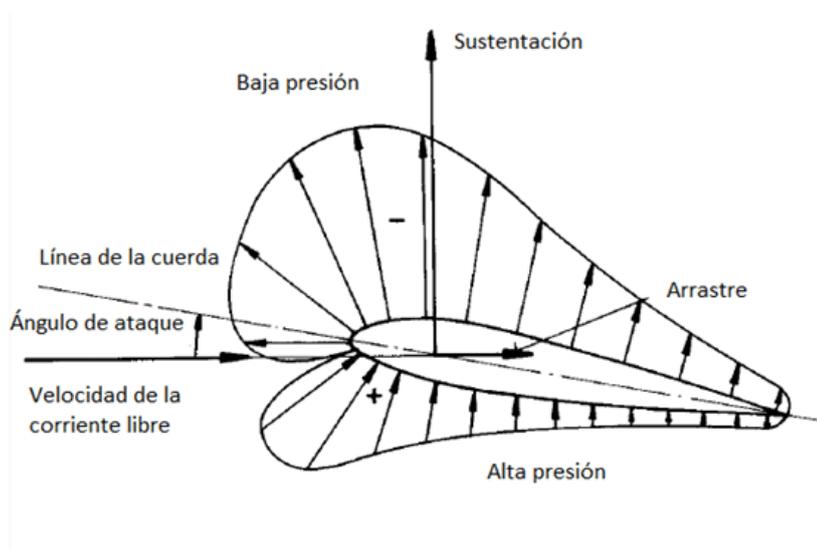


Figura 2.6. Fuerzas actuantes sobre un perfil aerodinámico [24]

El flujo sin perturbar llega al perfil aerodinámico y tiene que adaptarse a la forma de este. Debido a esto, el flujo se acelera por el extradós, produciendo la aparición de una zona de baja presión estática, y se frena por el intradós, generando una zona de alta presión estática en el intradós. Esta diferencia de presiones es la que provoca que surja una fuerza resultante sobre el perfil. A partir de esta fuerza resultante se definen dos componentes:

- **Sustentación o *Lift* (L')**: es la componente de la fuerza resultante cuya dirección es perpendicular a la corriente incidente.
- **Resistencia aerodinámica, Arrastre o *Drag* (D')**: es la componente de la fuerza resultante cuya dirección es paralela a la corriente incidente, oponiéndose al avance del perfil.

Cabe destacar que para que se produzca la diferencia de presiones entre las dos superficies del ala, el perfil debe tener curvatura o, en el caso de que el perfil sea simétrico (curvatura nula, intradós y extradós iguales) debe existir un cierto ángulo de ataque. El ángulo de ataque se define como el ángulo formado entre la cuerda del perfil y la corriente incidente.

Además, conforme se aumenta este ángulo de ataque, el flujo en el extradós se acelerará en mayor medida, produciendo así un aumento en la succión y por tanto una fuerza resultante mayor.

Como se puede observar en las Ecuación (2.3), ambas fuerzas dependen de la densidad del medio en el que vuelan, ρ_∞ ; de la cuerda del perfil, c ; de la velocidad del flujo libre, V_∞ ; y de su coeficiente adimensional respectivo, c_l o c_d , que depende del propio perfil, el número de Reynolds y el ángulo de ataque al que vuela.

$$L' = \frac{1}{2} \cdot \rho_\infty \cdot c \cdot V_\infty^2 \cdot c_l \qquad D' = \frac{1}{2} \cdot \rho_\infty \cdot c \cdot V_\infty^2 \cdot c_d \qquad (2.3)$$

Es importante aclarar que estas fuerzas se refieren únicamente al perfil aerodinámico, no a la aeronave completa, es decir, están definidas para el plano 2D del perfil.

Coeficiente de presión

La distribución de presiones alrededor de un perfil aerodinámico se suele representar mediante una gráfica del coeficiente de presión, como se puede ver en la Figura 2.7. En la Ecuación (2.4) puede observarse la definición de dicho coeficiente, donde c_p es el propio coeficiente de presión; p es la presión en el punto del perfil; p_∞ es la presión del flujo libre; ρ_∞ es la densidad del flujo libre y V_∞ es la velocidad del flujo libre.

$$c_p = \frac{p - p_\infty}{\frac{1}{2} \cdot \rho_\infty \cdot V_\infty^2} \qquad (2.4)$$

Un valor negativo de este indica que el flujo en ese punto tiene menos presión estática que el flujo libre. Cuanto mayor sea la diferencia entre los valores del extradós y del intradós para una misma coordenada x/c , mayor será la diferencia de presión. A partir

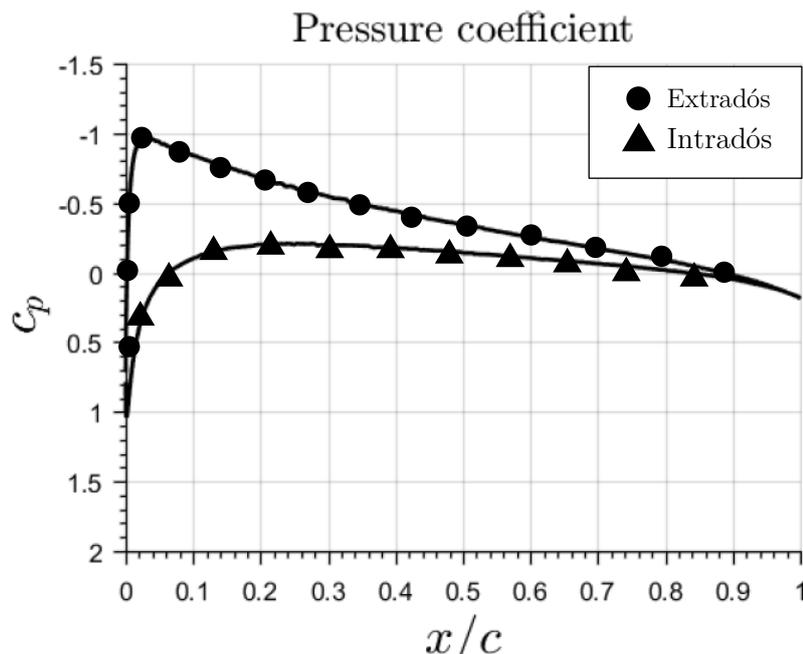


Figura 2.7. Coeficiente de presión de un perfil NACA 0012 con $\alpha=2.5^\circ$ [25]

de aquí se puede observar que la mayor parte de la sustentación en el perfil se produce en el extradós y cerca del borde de ataque de este, en el denominado pico de succión.

Por otro lado, cuando se habla de la fuerza de sustentación en una aeronave normalmente solo se hace referencia a la producida por las superficies alares, ya que la del resto de componentes es despreciable respecto a esta. En cambio, cuando se trata de la resistencia aerodinámica sí que es necesario tener en cuenta la del resto de partes de la aeronave, como el fuselaje o los motores.

Además, dentro de la resistencia aerodinámica se pueden distinguir varios tipos según la naturaleza de esta: resistencia por fricción, de forma, inducida y de onda. Para referirse a las dos primeras se suele utilizar el término de resistencia parásita.

Resistencia por fricción

Se produce debido al rozamiento de las moléculas del aire con la superficie del sólido, esto es, a la viscosidad del fluido. Es análoga a la que se produce cuando un sólido se desliza sobre otro. Es altamente dependiente del número de Reynolds y disminuye conforme este aumenta.

Resistencia de forma

La zona de baja presión que se da en el extradós del perfil aerodinámico provoca un desprendimiento del flujo cerca del borde de salida de este. La resistencia producida por estas zonas donde el flujo no está adherido al perfil se denomina resistencia de forma.

Dicho desprendimiento aumenta conforme lo hace el ángulo de ataque del perfil (Figura 2.8), por lo que también lo hará esta resistencia. A bajos ángulos de ataque, la resistencia por fricción es mayor que la resistencia de forma.

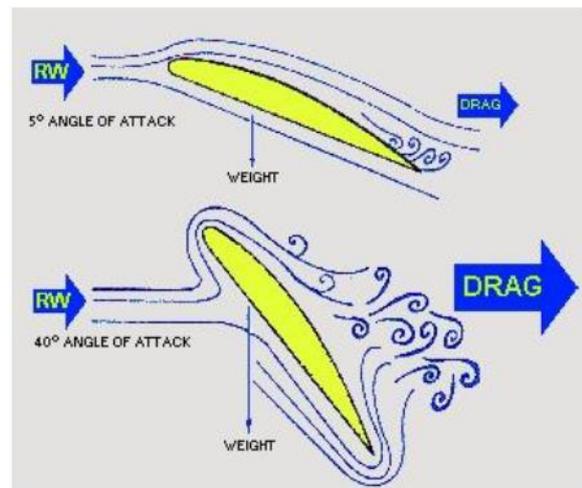


Figura 2.8. Resistencia de forma en un perfil [26]

Resistencia inducida

Es la resistencia que se produce en los cuerpos tridimensionales cuando producen sustentación. Es generada por el fenómeno conocido como recirculación en punta de ala, mostrado en la Figura 2.9. Debido a la diferencia de presiones entre intradós y extradós, en la punta del ala el flujo tiende a subir desde la parte inferior a la parte superior. Debido a esto se genera vorticidad en la punta del ala, lo cual se traduce en la aparición de resistencia aerodinámica, cuya expresión viene en la Ecuación (2.5), donde CD_i es el coeficiente de resistencia inducida; C_L es el coeficiente de sustentación; AR es el alargamiento alar; y e es el factor de Oswald.

$$CD_i = \frac{C_L^2}{\pi \cdot AR \cdot e} \quad (2.5)$$

Resistencia de onda

Se produce debido a la aparición de efectos de compresibilidad que se da cuando se alcanzan las condiciones sónicas, es decir, cuando la aeronave vuela a un número de Mach cercano a 1.

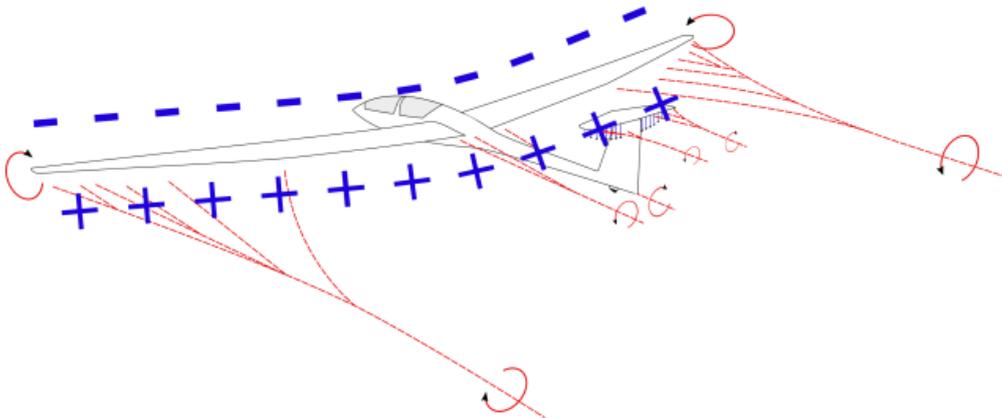


Figura 2.9. Recirculación en punta alar [26]

Eficiencia aerodinámica

Teniendo todo esto en cuenta, a rasgos generales, en la Figura 2.10 se puede ver un esquema simplificado del equilibrio de fuerzas que se da en una aeronave de ala fija cuando se mantiene un vuelo horizontal equilibrado. Como se puede observar, la fuerza de sustentación compensa el peso, mientras que el empuje proporcionado por los motores compensa la resistencia aerodinámica de la aeronave. Por tanto, conforme aumenten la resistencia aerodinámica y el peso de una aeronave, mayor empuje y sustentación deberá generar esta para mantenerse en el aire.



Figura 2.10. Esquema de fuerzas actuantes sobre una aeronave de ala fija [27]

Es lógico pensar entonces que, a la hora de diseñar una aeronave comercial, es conveniente que la sustentación sea lo más elevada posible, de modo que se pueda transportar más peso; mientras que la resistencia aerodinámica sea lo más pequeña posible, de modo que el empuje necesario para volar en unas condiciones determinadas sea el menor posible, minimizando así el gasto de combustible y el peso de los motores.

Para tener en cuenta ambos factores se define la denominada eficiencia aerodinámica (L/D) como el cociente entre ambas fuerzas. Este coeficiente tiene una importancia muy elevada debido a que afecta considerablemente a las prestaciones de vuelo de las aeronaves. Un ejemplo de esto es la ecuación de Breguet integrada y con consumo constante (Ecuación (2.6)), que define el rango de una aeronave, es decir, la distancia recorrida por esta. Dicho rango también depende de la velocidad de vuelo, V_∞ ; el consumo específico, $BSFC$; el peso inicial de la aeronave, W_i ; y el peso final de la misma, W_f .

$$R_{vuelo} = \frac{V_\infty}{BSFC} \cdot \frac{L}{D} \cdot \ln\left(\frac{W_i}{W_f}\right) \quad (2.6)$$

Por tanto, conforme aumente la eficiencia aerodinámica de la aeronave lo hará el rango y la autonomía de esta.

2.3.4. Capa límite

La capa límite es un fenómeno existente en cualquier cuerpo en movimiento a través de un fluido viscoso. Se refiere a una capa de fluido inmediatamente cercana a una superficie de un cuerpo donde los efectos de la viscosidad son significativos.

Desde un punto de vista físico, en la zona cercana al cuerpo, la atracción entre las partículas del gas es menor que la existente entre las partículas del fluido y del sólido. Esto produce la denominada condición de no deslizamiento. Esto es, las partículas del gas adquieren la velocidad de la superficie sólida, lo cual genera un gradiente de velocidades en dirección perpendicular a esta entre el flujo que está pegado al sólido y el flujo libre (Figura 2.11).

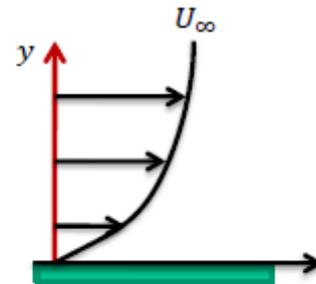


Figura 2.11. Gradiente de velocidad del fluido cerca de un cuerpo [28]

Por tanto, el término de capa límite se refiere a esa zona del fluido próxima a la superficie sólida en la que la velocidad es diferente a la del flujo libre. El espesor de velocidad de la capa límite se suele definir como la distancia desde la pared hasta el punto donde la velocidad del flujo viscoso es un 99% de la velocidad del flujo sin perturbar. El espesor de la capa límite tiende a aumentar conforme avanza sobre la pared debido a la pérdida de cantidad de movimiento.

En los fluidos newtonianos, como el aire, este gradiente de velocidades genera en el cuerpo una presión proporcional paralela a la superficie de este denominada tensión tangencial o rozamiento (Ecuación (2.7)). Dicha tensión depende también de la viscosidad

del fluido, μ_∞ . Por tanto, conforme aumenta el gradiente de velocidades existente en el fluido (dv_x/dy), también lo hace el esfuerzo tangencial (τ_{xy}) que se produce.

$$\tau_{xy} = \mu_\infty \cdot \frac{dv_x}{dy} \quad (2.7)$$

Además, la fuerza derivada de esta tensión tangencial, que se opone al movimiento del cuerpo, es la resistencia por fricción, introducida anteriormente.

Como se puede observar en la Figura 2.12, la capa límite puede ser laminar o turbulenta. Las capas límite turbulentas presentan un gradiente de velocidad mayor que las laminares, lo cual se traduce en esfuerzos cortantes mayores. Por otro lado, este tipo de capa límite es más energética que la laminar, lo cual la hace más estable frente a gradientes de presión.

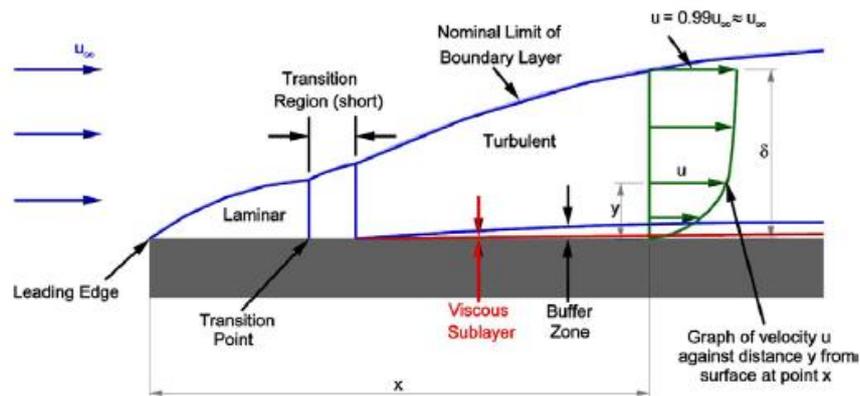


Figura 2.12. Capa límite con transición de laminar a turbulenta [28]

2.3.5. Desprendimiento de capa límite y entrada en pérdida

Un fenómeno muy importante en aeronáutica que se debe tener en cuenta es el desprendimiento de la capa límite, ya que, cuando se produce, la zona del perfil alar afectada por este desprendimiento dejará de realizar su función.

Además del gradiente de velocidad que se produce en dirección perpendicular a la superficie y que da lugar a la capa límite, a lo largo de esta también se puede producir un gradiente de presión.

Cualquier fluido tiende a desplazarse de una zona de alta presión estática a una zona de baja presión estática. Cuando se produce esta situación se dice que existe un gradiente de presión favorable. En cambio, cuando la presión aumenta en dirección del flujo este se desplaza bajo un gradiente de presión adverso.

Bajo este contexto, cuando una capa límite se enfrenta a un gradiente de presión favorable, como es el caso del intradós de un perfil aerodinámico, este tiene un efecto estabilizador sobre ella, haciendo que se mantenga completamente adherida al cuerpo.

En cambio, en el caso del extradós se dará la situación descrita en la Figura 2.13. Puesto que la capa límite se encuentra bajo un gradiente de presión adverso, el flujo de la parte final de esta es succionado hacia el inicio, provocando una recirculación que hace que parte de la capa límite se desprenda de la superficie (estela).

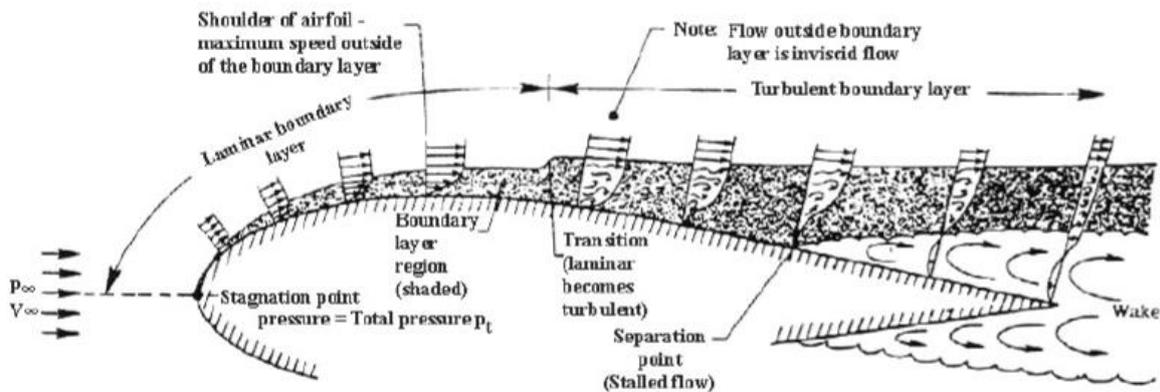


Figura 2.13. Desprendimiento de la capa límite [25]

Como se ha comentado anteriormente, la parte del perfil afectada por el desprendimiento no trabajará, es decir, no generará sustentación, por lo que es peligroso que este efecto aumente a lo largo del perfil.

Hay tres factores principales que influyen en este desprendimiento de la capa límite:

- **Número de Reynolds.** Cuanto mayor es el número de Reynolds, más dominantes son las fuerzas inerciales sobre las viscosas. Esto se traduce en una reducción de la pérdida de cantidad de movimiento a lo largo del perfil, por lo que este se mantiene adherido durante más tiempo.
- **Ángulo de ataque.** Conforme aumenta el ángulo de ataque, la succión que se produce al inicio del extradós (pico de succión) aumenta, por lo que el gradiente de presión adverso también lo hace, produciendo el desprendimiento del flujo.
- **Geometría del perfil.** Por norma general, a mayor espesor del perfil aerodinámico la aparición del desprendimiento se dará de forma más tardía.

Entrada en pérdida

La entrada en pérdida o *stall* se produce cuando la capa límite se desprende completamente del perfil, disminuyendo drásticamente la sustentación que produce el ala.

En la Figura 2.14 se puede observar la evolución de un perfil aerodinámico conforme se aumenta el ángulo de ataque manteniendo el número de Reynolds constante. En un principio (estado 1) existe una estela pequeña debido a que el desprendimiento del flujo es mínimo. Al aumentar progresivamente el ángulo de ataque, el punto de separación del flujo se aproxima al borde de ataque (estado 2 y 3). Al llegar al ángulo de ataque crítico, la capa límite se desprende completamente y el perfil deja de generar sustentación (estado 4).

Cabe destacar que la entrada en pérdida mostrada es la típica de perfiles gruesos. En perfiles suficientemente finos se produce de un modo más agresivo mediante burbujas de recirculación.

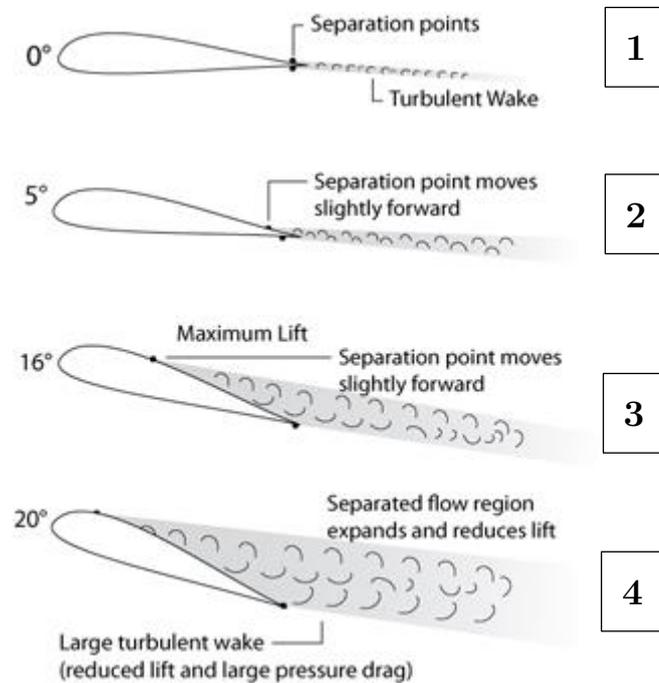


Figura 2.14. Evolución de entrada en pérdida [29]

2.4. Propulsión eléctrica distribuida

Hasta ahora, el uso de motores a reacción limitaba el diseño del sistema propulsivo de la aeronave. Como se ha comentado anteriormente, esto es debido a la baja eficiencia de este tipo de motor cuando se disminuye su tamaño, que hace necesario el uso de un número bajo de motores (normalmente dos o cuatro) de gran tamaño, localizados frecuentemente en lugares similares en todas las aeronaves.

En cambio, en el caso de los motores eléctricos, la independencia del rendimiento propulsivo con el tamaño ha dado pie al surgimiento de nuevas configuraciones del sistema propulsivo que no eran factibles anteriormente, como es el caso de la DEP.

Pese a que no existe una definición clara al respecto, algunos autores [30] afirman que la DEP consiste en la utilización de múltiples propulsores eléctricos, con uno o más generadores de energía independientes, distribuidos en puntos estratégicos a lo largo de la aeronave, de modo que produzcan mejoras en el comportamiento global de la misma.

Cabe destacar, por tanto, que no se trata simplemente de utilizar un número determinado de motores, ya que si no cualquier aeronave que utilizase varios motores podría

ser catalogada como una aeronave con propulsión distribuida; consiste, además, en conseguir mejoras en el rendimiento de la aeronave a partir de la localización de estos.

Esto establece, por tanto, un nuevo grado de libertad en el diseño de las aeronaves: la disposición de los motores. Dependiendo de esta, las aeronaves contarán con unas características propias que afectarán a su rendimiento en las diferentes etapas del vuelo.

2.4.1. Ejemplo de prototipos con DEP

Debido al atractivo de esta nueva tecnología, en los últimos años se han llevado a cabo múltiples proyectos de investigación sobre la DEP, así como diseños de aeronaves con dicho sistema. Entre estos destaca, por ejemplo, el *X-57 Maxwell* [5], mostrado en la Figura 2.15, que pertenece al proyecto de investigación *Leading Edge Asynchronous Propellers Technology* (LEAPTech), desarrollado por la NASA.

Se trata de una aeronave de ala fija convencional, creada a partir de la modificación de un avión ya existente. Esta consta de catorce motores eléctricos distribuidos a lo largo de la envergadura. Dos de ellos, localizados en los extremos, son de mayor tamaño y están en constante funcionamiento. El resto funcionan normalmente a velocidades bajas para aumentar la sustentación proporcionada por el ala aprovechando el flujo de salida de las hélices.



Figura 2.15. X-57 Maxwell, aeronave de ala fija con DEP [31]

Otros prototipos que se han desarrollado, pero con ala móvil y con capacidad de despegue y aterrizaje vertical (VTOL) son el *Airbus Vahana* y el *Aurora XV-24 LightningStrike*, con el sistema propulsivo integrado dentro del ala (Figura 2.16).



Figura 2.16. Airbus Vahana en la parte superior [32], Aurora XV-24 LightningStrike en la parte inferior [33]

Además de la distribución de los motores a lo largo del borde de ataque del ala, también ha sido explorada la posibilidad de disponer los motores a lo largo del borde de salida, como es el caso del *Lilium Jet*, mostrado en la Figura 2.17. Se trata de taxi aéreo con capacidad VTOL que consta de 36 motores distribuidos entre el ala y el *canard*.



Figura 2.17. Lilium Jet, aeronave con los motores dispuestos en el borde de salida [34]

Como se verá más adelante, esta configuración de los motores en el TE está la que se estudiará en el presente estudio, ya que es la que permite llevar a cabo la BLI.

2.4.2. Características de la DEP

El uso de la propulsión eléctrica distribuida tiene una serie de ventajas e inconvenientes. Algunas de estas características están asociadas al uso de EP o HEP y otras están relacionadas con la propia DEP [30][8][35].

Ventajas de la DEP

En primer lugar, el uso de la DEP permite un aumento de la fiabilidad, debido a la redundancia de motores, de modo que el fallo de uno de ellos no es crítico para mantener el vuelo de la aeronave. Además, en caso de producirse dicho fallo, compensar la asimetría de empuje es muy sencillo debido a existencia de numerosos motores.

Por otro lado, el reparto de los motores a lo largo del ala contribuye a reducir las demandas estructurales de esta, permitiendo reducir el peso del encastrado alar y por tanto también de la aeronave.

Como se ha comentado anteriormente, conlleva el uso de motores eléctricos o híbridos de alta eficiencia que además permiten una reducción de la huella sonora y térmica, así como de las emisiones de gases contaminantes.

Por otro lado, la DEP se puede utilizar como un sistema de control de la aeronave. El hecho de tener múltiples motores repartidos en el ala permite controlar la potencia de estos para generar momentos aerodinámicos de cualquier tipo:

- **Momento de guiñada:** haciendo que los motores de una semiala produzcan más empuje que los de la otra se puede provocar un momento de guiñada, labor tradicionalmente desempeñada por el timón de cola. Un buen control de la DEP permitiría la reducción de la superficie del estabilizador vertical, o incluso su eliminación, lo cual se traduciría en una reducción notable del peso.
- **Momento de alabeo y cabeceo:** en el caso de una aeronave con los motores distribuidos a lo largo del borde de ataque, como el *X-57 Maxwell* (Figura 2.15), se puede aumentar la velocidad de giro de los motores de una semiala para así aumentar la sustentación de esta y producir una asimetría de *lift* que genere un momento de alabeo. En el caso de las aeronaves con los motores en el borde de fuga, una alternativa sería instalar un sistema de empuje vectorial parecido al de la mayoría de las aeronaves VTOL, existente, por ejemplo, en el *Lilium Jet* (Figura 2.17). Este tipo de sistema, como se puede observar en la Figura 2.18, permite orientar el empuje del motor en dirección diferente a la paralela al eje longitudinal, de modo que se generen momentos en la aeronave que permiten controlarla. Esto hace

posible reducir el tamaño de las superficies de control de la aeronave, principalmente de los alerones y los estabilizadores.

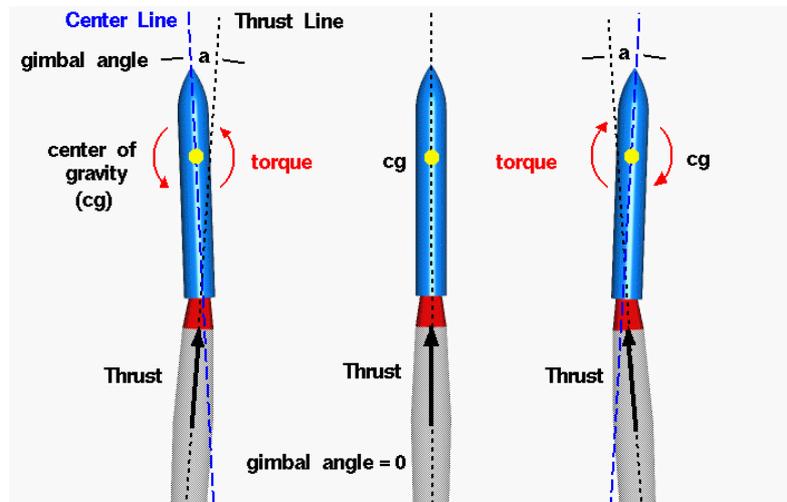


Figura 2.18. Ejemplo de empuje vectorial aplicado a un cohete [36]

Asociado de nuevo a aeronaves con los motores en el borde de ataque, la aceleración del flujo producida por las hélices provoca que la sustentación generada por el ala sea mayor, ya que la velocidad del aire que pasa por ella aumenta. Esto permite reducir sustancialmente la superficie alar, disminuyendo así el peso y la resistencia aerodinámica de la aeronave.

Además, el uso de DEP retrasa la entrada en pérdida del ala con ambas disposiciones:

- **Borde de ataque:** los motores aceleran el flujo a lo largo del ala, aportando así cantidad de movimiento, lo cual retrasa la entrada en pérdida de esta.
- **Borde de salida:** el flujo que se desprende en la parte cercana al TE es succionado por los motores, evitando así la recirculación del flujo debido al gradiente de presión adverso, lo cual retrasa la entrada en pérdida.

En la actualidad, con la finalidad de reducir la resistencia inducida generada por el ala se instalan dispositivos en punta alar denominados *winglets*, que se encargan de debilitar los vórtices que se producen en esta zona. El mismo concepto puede ser utilizado con la DEP, instalando un motor en la punta alar para reducir la vorticidad producida y aumentar la eficiencia aerodinámica de la nave y el rendimiento propulsivo del motor.

Por último, como se verá a continuación, la configuración de los motores en el borde de fuga permite beneficiarse del fenómeno de ingestión de capa límite (BLI), que aumenta la eficiencia propulsiva y aerodinámica de la aeronave.

Estas mejoras en la eficiencia global derivadas de las ventajas comentadas anteriormente permitirán una reducción del consumo de combustible o, en su defecto, un aumento del rango y la autonomía de la aeronave.

Desafíos de la DEP

Pese a los numerosos beneficios que puede presentar la DEP en las aeronaves, también existen una serie de limitaciones o retos que se deben hacer frente para poder utilizarla de un modo eficiente.

En primer lugar, como se ha comentado anteriormente, existe una gran limitación en cuanto a la capacidad de las baterías, lo cual hace inviable dicha configuración con propulsión completamente eléctrica. Por tanto, el avance en la investigación de sistemas de almacenamiento de la energía será crucial para la instalación de DEP en aeronaves de mayor tamaño.

Por otro lado, también es necesario tener en cuenta el peso del nuevo sistema propulsivo, ya que el uso de un número elevado de motores, con sus respectivos generadores, conductores, etc., podría aumentar el peso de la aeronave. Pese a esto, como se ha visto anteriormente, la DEP puede tener algunos beneficios en cuanto a reducción del peso, tanto de combustible como de algunas superficies de la aeronave, como el ala o los estabilizadores. Por tanto, el aumento de peso puede ser pequeño y salir rentable teniendo en cuenta también el punto de vista del rendimiento.

En cuanto a la BLI, el hecho de que el flujo entrante a las hélices esté distorsionado por la interacción con el ala puede llegar a ser problemático a nivel estructural y aerodinámico para la actuación de los motores. Además, se producen fenómenos no-lineales que dificultan el estudio de este fenómeno.

Por tanto, cabe destacar que pese a ser una tecnología revolucionaria y con un gran potencial, que ha sido ampliamente estudiada en la última década, se debe hacer frente también a una serie de desafíos que limitan su uso de momento a aeronaves de pequeña escala.

2.5. Ingestión de capa límite

La localización de los motores cerca del borde de fuga de la aeronave permite aprovechar la ingestión de capa límite (BLI) para aumentar el rendimiento propulsivo de la aeronave, mejorando así sus prestaciones en cuanto a consumo de combustible o reducción de emisiones [37].

Desde un punto de vista físico, el flujo de la capa límite es menos energético que el flujo libre, ya que, al disminuir su velocidad debido a la disipación viscosa, su energía cinética es más pequeña. Acelerar este flujo es más eficiente, ya que la energía que se le debe aportar para hacerlo es menor. Esto es, es menos costoso energéticamente, por lo que es más eficiente propulsivamente.

En el caso de una hélice, el empuje se genera debido a la diferencia de presión entre el flujo entrante y el saliente de esta, parecido a cómo funciona la sustentación de un perfil. De este modo, al tener un fluido con menor velocidad y mayor presión estática en la capa límite, la diferencia de presión entre ambos flujos será mayor, produciendo así más empuje.

En el caso de un motor a reacción, se puede llevar a cabo una explicación matemática simplificada teniendo en cuenta únicamente la conservación del momento y la energía cinética [38].

La Ecuación (2.8) representa el empuje generado por un motor a reacción. Como se puede observar, este depende del flujo másico que atraviesa el motor (\dot{m}_{air}) y de la diferencia de velocidades entre la entrada (v_{in}) y la salida (v_{out}). Por otro lado, también se define la potencia en forma de energía cinética que se añade al aire utilizada por el motor para un empuje determinado.

$$T = \dot{m}_{air} \cdot (v_{out} - v_{in}) \quad P = \frac{1}{2} \cdot \dot{m}_{air} \cdot (v_{out}^2 - v_{in}^2) \quad (2.8)$$

Manteniendo el flujo másico y la diferencia de velocidades constante, por tanto, también el empuje, y realizando una manipulación matemática muy sencilla se llega a la Ecuación (2.9), donde A es el área del tubo de corriente en el infinito aguas arriba.

$$v_{out} = \Delta v + v_{in} \rightarrow P = \frac{1}{2} \cdot \dot{m}_{air} \cdot \Delta v \cdot (2 \cdot v_{in} + \Delta v) \quad (2.9)$$

$$\Delta v = \frac{T}{\dot{m}_{air}} = \frac{T}{A \cdot \rho_{\infty} \cdot v_{in}} \rightarrow P = \frac{1}{2} \cdot T \cdot \left(2 \cdot v_{in} + \frac{T}{A \cdot \rho_{\infty} \cdot v_{in}} \right)$$

De este modo, manteniendo el empuje constante, para valores habituales de A , ρ_{∞} y v_{in} , se tiene una reducción de la potencia consumida por el sistema propulsivo cuando disminuye la velocidad de entrada a la hélice (Figura 2.19).

Sin embargo, cabe destacar que el ahorro de potencia no consiste en reducir la velocidad de entrada de cualquier forma, ya que hacer más baja dicha velocidad que la velocidad de vuelo tiene un coste en resistencia aerodinámica. Precisamente, la clave de la BLI es que ese coste ya está pagado, ya que la resistencia aerodinámica que se aprovecha ya existe originalmente por el rozamiento del aire con el cuerpo.

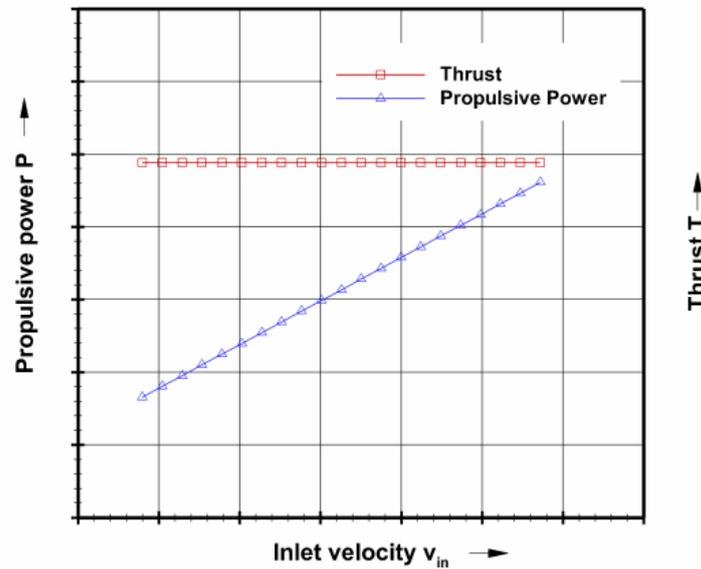


Figura 2.19. Evolución de la potencia necesaria en función de la velocidad de entrada [38]

Además de aumentar el rendimiento propulsivo de los motores, la BLI también reduce la resistencia aerodinámica del cuerpo, como se puede observar en la Figura 2.20. Antes de llevarla a cabo, en el extradós del perfil se puede observar un desprendimiento del flujo cerca del borde de salida, lo cual se traduce en resistencia de forma. Cuando se integra el motor en el ala se produce una succión del flujo que elimina dicha corriente desprendida.

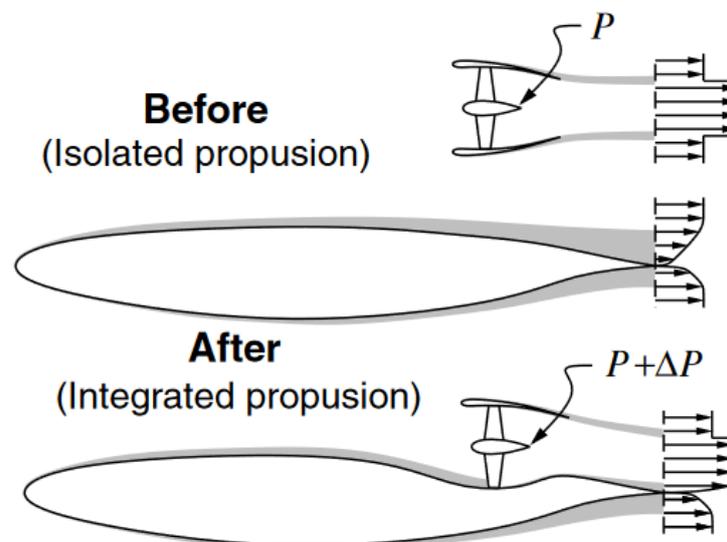


Figura 2.20. Esquema de la BLI [39]

Este aumento del rendimiento propulsivo utilizando BLI se encuentra desarrollado de una forma extensa y detallada en la literatura, tanto utilizando un enfoque energético [39], como utilizando las ecuaciones de conservación de la cantidad de movimiento [40][3].

El hecho de que la DEP permita repartir un gran número de motores a lo largo del ala o el fuselaje del avión crea una clara sinergia entre esta y la BLI. Lógicamente, este fenómeno es ampliamente dependiente de la posición del motor y en función de esta tendrá unos efectos u otros en el rendimiento propulsivo y aerodinámico, como se verá más adelante en este estudio.

Capítulo 3

Diseño aeronave

3.1. Introducción

En este capítulo se presentan los parámetros de diseño del RPAS más relevantes para el estudio de optimización que se va a realizar más adelante.

Para ello, se presentan en diferentes apartados elecciones de diseño que se han llevado a cabo como el tipo de aeronave que se va a estudiar, el sistema de propulsión y motor que se ha escogido, la hélice empleada o el perfil aerodinámico de la aeronave, a partir del cual se realizará la simulación en el software CFD.

3.2. Tipo de aeronave

En cuanto al tipo de aeronave, este documento se basa en el estudio de aeronaves de tipo RPAS de hasta 25 kg de MTOW. Este límite de peso se ha escogido, principalmente, teniendo en cuenta la normativa recogida en el Real Decreto 1036/2017, de 15 de diciembre, por el cual se regula la utilización de RPAS en España [41]. En él se recogen limitaciones bastante más permisivas en cuanto a matriculación y certificados de aeronavegabilidad para RPAS que estén por debajo de dicho peso.

Además, esta elección es coherente con lo que se ha desarrollado anteriormente sobre la DEP, cuyos estudios han sido realizados hasta el momento principalmente en aeronaves de pequeño tamaño, por lo que se puede obtener más información de fuentes externas sobre RPAS de este peso.

Partiendo de esto, la aeronave tipo que se ha escogido para tener como referencia a la hora de realizar el estudio es la *Penguin C* de *UAV Factory* [42], mostrada en la Figura 3.1. Se trata de una aeronave no tripulada de gran autonomía y con un peso máximo al despegue de 23 kg. Además, su planta motora es extraíble.



Figura 3.1. *Penguin C UAS* de *UAV Factory* [42]

3.3. Planta propulsora

En cuanto al sistema de propulsión, teniendo en cuenta lo desarrollado en el marco teórico, se ha escogido un sistema de propulsión híbrido en serie, del tipo ICE+EM, por ser el más sencillo a utilizar con DEP y permitir el ahorro de peso de las baterías.

Se ha elegido como motor el *Honda GX35* (Figura 3.2), un MCIA cuyos parámetros más relevantes vienen recogidos en la Tabla 3.1. Esta elección ha sido determinada, en primer lugar, teniendo en cuenta que satisface el requisito de potencia máxima necesaria para el MTOW de la aeronave. Además, es un motor elegido usualmente en los estudios disponibles para RPAS de tamaño similar [43][15] y se dispone de información adicional sobre el comportamiento del motor procedente de estudios externos [20][44].

Especificaciones Honda GX35	
Tipo de motor	Cilindro individual 4T
Calibre x Carrera	39 x 30 mm
Cilindrada	35.8 cm ³
Relación de compresión	8.0 : 1
Potencia neta	1 kW (1.3 HP) / 7000 rpm
Par máximo neto	1.6 N · m / 5500 rpm
Capacidad del depósito	0,63 L
Consumo a potencia neta	0.71 L/h / 7000 rpm
Dimensiones (L x A x A)	198 x 234 x 240 mm
Peso en seco	3.33 kg

Tabla 3.1. Datos del motor *Honda GX35* [45]



Figura 3.2. Motor *Honda GX35* [45]

3.4. Hélice

La hélice escogida para proporcionar empuje a la aeronave es la DA4052, cuyos planos se presentan en la Figura 3.3. Se ha escogido dicha hélice debido a que se poseen datos de coeficientes obtenidos mediante medición en túnel de viento, además de tener la geometría detallada, lo cual se puede utilizar para definir y validar el modelo de disco actuador del CFD [46].

Los datos geométricos de la hélice vienen recogidos en la Tabla 3.3, donde r/R es la coordenada radial adimensionalizada, c/R es la cuerda adimensionalizada en dicha coordenada y β es el ángulo de torsión de la pala. Cabe destacar que las coordenadas anteriores a $r/R = 0,3$ se han obtenido a partir de los planos, ya que no venían recogidos en la página de origen por ser los correspondientes al buje o *hub* de la hélice.

Coordenadas DA4052		
r/R (-)	c/R (-)	β (°)
0,02	0,11	38,796
0,15	0,11	38,796
0,16	0,065	38,796
0,2	0,065	38,796
0,3	0,3525	38,796
0,35	0,3525	33,752
0,4	0,3525	30,822
0,45	0,3525	27,891
0,5	0,3179	25,634
0,55	0,2833	23,378
0,6	0,2558	21,752
0,65	0,2284	20,127
0,7	0,2042	18,893
0,75	0,18	17,66
0,8	0,1558	16,877
0,85	0,1316	16,094
0,9	0,1016	15,422
0,95	0,0716	14,75
1	0,0416	14,078

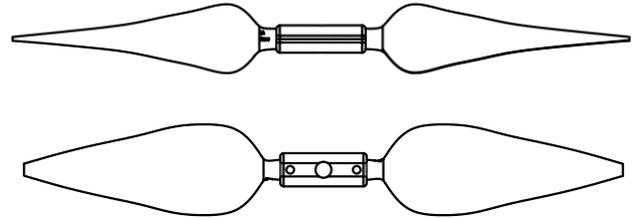


Figura 3.3. Vistas de la hélice DA4052: a la izquierda perfil y a la derecha alzado [46]

Secciones DA4052	
r/R (%)	Perfil alar
[0, 30]	HUB
45	SDA1045
75	SDA1075
100	SDA1100

Tabla 3.2. Perfiles aerodinámicos de la hélice DA4052

Tabla 3.3. Datos geométricos de la hélice DA4052 [46]

Por otro lado, como se puede ver en la Tabla 3.2, la hélice tiene varias secciones diferentes a lo largo de la coordenada radial [47]: el buje, que únicamente genera resistencia aerodinámica, y se extiende desde el centro hasta el 30% del radio; el SDA1045 (Figura 3.4), que se define en el 45%; el SDA1075 (Figura 3.5), definido en el 75%; y el SDA1100 (Figura 3.6), establecido en la punta de pala. En las zonas entre los perfiles definidos no

existe sección constante, sino que se definen interpolaciones de los mismos para realizar la transición de uno a otro.



Figura 3.4. Perfil de la hélice hasta el 45% del radio (SDA1045) [47]

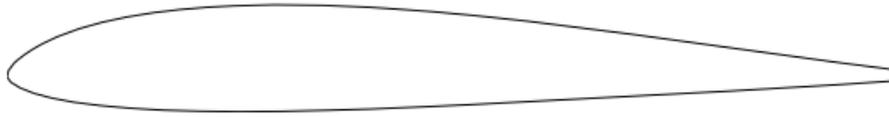


Figura 3.5. Perfil de la hélice hasta el 75% del radio (SDA1075) [47]



Figura 3.6. Perfil de la hélice hasta la punta (SDA1100) [47]

3.5. Ala

En cuanto al perfil aerodinámico, se ha escogido el SD7003 (Figura 3.7), utilizado para aplicaciones volando a bajo o medio número de Reynolds. En la Tabla 3.4 vienen recogidos los parámetros más relevantes relativos al ala. En cuanto a la forma en planta, se considera rectangular (estrechamiento y flecha nulos), el perfil es constante a lo largo de la envergadura y no hay torsión geométrica.

Parámetros ala	
Cuerda, c (m)	0,2
Envergadura, b (m)	2
Superficie alar, S (m ²)	0,4
Alargamiento, AR (-)	10
Factor de Oswald, e (-)	0,8

Tabla 3.4. Parámetros del ala utilizada

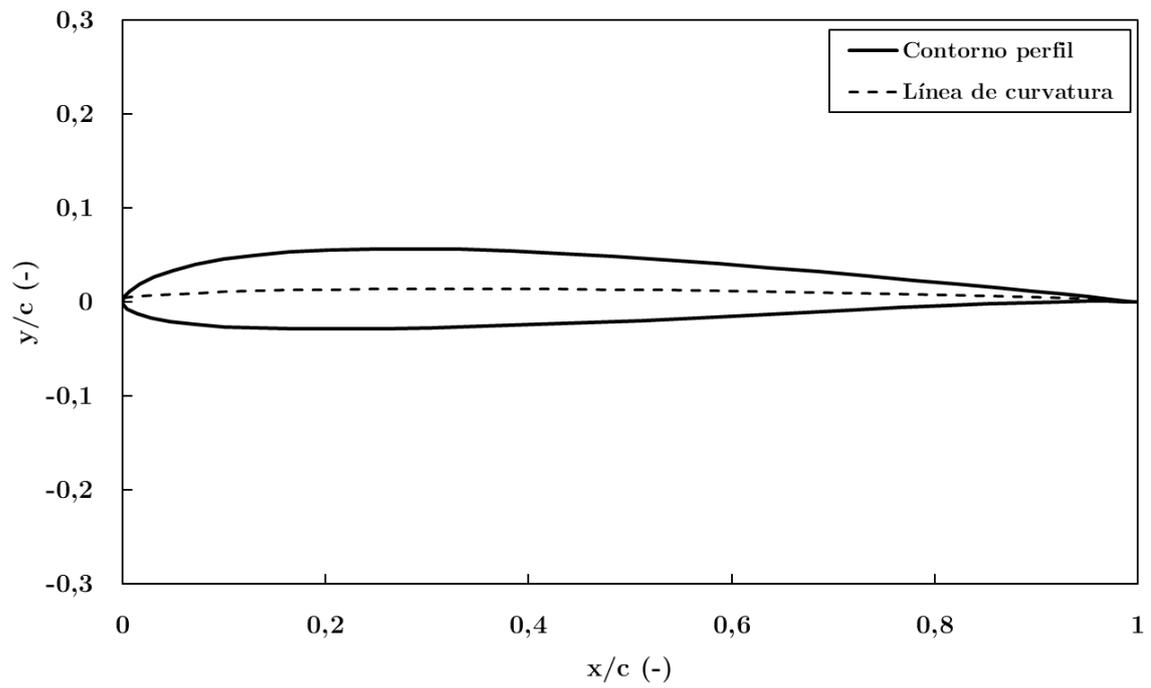


Figura 3.7. Geometría del perfil SD7003

Capítulo 4

Metodología

4.1. Introducción

En este capítulo se describen los procedimientos llevados a cabo para la optimización del RPAS, para el cual se ha utilizado, por un lado, el programa de cálculo numérico computacional STAR-CCM+ y, por otro lado, el lenguaje de programación Python y Matlab para el postprocesado de los resultados.

En primer lugar, se presentan los pasos llevados a cabo para la configuración del caso CFD. Se describen las fases más relevantes del proceso: modelado conceptual, geometría y dominio, mallado, modelos físicos y de cálculo, condiciones de contorno y, por último, criterios de convergencia. Posteriormente, se describe cómo se han procesado los resultados empleando el lenguaje de programación Python y el propio software CFD, mediante lo cual se llevará a cabo la optimización.

4.2. Cálculo CFD

Para analizar la influencia de las diferentes variables de vuelo y optimizar la posición y el radio de la hélice se llevará a cabo un estudio paramétrico mediante software CFD variando los parámetros que se exponen en la Tabla 4.1. Como se puede observar, se modificará el valor de 4 parámetros: el radio de la hélice, la posición vertical del centro de esta respecto al borde de salida, el ángulo de ataque del ala y el número de Reynolds.

Estudio paramétrico			
Radio hélice (mm)	Posición vertical sobre el TE (%)	Re (-)	α ($^{\circ}$)
30 / 40 / 50	0 / 75 / 100	300k / 500k / 700k	3 / 5 / 7

Tabla 4.1. Estudio paramétrico realizado para optimizar el RPAS

- **Radio de la hélice.** Se varía el radio de la hélice para observar cómo afecta al comportamiento de la aeronave el tamaño de esta. Como es lógico, conforme aumente el tamaño de la hélice se podrá ubicar un número menor de hélices a lo largo del ala. En la Tabla 4.2 se muestra el número de hélices de cada caso.

Número hélices	
Caso	Hélices
R30cm	25
R40cm	20
R50cm	16

Tabla 4.2. Número de hélices para cada caso

- **Posición vertical.** La ubicación de la hélice es crucial en el efecto que tiene la DEP sobre el rendimiento global de la aeronave, ya que según dónde esté colocada afectará en mayor o menor medida al flujo del intradós y extradós, produciendo cambios en el rendimiento propulsivo y aerodinámico. De este modo, en la posición 0% la hélice está completamente centrada en el borde de salida, y las de 75% y 100% se encuentran desplazadas hacia arriba.
- **Ángulo de ataque y número de Reynolds.** Para tener datos más amplios del comportamiento de la aeronave se simulan diferentes condiciones de vuelo. De este modo, posteriormente se llevará a cabo con Python
- el cálculo de una superficie de interpolación mediante la cual se podrá estimar la solución para cualquier valor del ángulo de ataque del ala y del Reynolds dentro del rango contemplado.

En total se realizan 81 simulaciones con todas las combinaciones posibles. El código de nomenclatura que se utilizará para los casos es: “H Rcm POSr”, donde R será el radio en centímetros de cada caso y POS será el % de radio por encima del borde de salida del ala.

4.2.1. Modelado conceptual

El modelado conceptual consiste en establecer los objetivos del estudio que se va a llevar a cabo, estimando los resultados que se quieran obtener y la precisión con la cual se busca hallarlos.

Además, se debe llevar a cabo un análisis del problema desde el punto de vista cualitativo, estudiando la posibilidad de llevar a cabo simplificaciones que reduzcan el coste computacional de resolución del problema. Dichas simplificaciones podrían ser, por ejemplo, considerar el caso 2D o imponer condiciones de contorno de simetría.

En el caso de este estudio, se requiere cierta precisión en la resolución del problema ya que se va a realizar un estudio paramétrico extenso y se requiere una sensibilidad máxima para analizar las diferencias entre soluciones. Debido a esto, el coste computacional se estima alto, pero se dispone de la posibilidad de llevar a cabo las simulaciones con ayuda

del cluster de cálculo de la Universitat Politècnica de València, *Rigel*, que permite agilizar el tiempo de cálculo.

Sin embargo, se debe tener en cuenta que este estudio es enmarca en la realización de un Trabajo de Fin de Grado, por lo que la precisión necesaria para la resolución de los casos no es tan alta como se requeriría en la industria aeronáutica.

Por otro lado, en cuanto a las simplificaciones, en este caso se establecen las siguientes: caso estacionario, ya que no se espera que la solución varíe en el tiempo; flujo incompresible, ya que el rango de número de Mach en todos los casos va a ser significativamente menor de 0,3; periodicidad, ya que el ala se puede dividir en un número N de trozos con comportamiento similar, de modo que solo es necesario resolver una porción con una hélice.

Por último, cabe destacar que la hélice se calculará mediante un disco actuador con teoría de elemento de pala.

4.2.2. Geometría y dominio

Este paso del cálculo CFD consiste en generar la geometría sobre la que se va a calcular y crear el dominio computacional de modo que las condiciones de contorno estén lo suficientemente lejos de la región de interés para que no influyan en la solución.

Este dominio depende del caso que se estudie y es necesario llevar a cabo un estudio de independencia del dominio. Este consiste en variar dichas distancias hasta las condiciones de contorno y comprobar que la solución cambia por debajo de un determinado porcentaje previamente establecido como criterio de independencia. Cabe destacar que se debe alcanzar un compromiso entre el bajo error y el coste computacional asociado a este.

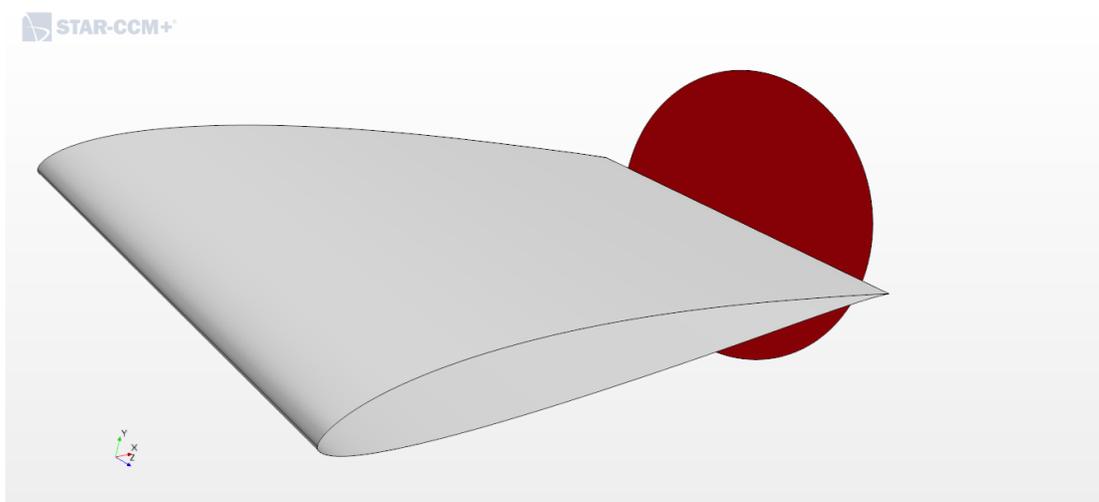


Figura 4.1. Geometría empleada en el cálculo CFD.

La geometría, que se puede observar en la Figura 4.1, se ha llevado a cabo dentro del propio STAR-CCM+, extruyendo el perfil SD7003 a partir de sus coordenadas en un archivo *.csv* para formar una geometría 3D. Posteriormente, se ha creado el disco actuador y se ha situado centrado en el borde de fuga del ala.

Por otro lado, en cuanto al dominio de cálculo, se ha empleado un dominio en forma de C (Figura 4.2) en la entrada, muy común en el análisis de flujo externo alrededor de alas y perfiles aerodinámicos. El radio de la entrada se ha definido como 20 veces la cuerda del perfil, y la distancia desde el perfil hasta el final del dominio es de 100 cuerdas. Por tanto, las dimensiones totales del dominio son de 120 cuerdas en horizontal y 40 cuerdas en vertical.

En cuanto al ancho (Figura 4.3), se ha establecido como 2 veces el radio de la hélice más un margen de 1 cm a cada lado.

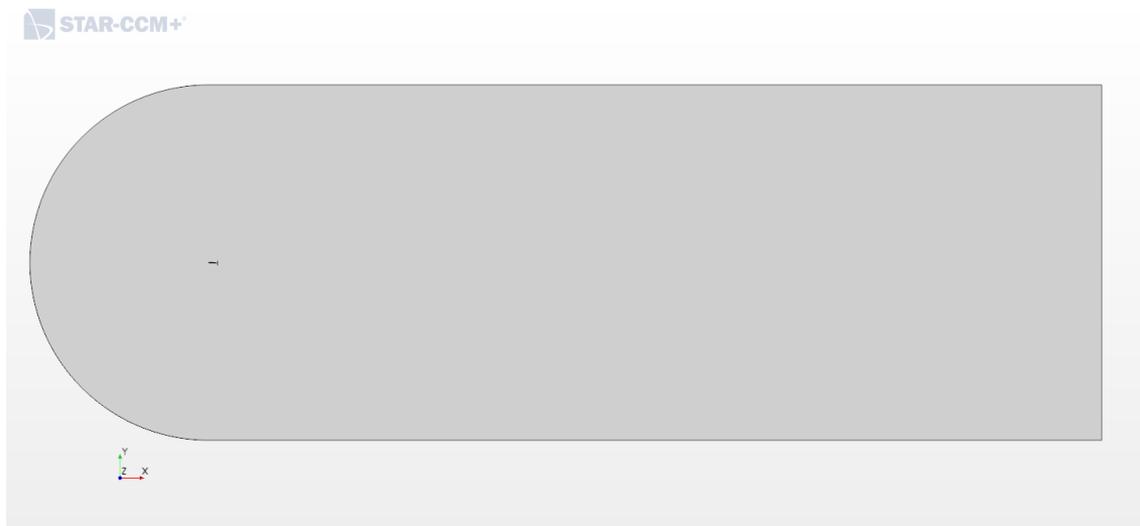


Figura 4.2. Dominio computacional visto desde el perfil

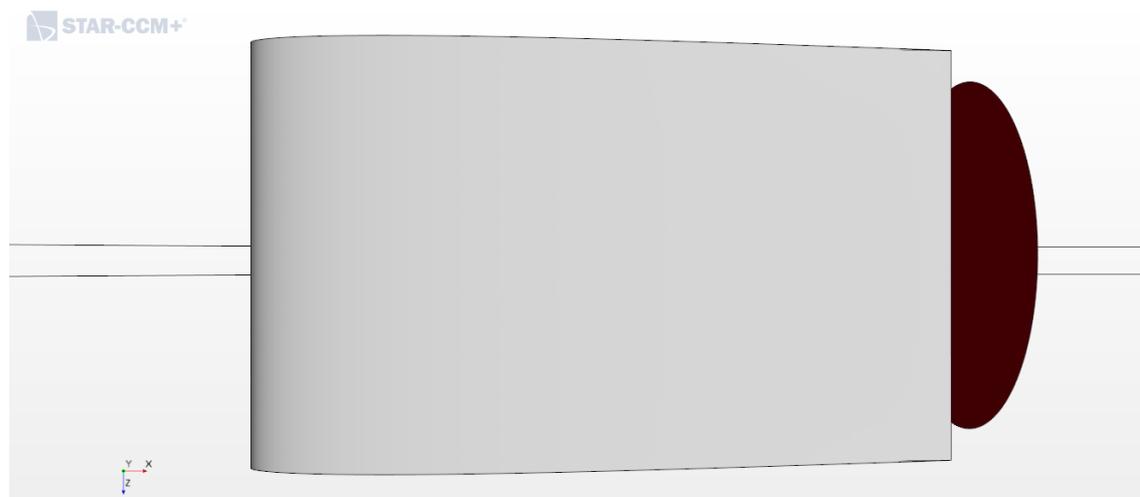


Figura 4.3. Vista en planta del dominio

Estudio de independencia del dominio

Además, como se ha comentado anteriormente, se ha llevado a cabo un estudio de independencia del dominio para garantizar que el tamaño del dominio no influye en la solución del problema.

Para ello, se ha partido de un dominio de radio 20 veces la cuerda y distancia hasta el *outlet* de 100 veces la cuerda. Se ha reducido el dominio a la mitad y se ha duplicado en ambas direcciones, y se ha calculado la variación de un caso a otro. Como se puede observar en la Tabla 4.3, el error entre el caso central y el de mayor dimensión es menor al 1% en las variables, por lo que se considera que la solución obtenida es independiente del dominio utilizado.

Dominio	C_D (-)	Var. C_D	C_L (-)	Var. C_L	C_M (-)	Var C_M
$10 \cdot c$ (m)	0,018091		0,939252		0,040613	
		-4,31%		-0,83%		-3,28%
$20 \cdot c$ (m)	0,017312		0,931441		0,039281	
		-0,77%		0,59%		0,86%
$40 \cdot c$ (m)	0,017178		0,936948		0,039617	

Tabla 4.3. Resultados obtenidos en el estudio de independencia de dominio

4.2.3. Mallado

El mallado es uno de los procesos cruciales en la resolución de un caso CFD. Por un lado, el número de celdas en las que se divide el dominio de estudio determina el coste computacional, ya que el programa resolverá numéricamente para cada una de las celdas las ecuaciones que rigen el comportamiento del fluido. Por otro lado, la calidad de la malla determina la precisión y la rapidez de convergencia de la simulación, por lo que es fundamental tener un mallado óptimo para obtener resultados correctos.

Para el mallado de este caso se ha empleado una malla no estructurada de elementos poliédricos lejos del perfil y en la capa límite se ha empleado la herramienta *Prism Layer Mesher*, que crea una región estructurada con elementos prismáticos.

Los parámetros que se han empleado para el mallado del caso vienen dados en la Tabla 4.4.

Configuración de la malla	
Base Size (mm)	1
Target Surface Size (mm)	1
Minimum Surface Size (mm)	0,1
Surface Growth Rate (-)	1,3
Number of Prism Layers (-)	14
Prism Layer Near Wall Thickness (mm)	0,01
Prism Layer Total Thickness (mm)	3
Mesh Density (-)	1
Mesh Growth Factor (-)	0,8

Tabla 4.4. Parámetros empleados para la configuración de la malla

Calidad de la malla

Existen una serie de parámetros que se utilizan para determinar la calidad de la malla:

- **Densidad:** el número de elementos en las zonas con mayores variaciones de las propiedades del fluido debe ser mayor, debido a que se requiere más precisión de cálculo.
- **Asimetría/ortogonalidad:** cuanto más irregular sea un elemento, mayor será el error de discretización. Por tanto, conviene utilizar elementos regulares en las zonas que requieren precisión de cálculo, como la capa límite.
- **Suavidad:** la transición entre zonas del dominio con diferente tipo de mallado debe ser suave, de modo que no se sobrepase una diferencia de tamaño superior al 20% entre elementos fronterizos.
- **Relación de aspecto:** se debe comprobar que las celdas no tengan una relación de aspecto (cociente entre el eje más largo y el más corto) excesiva en el seno del flujo. En zonas de capa límite se permiten relaciones de aspecto mayores, siempre que la cara pequeña del elemento esté orientada en dirección de la corriente.

En la Figura 4.4 se puede observar cómo la densidad de la malla es considerablemente superior alrededor del perfil y en la estela de este, debido a que las variaciones del fluido en estas zonas serán mayores que en el resto del dominio. Además, hace falta un gran refinamiento en la zona del disco actuador para obtener resultados precisos con el modelo que se está empleando.

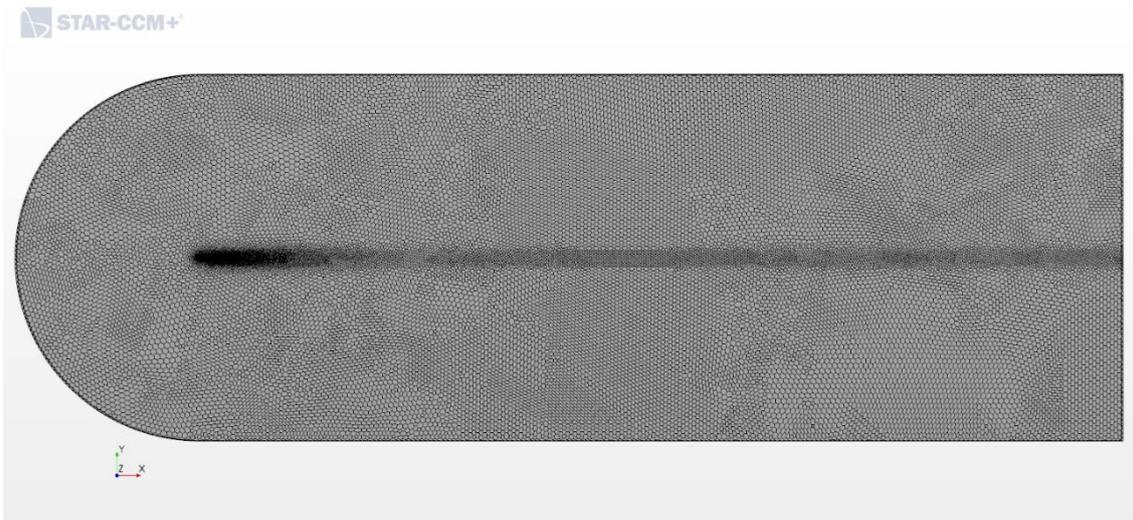


Figura 4.4. Mallado del dominio completo

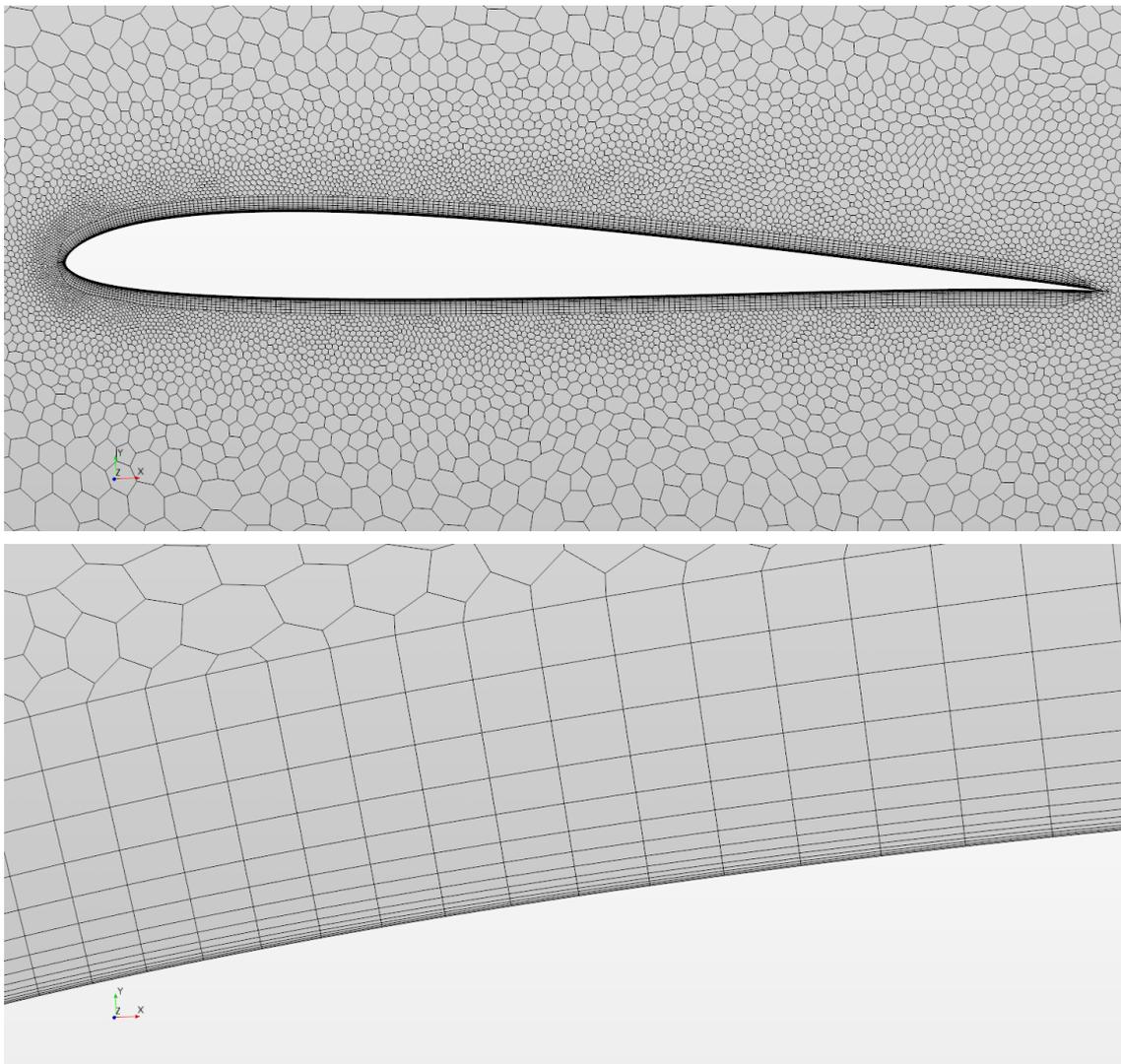


Figura 4.5. Mallado alrededor del perfil aerodinámico y vista detallada de la capa límite

Por otro lado, en la Figura 4.5 se puede ver el mallado en la zona próxima al perfil. Se observa cómo lejos del perfil se emplean elementos irregulares con densidad baja y cerca del perfil dicha densidad aumenta, siendo considerablemente mayor en la zona fronteriza del perfil. Además, en la capa límite se emplean elementos regulares con relación de aspecto alta orientados hacia el flujo.

Adicionalmente, se puede observar cómo la diferencia de tamaño entre elementos en la capa límite es baja y la altura de las celdas aumenta progresivamente. Por otro lado, la transición entre los elementos regulares de la capa límite y los elementos irregulares es suave, no superando en ningún caso una variación de dimensión superior al 20%. Finalmente, se cumple que $y^+ < 1$ en el 99% de la cuerda.

Por último, en la Figura 4.6 se puede observar el mallado alrededor del ala, que no requiere gran precisión ya que lo que se calcula son las propiedades del fluido y en base a ello se calculan las fuerzas que genera sobre el ala.

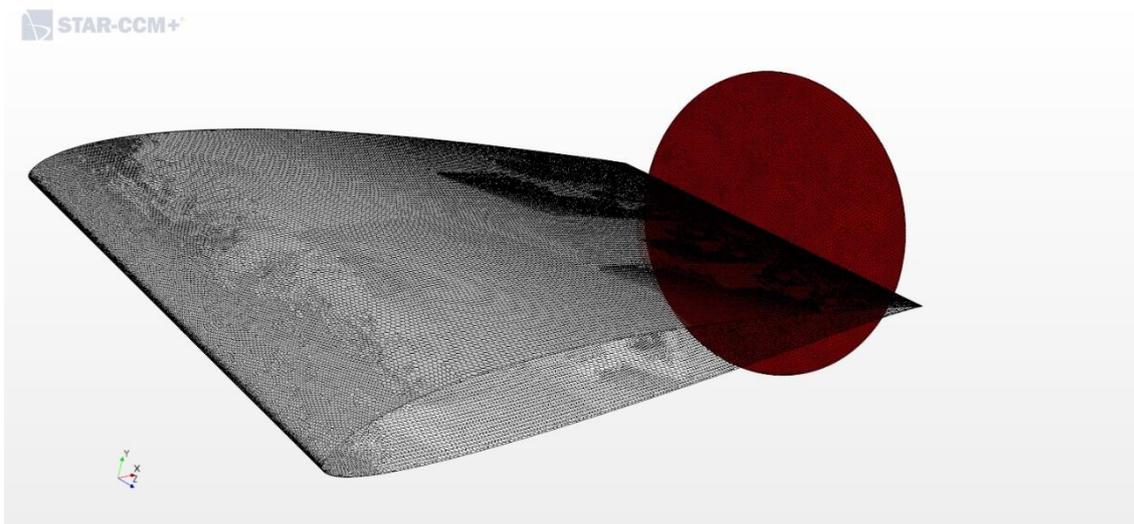


Figura 4.6. Mallado del ala y el disco actuador

Estudio de independencia de malla

Como en el caso del dominio, se ha llevado a cabo un estudio de independencia de malla, de modo que se compruebe que la solución obtenida sea independiente del tamaño de los elementos de la malla. Este estudio se ha realizado utilizando un caso base con los parámetros mostrados en la Tabla 4.5. Se disminuye de un modo progresivo el tamaño mínimo de la celda y se calcula la independencia de malla mediante un método basado en la extrapolación de Richardson [48].

Independencia de malla			
Radio hélice (mm)	Posición vertical sobre el TE (%)	Re (-)	α ($^{\circ}$)
30	0	300000	4,8

Tabla 4.5. Condiciones del caso de estudio de independencia de malla

Los resultados obtenidos para cada caso del estudio de independencia de malla se presentan en la Tabla 4.6. A partir de ellos se lleva a cabo la estimación del valor del coeficiente de resistencia en función del tamaño de la malla, que tiene la forma mostrada en la Ecuación (4.1), donde los parámetros a, b y c son constantes y BS es el tamaño mínimo de las celdas y C_D es el coeficiente de resistencia.

$$C_D = a + b \cdot BS^c \quad (4.1)$$

Estudio independencia de malla				
Tamaño base, BS (m)	Número de celdas (-)	Tamaño medio (m)	C_D (-)	C_L (-)
0,004	241.567	0,0050	0,690457	0,011396
0,0035	269.872	0,0047	0,686913	0,011253
0,003	315.552	0,0044	0,684542	0,011253
0,0025	387.576	0,0042	0,680636	0,011049
0,002	486.228	0,0039	0,679083	0,010933
0,0015	630.470	0,0038	0,669001	0,010773
0,0012	951.696	0,0034	0,6669	0,010722
0,001	1.091.760	0,0034	0,668043	0,01072
0,0009	1.320.225	0,0032	0,667604	0,010686
0,0008	1.584.218	0,0031	0,667216	0,010672
0,0007	2.067.955	0,0028	0,666376	0,010654
0,0006	3.289.587	0,0022	0,667248	0,010652

Tabla 4.6. Resultados obtenidos en el estudio de independencia de malla

Una vez hallados los parámetros de la extrapolación, se estima el valor del coeficiente de resistencia para un tamaño de malla infinitesimal y, de este modo, se puede estimar el error que se obtiene calculando con un determinado tamaño de malla. En este caso, para una malla de tamaño mínimo $BS = 1 \text{ mm}$ se obtiene un error inferior al 2%, con un factor de seguridad $F_s = 3$ y un índice de convergencia de la malla $GCI = 1\%$, con lo que se considera que la solución obtenida es independiente de la malla. En la Tabla 4.7 se puede observar un resumen de estos resultados.

Parámetros independencia de malla			
BS (mm)	Error (%)	F_s (-)	GCI (%)
1	< 2	3	1

Tabla 4.7. Resumen de los parámetros relevantes de la independencia de malla

4.2.4. Modelos físicos y propiedades del fluido

En este apartado se deben definir las propiedades del fluido que se han establecido, así como los modelos físicos considerados en el caso (como, por ejemplo, el modelo de turbulencia) y otros modelos adicionales que se hayan podido necesitar para resolver el caso.

En primer lugar, en cuanto a los modelos seleccionados para configurar el caso, vienen recogidos en la Tabla 4.9. A continuación se justifica su elección:

- **Espacio:** 3D. La existencia de la hélice provoca efectos tridimensionales en el flujo, por lo que no es posible analizar el caso en 2D.
- **Régimen temporal:** estacionario. Llegado un punto, el problema planteado llegará a un equilibrio temporal, es decir, las características del flujo no variarán en el tiempo. Por ello, el problema puede simularse como estacionario directamente, ahorrando así coste computacional.
- **Material:** gas. El caso se va a simular en aire a nivel del mar. Las propiedades del fluido que se han introducido se muestran en la Tabla 4.8.

Propiedades fluido	
Presión (Pa)	101325
Temperatura (K)	288
Densidad ($\text{kg} \cdot \text{m}^{-3}$)	1,225
Viscosidad cinemática ($\text{kg} \cdot \text{m}^{-1} \cdot \text{s}^{-1}$)	$1,802 \cdot 10^{-5}$

Tabla 4.8. Propiedades del aire a nivel del mar

- **Método de resolución:** acoplado. Se resuelven las ecuaciones simultáneamente mediante un esquema *flux difference splitting* (FDS) con preacondicionamiento. La discretización se realiza con un método de 2º orden y la integración es implícita. En cuanto al número de Courant, se establece variable (en forma de rampa) y controlado mediante un *Expert Driver* para mantener los residuales acotados.

Pese a que el caso es claramente incompresible y, a priori, sería más eficiente desde el punto de vista computacional calcular de modo segregado, se encontró que en muchos casos el modo acoplado era más estable. Por ello se decidió continuar el cálculo en acoplado, no estudiándose el porqué de las inestabilidades para centrar los esfuerzos en el grueso del trabajo.

- **Ecuación de estado:** flujo incompresible. La densidad se puede considerar constante ya que el número de Mach máximo simulado va a ser $M_\infty = 0.15$.

- **Régimen viscoso:** turbulento. Se va a resolver el caso considerando flujo viscoso turbulento.
- **Modelo de turbulencia:** *Spalart-Allmaras*. Se resuelve la turbulencia con un enfoque RANS, es decir, se modelan todas las escalas turbulentas. Además, se utiliza el modelo *Spalart-Allmaras* debido a que funciona bien para números de Reynolds bajos-medios. Cabe destacar que la escala de pared, y^+ , que indica la distancia entre la capa límite y el centroide de las primeras celdas sobre el ala, es inferior a 1 en el 99% de la cuerda. Esto es recomendable para obtener resultados fiables con dicho modelo de turbulencia en la capa límite.
- **Otros modelos:** Virtual Disk. Como ya se ha explicado, la hélice se modela como un disco actuador, cuya configuración se desarrollará a continuación.

Modelos CFD	
Espacio	3D
Régimen temporal	Estacionario
Material	Gas
Método resolución	Acoplado implícito
Ecuación de estado	Flujo incompresible
Regimen viscoso	Turbulento
Modelo turbulencia	Spalart-Allmaras
Otros	Virtual Disk

Tabla 4.9. Resumen de los modelos seleccionados en el caso CFD

Disco actuador

Como se ha comentado anteriormente, las hélices se modelan como discos actuadores resueltos mediante teoría de elemento de pala. Para ello, por un lado, se tiene en cuenta la geometría de la hélice DA4052 (Tabla 3.3) para definir la distribución de la cuerda y de la torsión.

A partir de los perfiles aerodinámicos de la hélice, se han obtenido los coeficientes C_L y C_D para múltiples números de Reynolds y ángulos de ataque mediante el software XFLR5. Dicho programa utiliza el método de los paneles para resolver el flujo medio y modelos de turbulencia para resolver el flujo viscoso.

La resolución del *Virtual Disk* se establece en 8 tanto en dirección radial como azimutal, de modo que se generan un total de 64 términos fuente. Por otro lado, el paso colectivo se define de $\varphi = -0.45^\circ$ (se explicará la razón en el apartado de validación) y los ángulos de flecha y batimiento nulos. Además, la corrección por pérdida en punta se impone de 0,97 [49] y el número de palas se fija en 2.

Por último, en cuanto al régimen de giro de la hélice, se calcula y establece en cada iteración mediante un PID que asegura que el empuje producido por todas las hélices es igual a la resistencia aerodinámica generada por la aeronave.

En la Ecuación (4.2) se define una variable que calcula el exceso de empuje (ETH) y que se impone que debe ser nula. T_{SP} es el empuje generado por una sola hélice, n_P es el número de hélices y D es la resistencia total de la aeronave.

$$ETH = T_{SP} \cdot n_P - D \quad (4.2)$$

En cuanto al número de hélices, se calcula dividiendo la envergadura alar entre el tamaño del dominio computacional, que depende del radio de la hélice en cada caso y de un margen que representa la distancia entre hélices, siendo este de 1 centímetro a cada lado. De este modo, se consideran las hélices equiespaciadas a lo largo del ala, y se resuelve tan solo una porción para ahorrar coste computacional.

Por tanto, en cada iteración se impondrá un valor de régimen de giro corregido con la finalidad de simular condiciones de crucero de la aeronave.

En cuanto al coeficiente de resistencia aerodinámica, este se ha estimado como se muestra en la Ecuación (4.3), donde C_{D_0} es el referido al ala; $C_{D_{0extra}}$ es el debido a los estabilizadores, fuselaje y el resto de elementos de la aeronave, que se ha estimado a partir de aeronaves similares como $C_{D_{0extra}} = 0,011$; C_L es el coeficiente de sustentación generado por el ala. El resto de los parámetros se han definido en la Tabla 3.4.

$$C_D = C_{D_0} + C_{D_{0extra}} + \frac{C_L^2}{\pi \cdot AR \cdot e} \quad (4.3)$$

4.2.5. Condiciones de contorno

Las condiciones de contorno sirven para definir las características de las regiones límite del dominio, que marcan el final de este. Existen múltiples tipos de condiciones de contorno en Star CCM+, en este caso se han utilizado las siguientes:

- **Velocity inlet:** se ha empleado en la entrada del dominio. Esta condición sirve para definir el gasto másico, la dirección de la velocidad, la temperatura y las variables turbulentas en la entrada del dominio. El valor de la presión es extrapolado del interior. La velocidad del flujo impuesta en la entrada se calcula a partir del número de Reynolds en cada caso.
- **Pressure outlet:** se ha utilizado en la salida trasera del dominio. Se impone la presión del flujo en dicha zona y se extrapolan el resto de las variables. Se impone la presión atmosférica de referencia.

- **Wall:** se ha empleado para definir la superficie alar. Se impone que la velocidad normal a dicha velocidad es nula y, al ser en este caso flujo viscoso, la componente tangencial también lo es por la condición de no deslizamiento. Se extrapola la presión de nuevo.
- **Symmetry plane:** se ha impuesto en el resto de paredes del dominio. La velocidad normal a ellas es nula.

4.2.6. Criterios de convergencia

Para asegurar que se ha alcanzado la solución del caso por debajo de un determinado error numérico se establecen una serie de criterios de convergencia. Cuando se alcanzan dichos requisitos, el proceso iterativo es interrumpido ya que los sistemas de ecuaciones que definen el problema se cumplen con un cierto nivel de tolerancia.

Como se ha explicado anteriormente, este nivel de precisión lo determina el usuario en función de los recursos disponibles y de la necesidad de exactitud en la solución. En este caso se han empleado varios criterios de convergencia:

- **Residuales:** expresan el error numérico existente en la resolución del sistema de ecuaciones que rigen el comportamiento del fluido. Si se mantienen constantes con el paso de las iteraciones significa que la solución no cambia, ya que el error es el mismo siempre. Pueden dar una idea de lo convergida que está una solución, pero no se deben utilizar como único criterio.
- **Fenómenos espurios:** un buen método para comprobar que la solución no ha convergido es detectar valores o comportamientos del flujo inverosímiles. Si no se observan fenómenos extraños la solución puede haber convergido.
- **Variación de variables de interés:** se debe comprobar que los coeficientes relevantes del problema no varían por encima de un determinado valor. En este caso se ha monitorizado la variación de los coeficientes de resistencia y sustentación, estableciendo como criterio de convergencia un error de 10^{-5} para el C_L y 10^{-7} para el C_D en las últimas 20 iteraciones.

4.2.7. Post-proceso CFD

Una vez los casos han convergido se procede a extraer los resultados de interés. En este caso, se sacarán tanto resultados numéricos como gráficos. Por un lado, se calculan con ayuda del software una serie de coeficientes o parámetros adimensionales relevantes para el estudio de optimización como, por ejemplo:

- **Coefficiente de presión**, C_p : calculado por el software. Sirve para observar la distribución de presión alrededor del perfil.
- **Coefficientes de sustentación y resistencia**, C_L y C_D : calculados a partir del software mediante la integración de la distribución de presión y posterior adimensionalización. Se utilizarán para calcular la eficiencia aerodinámica en cada caso.
- **Coefficiente de empuje**, C_T : calculado a partir de la Ecuación (4.4), donde T es el empuje total (Star-CCM+), D_p es el diámetro de las hélices y n es el régimen de giro de estas. Se emplea para conocer la cantidad de empuje que está proporcionando el disco actuador.

$$C_T = \frac{T}{\rho \cdot n^2 \cdot D_p^4} \quad (4.4)$$

- **Rendimiento propulsivo**, η_p : definido en la Ecuación (4.5)(4.10), donde P es la potencia de la hélice, calculada como el producto entre τ , momento proporcionado por el eje (calculado por Star-CCM+) y el régimen de giro. Sirve para conocer la eficiencia que tiene el sistema propulsivo.

$$\eta_p = \frac{T \cdot V_\infty}{P} = \frac{T \cdot V_\infty}{\tau \cdot n} \quad (4.5)$$

- **Parámetro de avance**, J : determinado con la Ecuación (4.6). Se trata de un parámetro que nos indica la relación entre la velocidad axial (de avance) de la hélice y la radial (de rotación).

$$J = \frac{V_\infty}{n \cdot D_p} \quad (4.6)$$

En cuanto a los resultados gráficos, se ha empleado la herramienta de escenas del software Star-CCM+ para obtener distribuciones de velocidad y presión alrededor del perfil para diferentes posiciones del disco actuador. Esto permite observar las diferencias en el comportamiento del flujo en los tres casos, de modo que se puede comprender los fenómenos aerodinámicos que se dan en cada situación y dar una explicación a los resultados obtenidos en los coeficientes.

4.3. Optimización RPAS

El estudio de optimización de la aeronave se ha llevado a cabo con ayuda del lenguaje de programación Python y los resultados obtenidos mediante la simulación CFD. Dicho estudio se basará, por un lado, en la comparación entre un caso base genérico, con un solo motor de tipo MCIA; un caso con propulsión híbrida, un solo motor de tipo híbrido, pero sin DEP ni BLI; y los casos con DEP y BLI de 3, 4 y 5 centímetros de radio para distintas posiciones de la hélice, calculados anteriormente en STAR-CCM+. Posteriormente, se estudiará la diferencia entre los casos con DEP y BLI, pero con diferente radio de hélice, para deducir la influencia de este parámetro.

Además de los resultados de CFD, se utilizan datos externos adicionales [20] sobre el consumo específico de combustible (BSFC) en función del régimen de giro y el par del motor, que se muestran en la Figura 4.7. El mapa hallado no está completo, debido a dificultades en la medición por parte de los autores, pero se empleará para tener en cuenta de algún modo la variación del consumo específico.

Cabe destacar que, como se ha comentado en el marco teórico, en el caso de la propulsión híbrida en serie es posible desacoplar la hélice del motor de combustión, por lo que en todo momento se buscará minimizar el BSFC para un régimen de giro determinado, cosa que no es posible en el caso base.

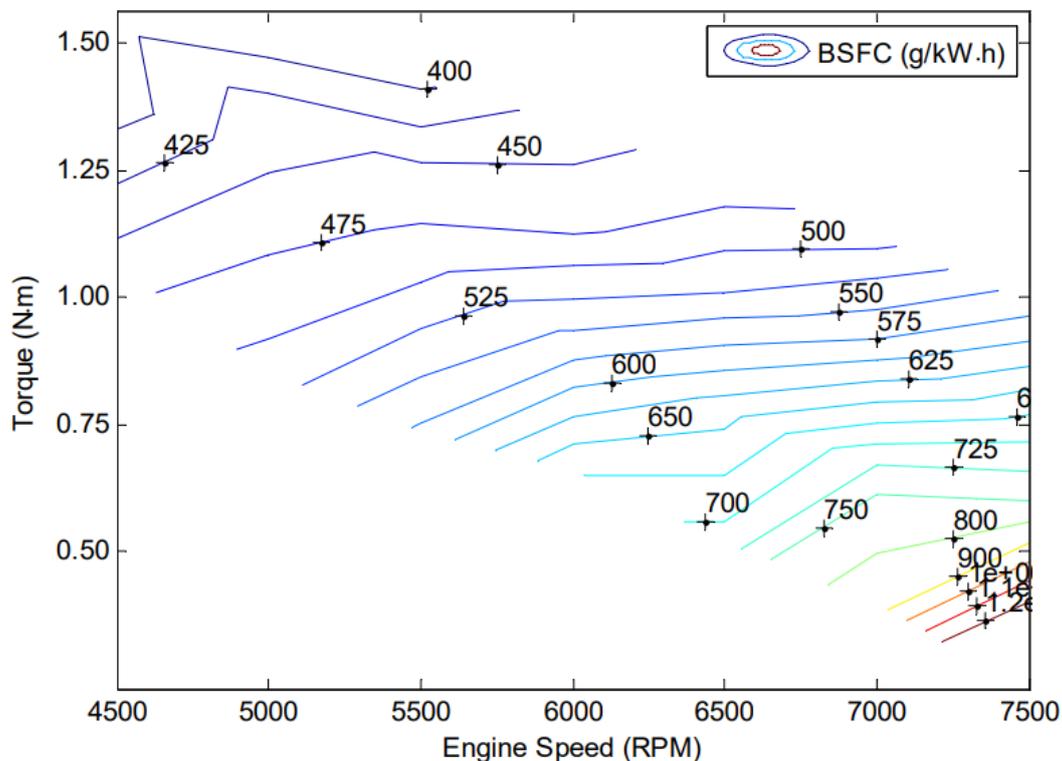


Figura 4.7. Mapa motor del consumo específico de combustible [20]

Caso base

Para estudiar las diferencias entre los casos se llevará a cabo una estimación de un vuelo completo de todos ellos. Se parte del caso base, cuyo rango viene determinado por la Ecuación (4.7), la fórmula de Breguet para un MCIA, donde η_m es el rendimiento de la multiplicadora de par, η_p es el rendimiento propulsivo, $BSFC$ es el consumo específico, g es la aceleración de la gravedad y W es la variable del peso.

$$R_{base} = \int_{W_i}^{W_f} \frac{\eta_p \cdot \eta_m}{BSFC \cdot g} \cdot \frac{C_L}{C_D} \cdot \frac{dW}{W} \quad (4.7)$$

Para calcular el rango máximo del caso base, se expresan todas las variables en función del peso y de la velocidad de vuelo, y se considera un vuelo con masa inicial $W_i = 25$ kg y masa final $W_f = 15$ kg.

En el caso de los coeficientes aerodinámicos, en este caso se obtienen mediante software XFLR5, y se puede establecer dicha dependencia de la velocidad a través del número de Reynolds. Por otro lado, el rendimiento de la multiplicadora se considera $\eta_m = 0,9$ (constante), y el rendimiento propulsivo es dependiente de la velocidad en su definición.

Ley de pilotaje

Posteriormente, se calcula una relación entre la velocidad de vuelo y el peso de la aeronave del tipo de la Ecuación (4.8), donde los coeficientes p_0 y p_1 se ajustan para maximizar el rango de la aeronave mediante un algoritmo de Broyden–Fletcher–Goldfarb–Shanno (BFGS). Dicha ecuación es la denominada *ley de pilotaje*.

$$V = p_0 \cdot W + p_1 \quad (4.8)$$

En cuanto al tipo de ecuación utilizado para la ley de pilotaje, lo óptimo sería utilizar aquella que maximice el rango de la aeronave. Para determinarlo, se representa el integrando de la Ecuación (4.7), denominado rango específico, en la Figura 4.8.

Como es lógico, en todo momento, para una determinada masa de la aeronave (que irá disminuyendo en el tiempo) se debería buscar la velocidad de vuelo que otorgue un rango específico mayor, de modo que se maximice el rango total de la aeronave.

Sin embargo, para la realización del presente estudio, como se ha mencionado anteriormente, se utilizará una aproximación en forma de recta, de modo que el algoritmo calculará los coeficientes más apropiados para cada caso. Esto quiere decir que los resultados obtenidos no serán del todo precisos en cuanto al rango máximo que se podría obtener en cada caso, pero al emplearse la aproximación tanto en el caso base como en cada uno de los híbridos, la comparativa entre ellos no debería verse afectada sustancialmente.

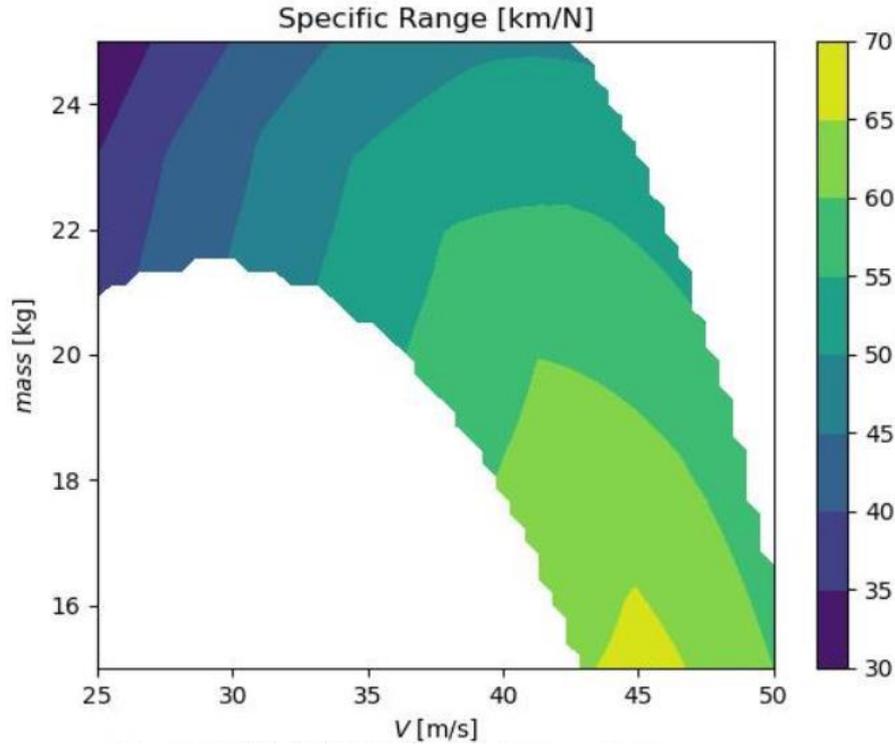


Figura 4.8. Rango específico en función de la velocidad y la masa de la aeronave

En cuanto al error, como se puede observar en la figura, inicialmente la ley de pilotaje óptima no se aproxima a una recta, ya que su forma es parabólica, aunque aproximadamente a partir de 22 kg de masa dicha ley no dista demasiado de una ecuación lineal.

Casos híbridos

Una vez se ha obtenido el rango máximo con 10 kg de combustible se puede llevar a cabo la comparación con el resto de las configuraciones. Conceptualmente, se intentará igualar el rango del resto de casos al rango base calculado, de modo que se pueda determinar el combustible sobrante en cada caso.

Para el resto de casos, el rango es calculado mediante la Ecuación (4.9), donde η_e es el rendimiento de la planta eléctrica, que en este caso se considera $\eta_e = 0,8$. El procedimiento previo al cálculo es idéntico al anterior: se ponen todos los parámetros en función de la velocidad y el peso.

$$R_{hybrid} = \int_{W_{o,h}}^{W_{o,h} + W_{fuel}} \frac{\eta_p \cdot \eta_e}{BSFC \cdot g} \cdot \frac{C_L}{C_D} \cdot \frac{dW}{W} = R_{base} \quad (4.9)$$

Pese a ello, en este caso se deben tener en cuenta dos consideraciones: en primer lugar, se puede minimizar el $BSFC$ para una determinada potencia necesaria, ya que el motor está desacoplado y puede trabajar en el punto óptimo; en segundo lugar, el peso final en este caso ($W_{o,h}$) será mayor que en el caso base debido al peso de los componentes

añadidos por la configuración híbrida. De este modo, se ha establecido que el peso final será un 3% mayor en los casos con DEP y BLI basándose en los aumentos de peso en casos parecidos [43], y un 2% mayor que el caso base para la configuración híbrida de un solo motor, ya que los componentes eléctricos añadidos son menores.

Teniendo en cuenta estas consideraciones, se ha llevado a cabo el cálculo del combustible necesario para cada caso mediante un método numérico predictor-corrector. Nótese que el proceso a realizar en estos casos es inverso, ya que se parte de un rango a alcanzar y a partir de ahí se ajusta el combustible.

Por otro lado, cabe destacar que en el caso híbrido sin DEP se ha vuelto a utilizar XFLR5 para calcular la relación entre la eficiencia aerodinámica y la velocidad. El tamaño de la hélice es el mismo que el del caso base, y la hélice se ha calculado por separado en CFD.

Sin embargo, en el caso con DEP y BLI (calculado mediante CFD) se han llevado a cabo interpolaciones mediante superficies cuadráticas a partir de los casos obtenidos de tres números de Reynolds diferentes (300.000, 500.000 y 700.000) y tres ángulos de ataque (3°, 5° y 7°). De este modo es posible conocer los valores de variables como el coeficiente de resistencia o el rendimiento propulsivo para cualquier condición de vuelo dentro del rango que se ha simulado.

A modo de ejemplo, para calcular el C_D en condiciones diferentes a las simuladas, se ha creado una superficie cuadrática del tipo mostrado en la Ecuación (4.10).

$$x_0 \cdot C_L^2 + x_1 \cdot C_L + x_2 \cdot Re^2 + x_3 \cdot Re + x_4 \cdot Re \cdot C_L + x_5 \quad (4.10)$$

En resumen, aplicando todo lo anterior, será posible llevar a cabo una comparativa entre los casos calculados. Además, cabe destacar que, gracias al uso del método predictor-corrector, el programa lleva a cabo el cálculo tramo a tramo y almacena la solución, de modo que para cada diferencial de rango se obtienen las condiciones de crucero necesarias del avión, lo cual permite simular la variación de los parámetros de interés a lo largo de la misión y comparar también la evolución de estos dependiendo el caso.

Capítulo 5

Resultados

5.1. Introducción

En el presente capítulo se presentan los resultados obtenidos a partir de los cálculos que se han descrito anteriormente. Estos se componen de tres partes diferenciadas: primero, el estudio paramétrico de los diferentes casos simulados en CFD; segundo, la optimización del RPAS con DEP y BLI para una misión concreta; y tercero, la validación de los resultados.

En lo referente al estudio paramétrico, se presentan los resultados numéricos de los parámetros de interés obtenidos con el cálculo CFD, que son los relacionados con la eficiencia aerodinámica y propulsiva. Además, a partir de las escenas del flujo alrededor del perfil y otros recursos se explicarán las variaciones existentes entre los diferentes casos. De este modo, se analizarán y explicarán los cambios del rendimiento global cuando se varían los cuatro parámetros siguientes: ángulo de ataque, número de Reynolds, posición y radio de la hélice.

En cuanto a la optimización, se parte de la misión de recorrer un determinado rango con 10 kg de combustible y se lleva a cabo una comparativa entre los casos base, híbrido sin DEP y los casos con DEP y BLI óptimos en este caso, de modo que se pueda determinar desde qué punto de vista es rentable la DEP para esta misión. Para ello se representará la evolución de una serie de parámetros y eficiencias durante la misión, concluyendo finalmente qué configuración es mejor para este caso a partir de todas las variables que intervienen en el gasto de combustible (Ecuación (4.9)). Además, como se verá al final de este segundo apartado, los resultados obtenidos en los casos con DEP no son los esperados inicialmente, por lo que se realiza una discusión de los resultados donde se explica la razón de esta disparidad y se proponen soluciones para la optimización futura de aeronaves con esta configuración, presentando resultados que demuestran su validez.

5.2. Análisis flujo

A continuación, se llevará a cabo un análisis de las diferencias en el flujo alrededor del perfil cuando varía el ángulo de ataque, el número de Reynolds, el radio de la hélice y la posición de esta. Se compararán las escenas de la velocidad y el coeficiente de presión variando cada uno de los parámetros nombrados anteriormente y manteniendo el resto constante, mostrando además los resultados numéricos para cada caso.

5.2.1. Ángulo de ataque

En la Figura 5.2 se puede observar el mapa de velocidad alrededor del perfil para ángulos de ataque de 3° , 5° y 7° , con $Re = 300000$ y la hélice de $R = 5$ cm centrada en el TE. Cabe destacar que el rango de velocidad y presión impuesto en las tres escenas es el mismo (a lo cual se llamará “normalizado”), de modo que se pueden distinguir las diferencias entre los casos. Como se puede ver, al aumentar el ángulo del perfil respecto a

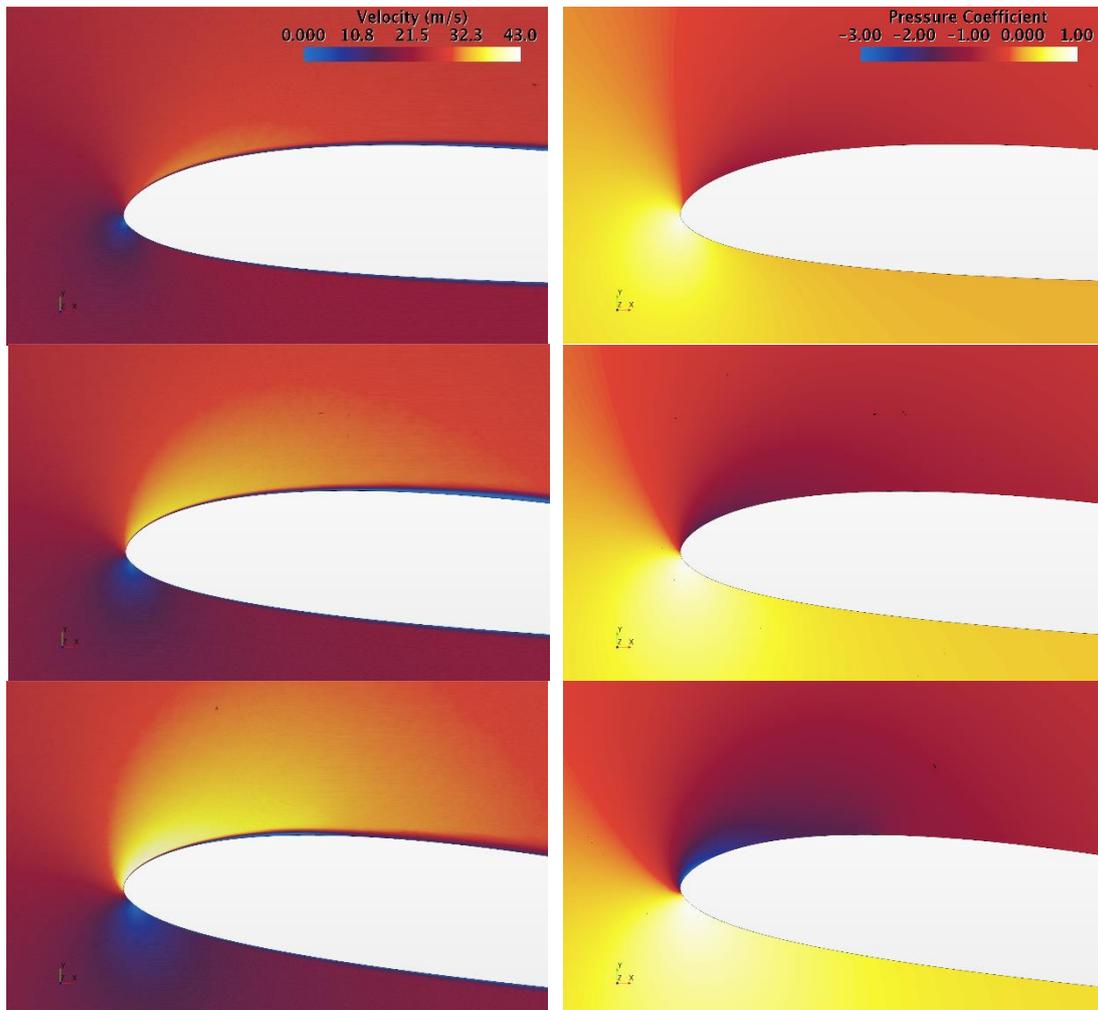


Figura 5.1. Borde de ataque para 3° , 5° y 7° , respectivamente. A la izquierda, mapa de velocidad normalizada. A la derecha, mapa de presión normalizada

la corriente incidente crece la velocidad del flujo en el extradós, por lo que la succión producida es mayor. Del mismo modo, la velocidad en el intradós es más pequeña.

En cuanto a la velocidad después del disco actuador, aumenta de forma leve al establecer un ángulo de ataque mayor.

Además, al aumentar el ángulo de ataque, el pico de succión se desplaza aguas arriba, estando cada vez más cercano al borde de ataque, como se muestra en la Figura 5.1, mientras que el punto de remanso se desplaza aguas abajo en el intradós.

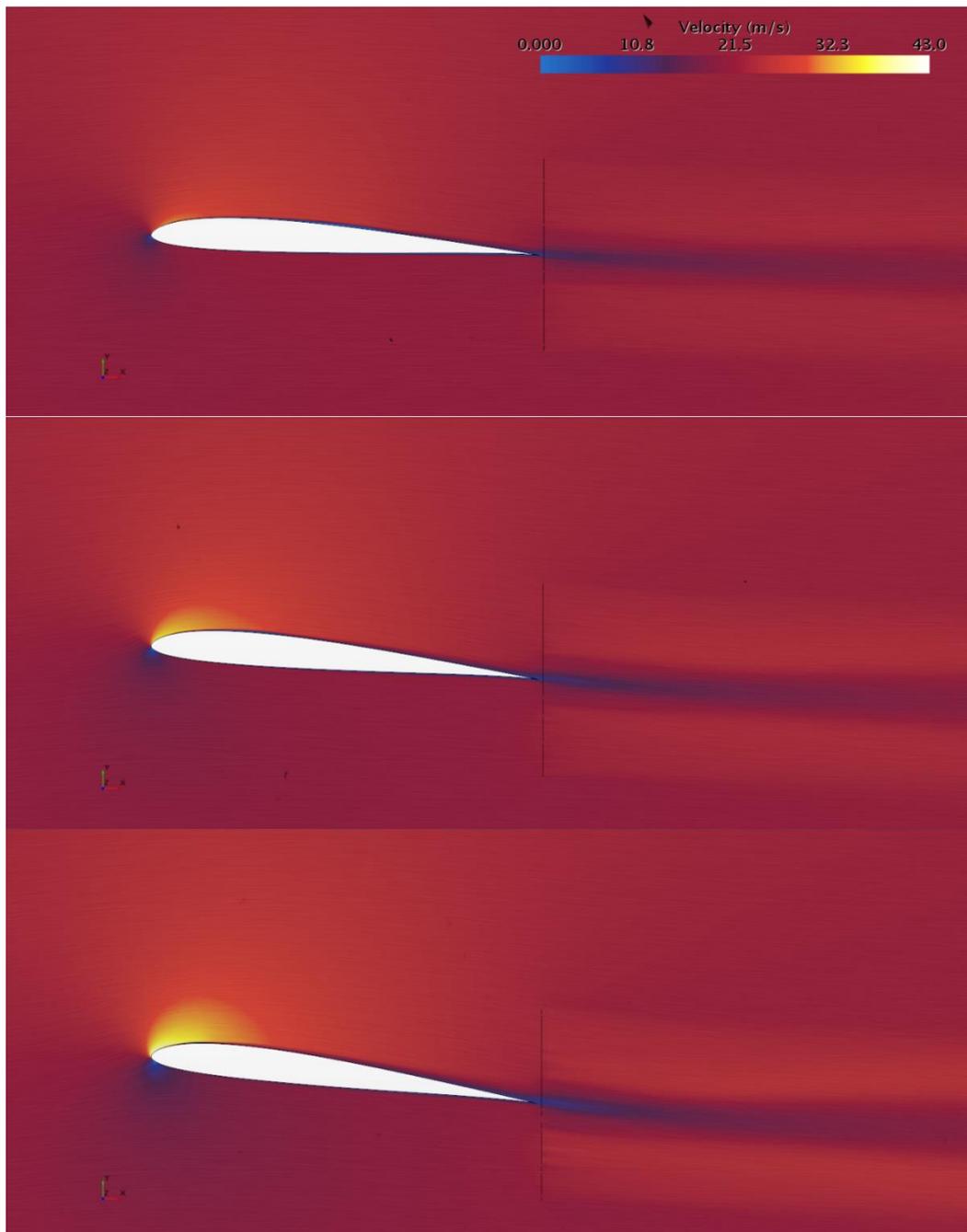


Figura 5.2. Distribución de velocidad normalizada para ángulo de ataque de 3° , 5° y 7° , respectivamente

Por otro lado, en la Figura 5.3 se representa el campo de presión sin normalizar, con la finalidad de mostrar cómo en el caso de 3° las propiedades del flujo alrededor del perfil son más homogéneas que en el caso de 7° , existiendo en este último un gradiente de presión adverso mayor en el extradós.

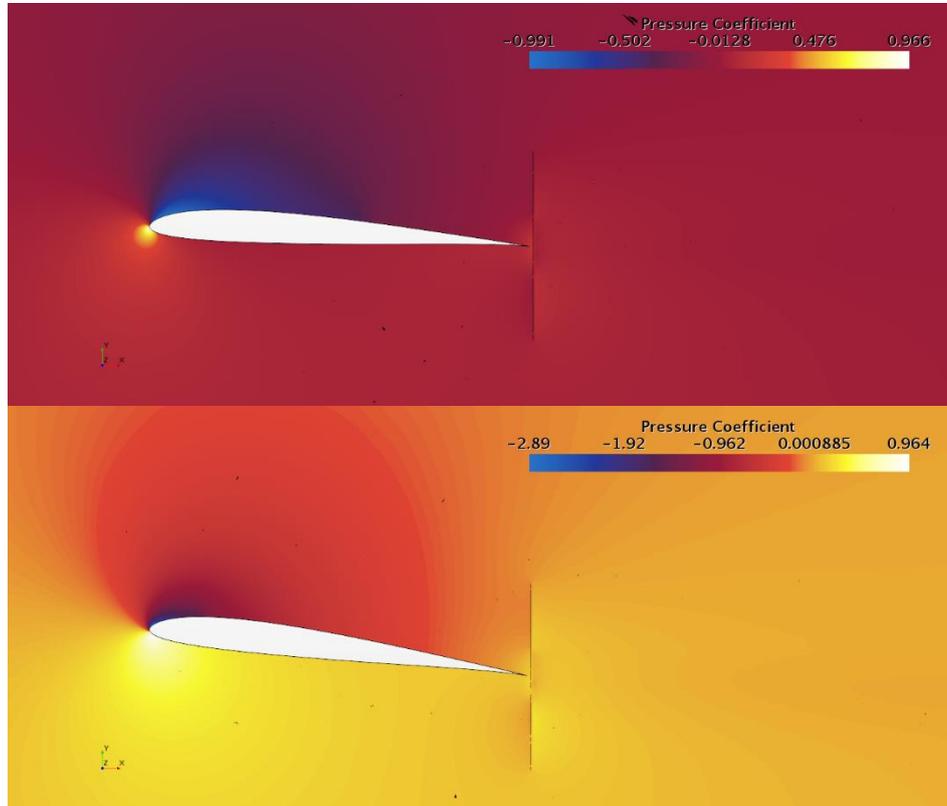


Figura 5.3. Campo de presión sin normalizar para ángulo de ataque de 3° en la parte superior y 7° en la inferior

En la Figura 5.4 se muestra en detalle el borde de salida del perfil, donde se ve que la estela producida es mayor en el caso de ángulo de ataque máximo, de modo que el rendimiento propulsivo también será mayor, ya que la cantidad de flujo a baja velocidad que entra en la hélice aumenta.

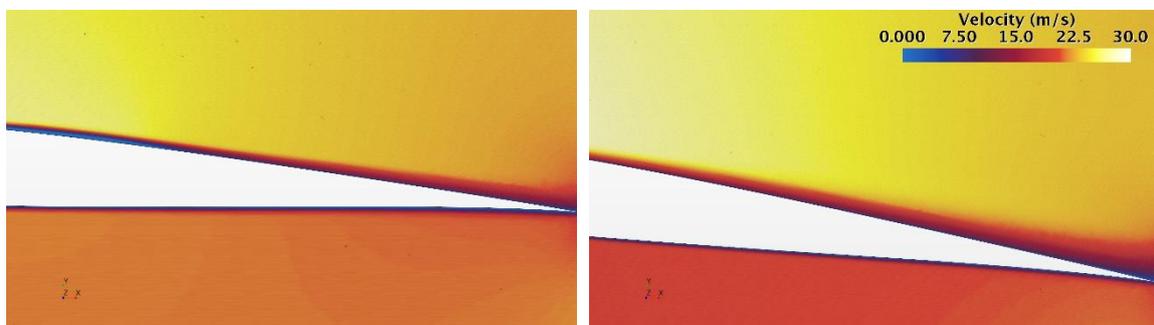


Figura 5.4. Velocidad del fluido normalizada en el borde de salida. A la izquierda, ángulo de ataque de 3° . A la derecha de 7°

En la Tabla 5.1 se presentan numéricamente los resultados obtenidos para cada caso. Conforme aumenta el ángulo de ataque lo hacen el C_L y el C_D , ya que se produce más sustentación y resistencia de forma, mientras que el η_p también lo hace, como se acaba de comentar. El caso óptimo, representado por un mayor resultado en el producto de eficiencias es el de $\alpha = 5^\circ$.

Valores significativos para diferentes α							
α ($^\circ$)	$V_{\text{máx}}$ (m/s)	$C_{P_{\text{mín}}}$ (-)	CL (-)	CD (-)	EA (-)	η_p (-)	$EA \cdot \eta_p$ (-)
3	31.1	-0.99	0.47	0.0096	15.97	0.61	9.72
5	35.6	-1.64	0.68	0.0129	16.08	0.67	10.79
7	42.5	-2.89	0.89	0.0178	14.76	0.71	10.48

Tabla 5.1. Resultados obtenidos para los tres casos analizados, para número de Reynolds de 300000 y hélice centrada de 5 cm de radio

5.2.2. Número de Reynolds

En cuanto al número de Reynolds, en la Figura 5.6 se puede observar el campo de velocidad normalizado para los tres números de Reynolds analizados. Lógicamente, al elevar el número de Reynolds, manteniendo constante la geometría y la altitud de vuelo, también aumenta la velocidad alrededor del perfil, así como la velocidad de salida del flujo tras la hélice. En cuanto al pico de succión y el de remanso, permanecen constantes, ya que el ángulo de incidencia no se está modificando.

Por otro lado, en la Figura 5.5 se muestra la estela formada para los dos casos extremos. Esta es mayor en el caso del número de Reynolds más bajo, como se explicó en el marco teórico.

En la Tabla 5.2 se pueden ver los resultados numéricos obtenidos en cada caso. Siguiendo el mismo razonamiento que anteriormente, en el caso con mayor estela, correspondiente al número de Reynolds más bajo, el rendimiento propulsivo será mayor. Sin embargo, no es así en este caso. Debido al tamaño reducido de las hélices, el número de Reynolds que se da en los perfiles de estas es pequeño (la longitud característica es la cuerda del perfil de la hélice), correspondiente a régimen laminar.

En estas condiciones de operación laminar se producen fenómenos como el de burbuja de separación laminar, que hacen que la sustentación de los perfiles se reduzca (y por tanto el empuje de la hélice) y la resistencia aerodinámica aumente (haciéndolo también el par necesario), produciendo una disminución del rendimiento propulsivo. Estos efectos se mitigan conforme aumenta el número de Reynolds, lo cual explica que, en este caso, manteniendo un parámetro de avance prácticamente constante, el rendimiento propulsivo aumente conforme lo hace el número de Reynolds [47].

Por último, conforme aumenta el Re el coeficiente de sustentación es prácticamente constante, mientras que el de resistencia disminuye notablemente, aumentando así la EA. De este modo, el producto de eficiencias es mayor en el caso de $Re = 700000$.

Valores significativos para diferentes Re									
Re (-)	$V_{m\acute{a}x}$ (m/s)	$C_{p_{m\acute{i}n}}$ (-)	Re_p (-)	C_L (-)	C_D (-)	EA (-)	J (-)	η_p (-)	EA · η_p (-)
300000	31.1	-0.99	38994.30	0.47	0.0096	15.97	0.74	0.61	9.72
500000	52	-1.00	64409.95	0.47	0.0082	16.83	0.75	0.64	10.78
700000	73.1	-1.01	89977.07	0.48	0.0075	17.30	0.75	0.66	11.41

Tabla 5.2. Resultados obtenidos para los tres casos analizados, para ángulo de ataque de 3° y hélice centrada de 5 cm de radio

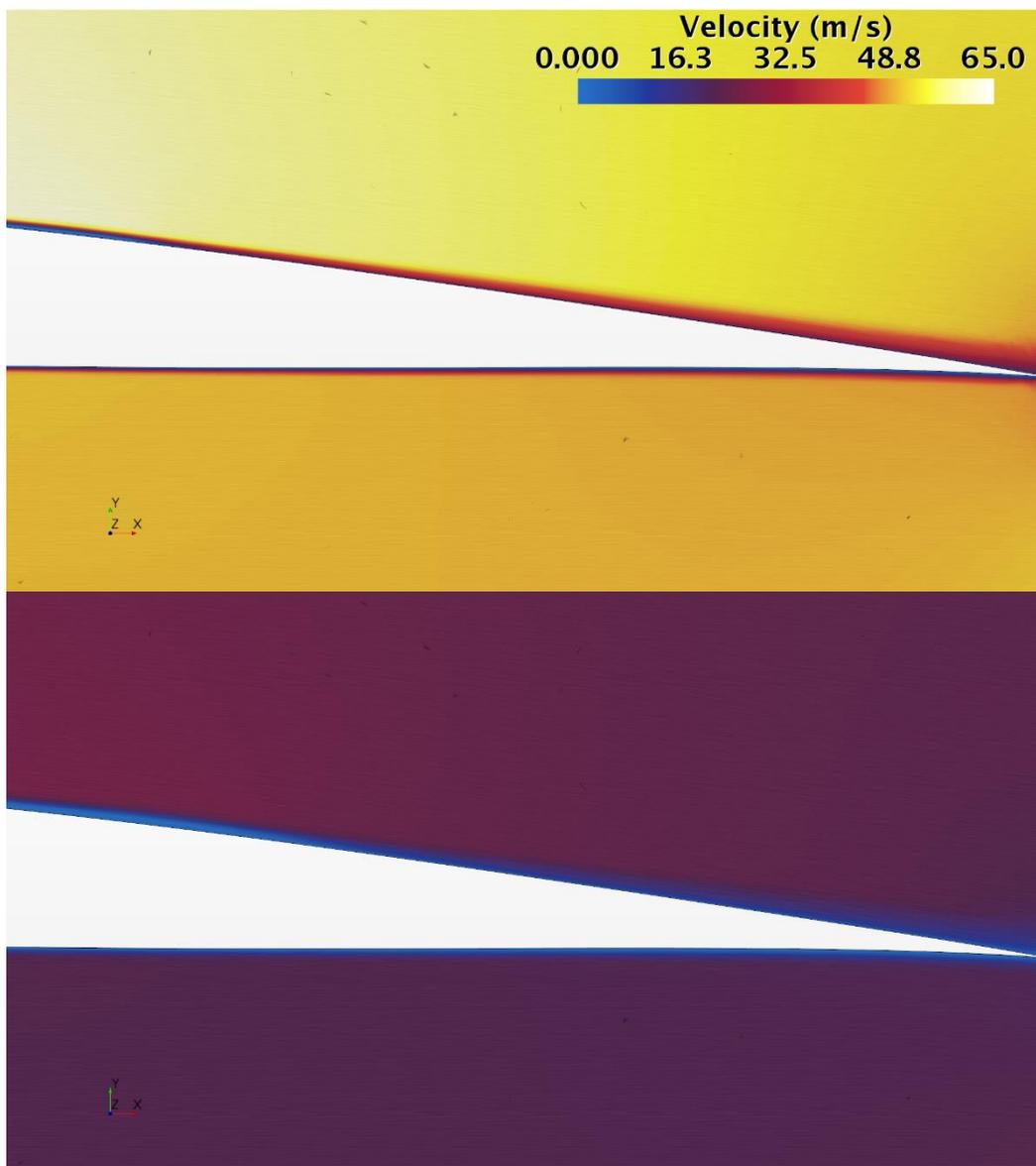


Figura 5.5. Velocidad del fluido normalizada en el borde de salida. En la parte superior, $Re=700000$. En la parte inferior, $Re=300000$

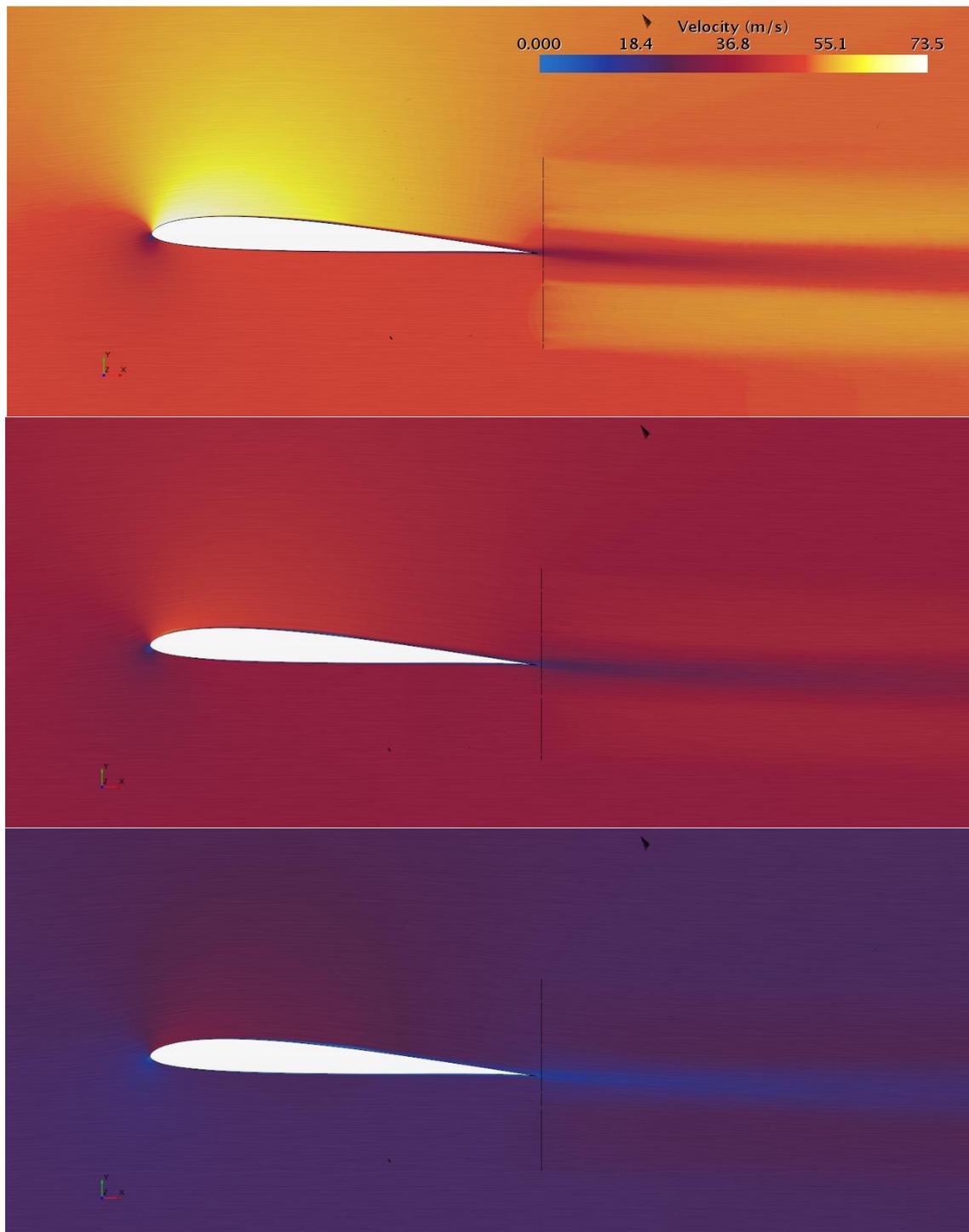


Figura 5.6. Distribución de velocidad normalizada para número de Reynolds de 700000, 500000 y 300000, respectivamente

5.2.3. Posición de la hélice

En cuanto a cómo afecta la posición de la hélice en el borde de salida, en la Figura 5.10 se puede ver la distribución de velocidad alrededor del perfil para los diferentes casos. Se deduce inmediatamente que no existen cambios significativos alrededor del perfil.

Igualmente, en la Figura 5.7 se presenta la zona del borde de salida, donde se comprueba, efectivamente, que los cambios son mínimos. Únicamente se parecían diferencias tras el disco actuador debido a que la posición de este cambia.

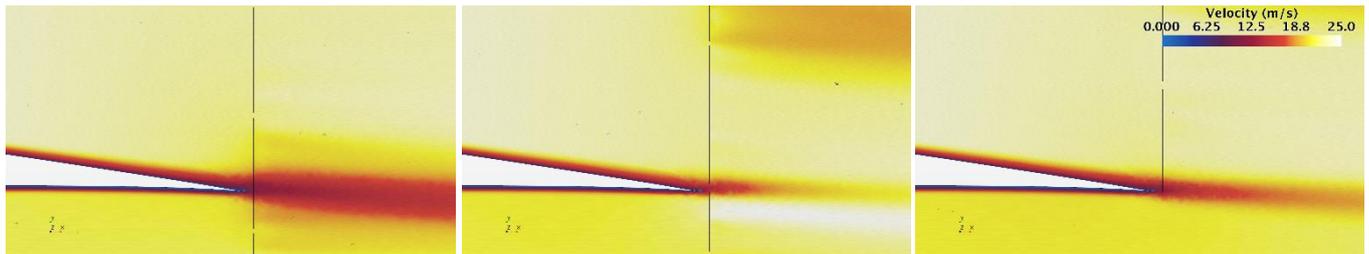


Figura 5.7. Borde de salida del ala para las tres posiciones de la hélice

Debido a que estas diferencias no son apreciables con las escenas, se opta por estudiar el coeficiente de presión centrado en el borde de salida en los tres casos, mostrado en la Figura 5.8. Cabe destacar que el eje vertical se presenta invertido de modo que la parte superior de dicho eje se corresponde con el extradós y la parte inferior con el intradós. Como se puede observar, en la posición centrada la hélice tiene menor influencia en el extradós que en los otros dos casos, ya que la succión es menor. Además, en esta posición la hélice succiona parte del flujo del intradós, haciendo que la presión disminuya en esta zona, por lo que desde el punto de vista aerodinámico es la peor disposición del propulsor.

Por otro lado, se aprecia que la posición de 100r provoca una menor succión en el extradós, pero también influye menos en el intradós, a diferencia de la posición 75r, donde en el extradós se produce mayor succión, pero además afecta al intradós negativamente. En cómputo global la diferencia a nivel aerodinámico entre ambos casos es mínima, ya que la diferencia de presión entre ambas superficies es muy similar.

Sin embargo, sí que se aprecia una menor dispersión en el coeficiente de presión al final del perfil en el caso de 100r debido a que no influye sobre el intradós, lo cual se traduce en una menor estela, es decir, una menor resistencia aerodinámica.

Por otro lado, atendiendo a la zona inicial del ala, se observa el pico de succión aproximadamente en $x = 0.01 \text{ m}$. Dicho pico es mayor en los casos de 75r y 0r, para los cuales es similar. Además, en la coordenada $x = 0.11 \text{ m}$ se observa una burbuja de recirculación, produciéndose la transición de flujo laminar a turbulento. Dicho fenómeno se produce algo antes en los casos con mayor succión en el extradós.

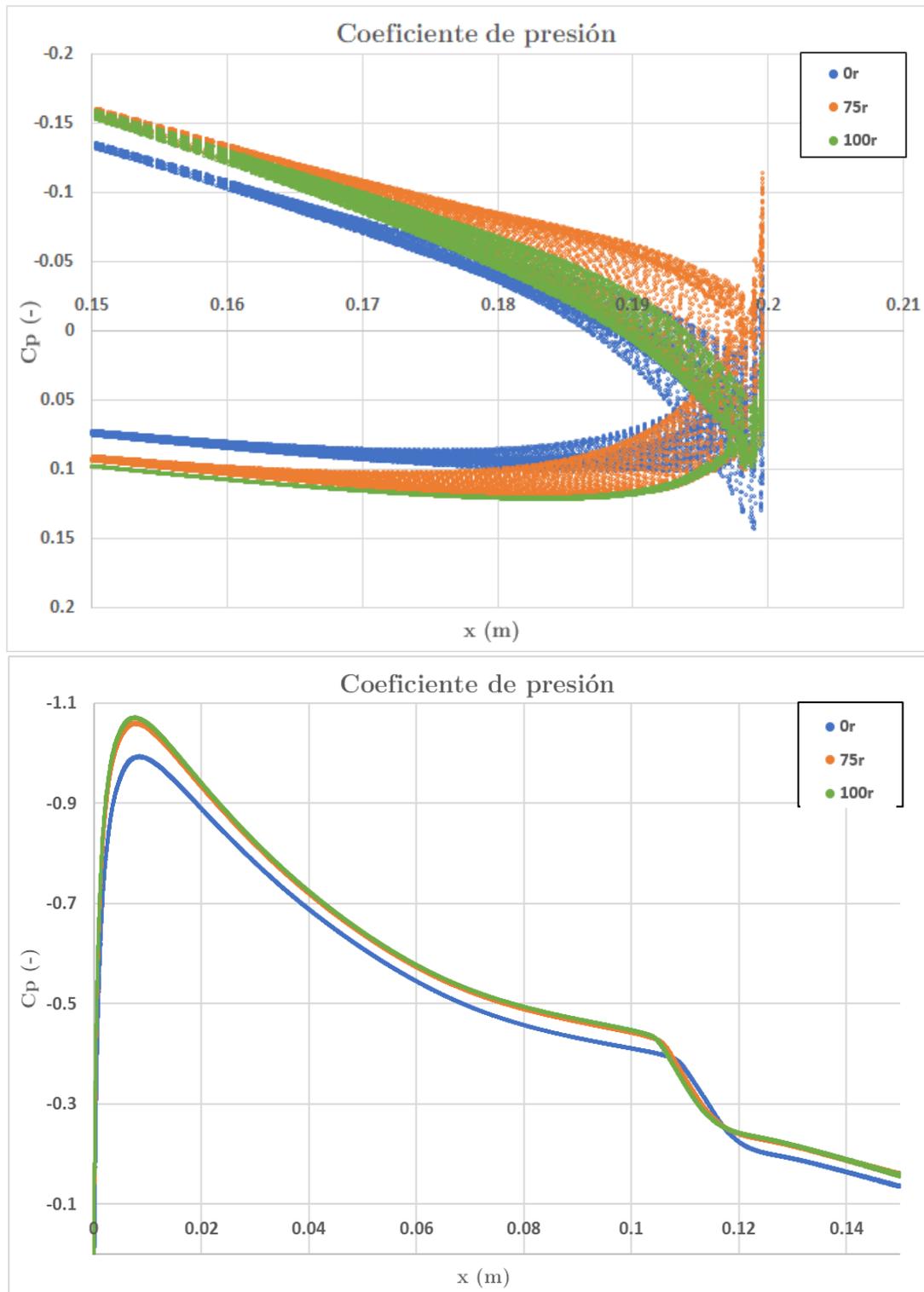


Figura 5.8. En la parte superior, coeficiente de presión en el borde de salida para diferentes posiciones de la hélice. En la parte inferior, lo mismo, pero en la zona inicial del extradós

La influencia de la hélice sobre las superficies del perfil comentada anteriormente se puede explicar atendiendo al área efectiva del disco que ve el flujo de la capa límite en los tres casos. En la Figura 5.9 se puede observar cómo en el caso 0r el área de flujo que va a toparse con la hélice tanto en intradós como en extradós es grande. Por otro lado, en el caso de 100r el área efectiva que ve el flujo en el extradós es menor que en el caso de 75r, lo cual explica esa menor succión en este caso.

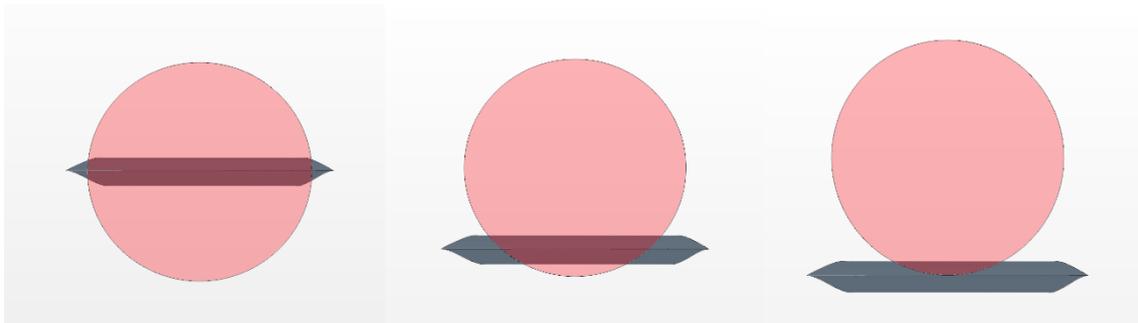


Figura 5.9. Vista trasera del ala para las tres posiciones de la hélice

Por último, en la Tabla 5.3 se presentan los resultados numéricos correspondientes a estos tres casos. Como se ha comentado, la velocidad no varía prácticamente, siendo algo mayor en los dos casos con hélice no centrada. Además, la mejor EA la presenta el último caso, ya que la estela producida es menor. Por otro lado, el rendimiento propulsivo es prácticamente igual en 0r y 75r debido a la mayor superficie de la hélice en contacto con la capa límite. Por tanto, como se muestra en la tabla, el caso óptimo en cuanto a posición es el de 75r.

Valores significativos para diferentes posiciones							
Pos (%)	$V_{\text{máx}}$ (m/s)	$C_{p_{\text{mín}}}$ (-)	CL (-)	CD (-)	EA (-)	η_p (-)	$EA \cdot \eta_p$ (-)
0	31.1	-0.99	0.47	0.0096	15.97	0.609	9.72
75	31.6	-1.06	0.52	0.0095	16.61	0.614	10.20
100	31.7	-1.07	0.53	0.0087	17.14	0.569	9.74

Tabla 5.3. Resultados obtenidos para los tres casos analizados, para ángulo de ataque de 3° , número de Reynolds de 300000 y hélice de 5 cm de radio

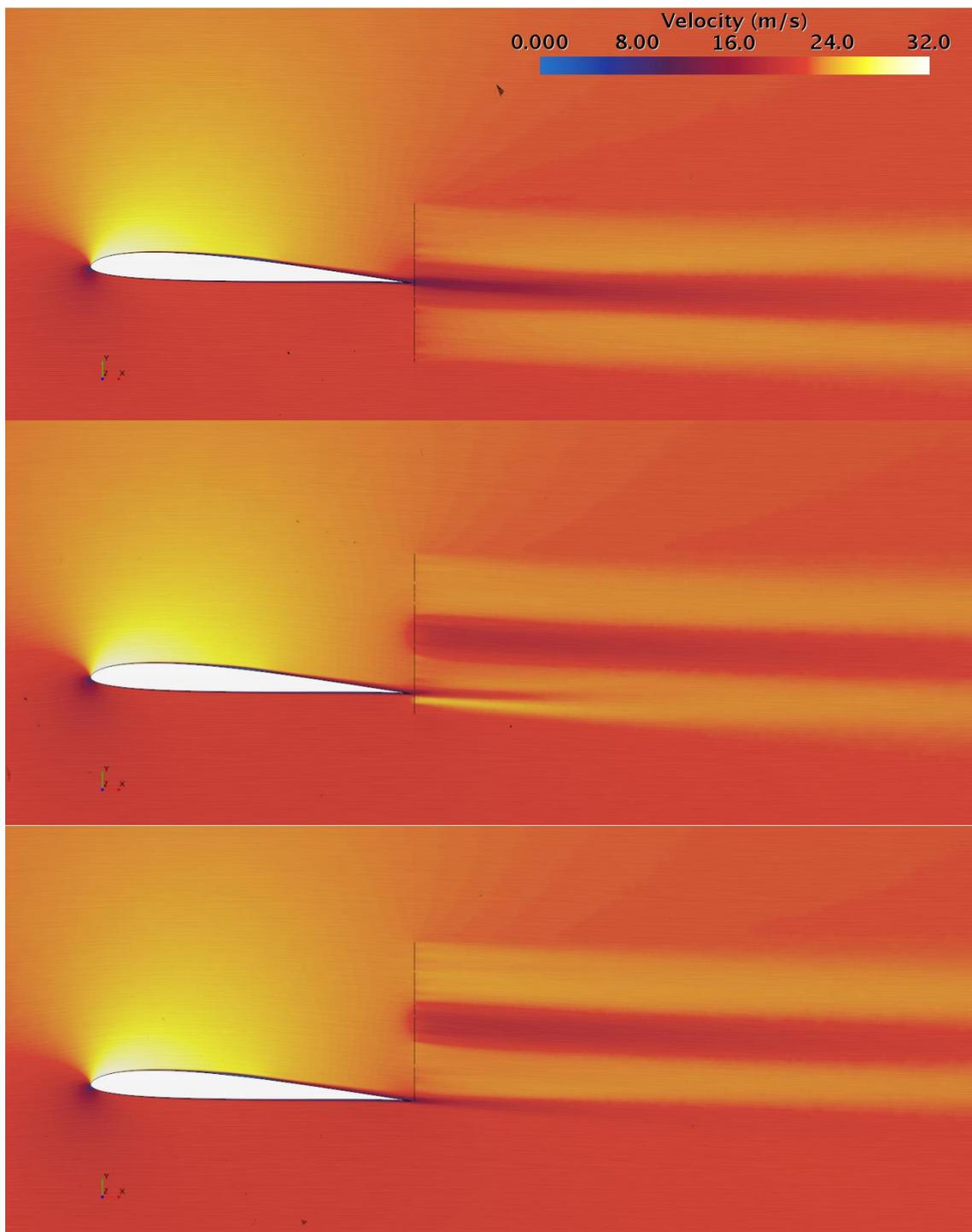


Figura 5.10. Distribución de velocidad normalizada para posición de la hélice de 0r, 75r y 100r, respectivamente

5.2.4. Radio de la hélice

En cuanto a las diferencias producidas con cambio de tamaño de la hélice, en la Figura 5.12 se puede observar cómo no hay prácticamente diferencias en el campo de velocidad alrededor del perfil. La única apreciable es que la estela del disco actuador es más rápida en el caso de radio menor. Esto es debido a que la hélice en este caso tiene un régimen de giro mayor, ya que para generar el mismo empuje tiene menos superficie de actuación.

En la Tabla 5.4 se presentan los resultados relativos a estos tres casos. Como se puede ver, los valores de los coeficientes aerodinámicos son prácticamente idénticos. Sin embargo, el rendimiento propulsivo sí que varía entre casos, haciendo que el óptimo sea el de menor radio. Para explicar esto se ha mostrado también el parámetro de avance en la tabla.

Valores significativos para diferentes radios								
R (mm)	$V_{\text{máx}}$ (m/s)	$C_{p_{\text{mín}}}$ (-)	CL (-)	CD (-)	EA (-)	J (-)	η_p (-)	EA · η_p (-)
30	31.2	-1.00	0.48	0.0099	15.96	0.67	0.640	10.22
40	31.1	-0.99	0.48	0.0098	16.00	0.71	0.624	9.99
50	31.1	-0.99	0.47	0.0096	15.97	0.74	0.609	9.72

Tabla 5.4. Resultados obtenidos para los tres casos analizados, para ángulo de ataque de 3° , número de Reynolds de 300000 y hélice centrada en el borde de salida

Para un determinado tamaño de hélice, el rendimiento propulsivo tiene una tendencia respecto al parámetro de avance como la mostrada en la Figura 5.11. Cabe destacar que esta gráfica no es completamente aplicable a este caso ya que está medida para un radio de 60 mm, mayor que el de las hélices estudiadas en este documento, aunque la tendencia sí que se puede extrapolar a este caso, y los valores cambiarán poco debido a la proximidad de tamaño de radio. Como se puede observar, la curva es creciente hasta un punto de parámetro de avance óptimo que maximiza el rendimiento propulsivo, que en el caso de la figura es $J \approx 0.58$. Por tanto, en el caso que se está estudiando, probablemente ese punto óptimo sea anterior al parámetro de avance mínimo contenido en la tabla ($J = 0.67$), de modo que el rendimiento propulsivo disminuye al aumentar el radio, ya que aumenta también el parámetro de avance.

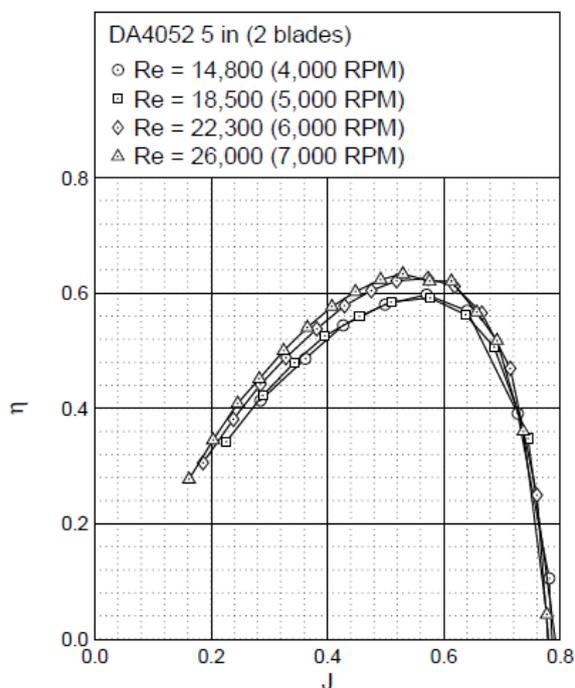


Figura 5.11. Tendencia del rendimiento propulsivo con el parámetro de avance [50]

Por otro lado, también se debe considerar que los datos de la Figura 5.11 están medidos para la hélice trabajando en flujo libre, de modo que es diferente del caso con BLI que se está estudiando en este trabajo. El efecto que tiene la BLI es desplazar la gráfica hacia la derecha, es decir, provocar que el rendimiento propulsivo máximo se de a un parámetro de avance algo mayor. Esto es debido a que parte del flujo está frenado cuando se trabaja con ingestión de capa límite, de modo que la velocidad del flujo efectiva es algo menor a la que tiene el flujo libre.

Para confirmar la hipótesis de que se ha sobrepasado el parámetro de avance óptimo se extraen los resultados correspondientes a las mismas condiciones, pero con ángulo de ataque de 7° , ya que el parámetro de avance en ese caso es menor. Los valores se presentan en la Tabla 5.5. Como se puede observar, en este caso la tendencia es creciente cuando se pasa de 0,6 a 0,65 y prácticamente constante de 0,65 a 0,68. Esto confirma la hipótesis anterior que responsabilizaba al parámetro de avance de la bajada de rendimiento propulsivo, además de mostrar que el máximo en el caso de la BLI está desplazado.

Rendimiento propulsivo		
R (mm)	J (-)	η_p (-)
30	0.60	0.697
40	0.65	0.712
50	0.68	0.709

Tabla 5.5. Resultados para ángulo de ataque de 7°

Sin embargo, los resultados mostrados en la tabla no son para número de Reynolds constante en la hélice, por lo que los estos podrían variar ligeramente para Re fijo. Por ello, cabe recalcar que la única finalidad es dar explicación a lo anteriormente expuesto, y que si se quisiera obtener la tendencia del rendimiento propulsivo en función del parámetro de avance habría que realizarlo a número de Reynolds constante.

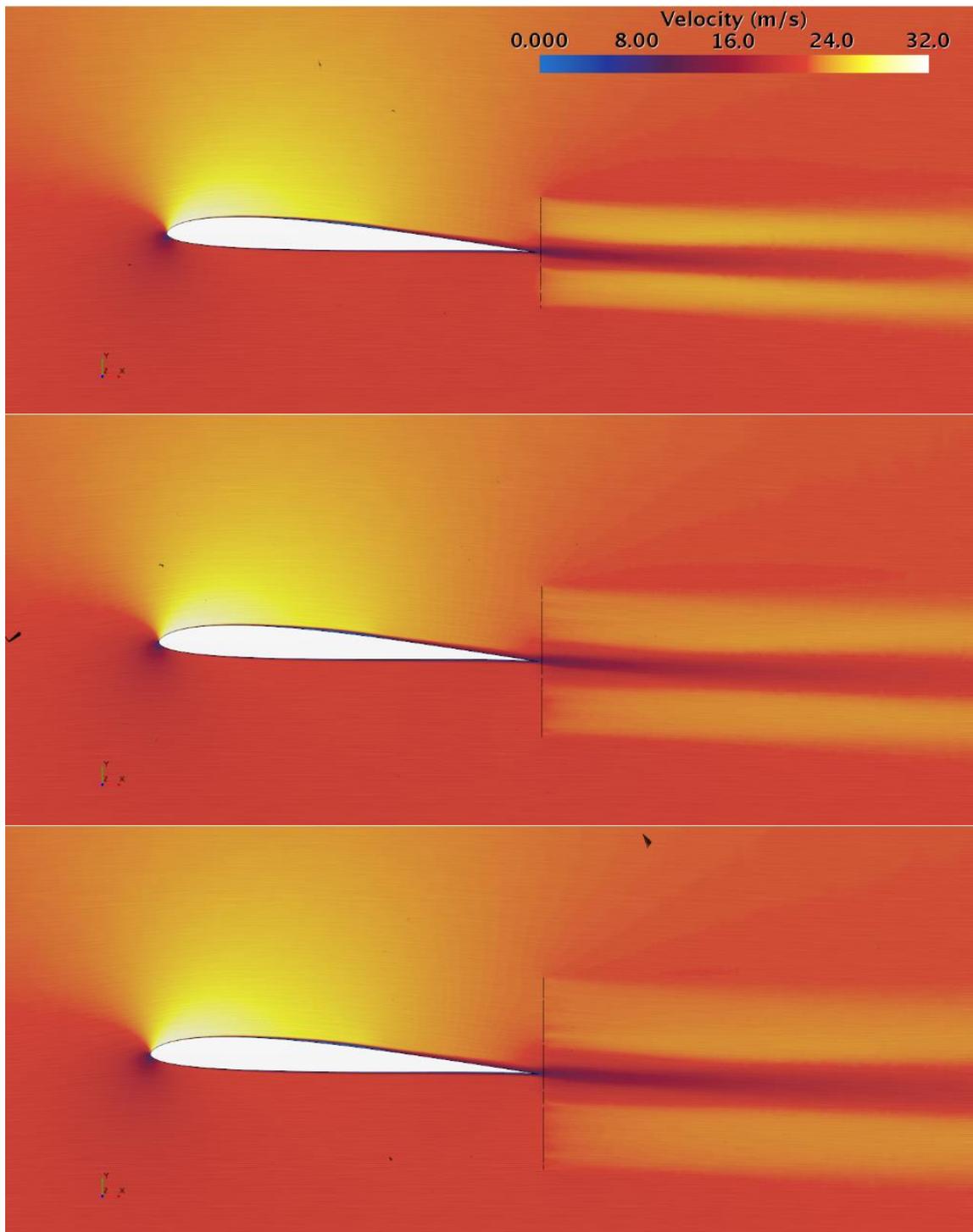


Figura 5.12. Distribución de velocidad normalizada para radio de la hélice de 3 cm, 4 cm y 5 cm, respectivamente

5.3. Optimización misión

En este apartado se lleva a cabo un estudio de optimización de la misión de un RPAS, obteniendo la evolución de diferentes parámetros de interés y discerniendo desde qué punto de vista es rentable la DEP para este caso concreto. Además, posteriormente se analizará si los resultados obtenidos son satisfactorios en todos los sentidos y en caso de no serlo se presentarán soluciones para mejorarlos.

Se recuerda que se va a optimizar una misión con un caso base con 10 kg de combustible, que, mediante la Ecuación (4.7) otorga a la aeronave un rango $R_{base} = 3910$ km.

Cabe destacar que, una vez realizadas las simulaciones, como se verá al final del apartado, se ha observado que los casos óptimos con DEP son los de $R=3$ cm y posición de la hélice 75r, por lo que en las siguientes gráficas se muestran resultados relacionados con estas condiciones. Por tanto, de las nueve combinaciones posibles de DEP se presentan cinco de ellas, que se nombran en la Tabla 5.6.

Casos con DEP mostrados en la optimización		
Nomenclatura	Radio (cm)	Posición TE(%)
H 3cm 0r	3	0
H 3cm 100r	3	100
H 3cm 75r	3	75
H 4cm 75r	4	75
H 5cm 75r	5	75

Tabla 5.6. Nomenclatura empleada en las gráficas del apartado de optimización

5.3.1. Condiciones de vuelo

En primer lugar, se mostrarán las condiciones de vuelo de cada caso. En la Figura 5.13 se puede ver la velocidad de cada caso durante el recorrido, con su número de Reynolds correspondiente. El primer hecho a destacar es que la velocidad de vuelo de la aeronave Base es decreciente, a diferencia del resto de las aeronaves.

Como se ha explicado anteriormente, se halla para cada caso una relación entre el peso y la velocidad que maximice el rango mediante un algoritmo BFGS. De este modo, pese a que lo lógico sería pensar que al disminuir la potencia del motor conforme lo hace el peso la aeronave debería disminuir también su velocidad, se está optimizando el vuelo para maximizar el rango, por lo que la potencia en los casos híbridos se intenta mantener constante en el punto de consumo mínimo. Debido a esto, el exceso de potencia se traduce en un aumento de la velocidad de vuelo.

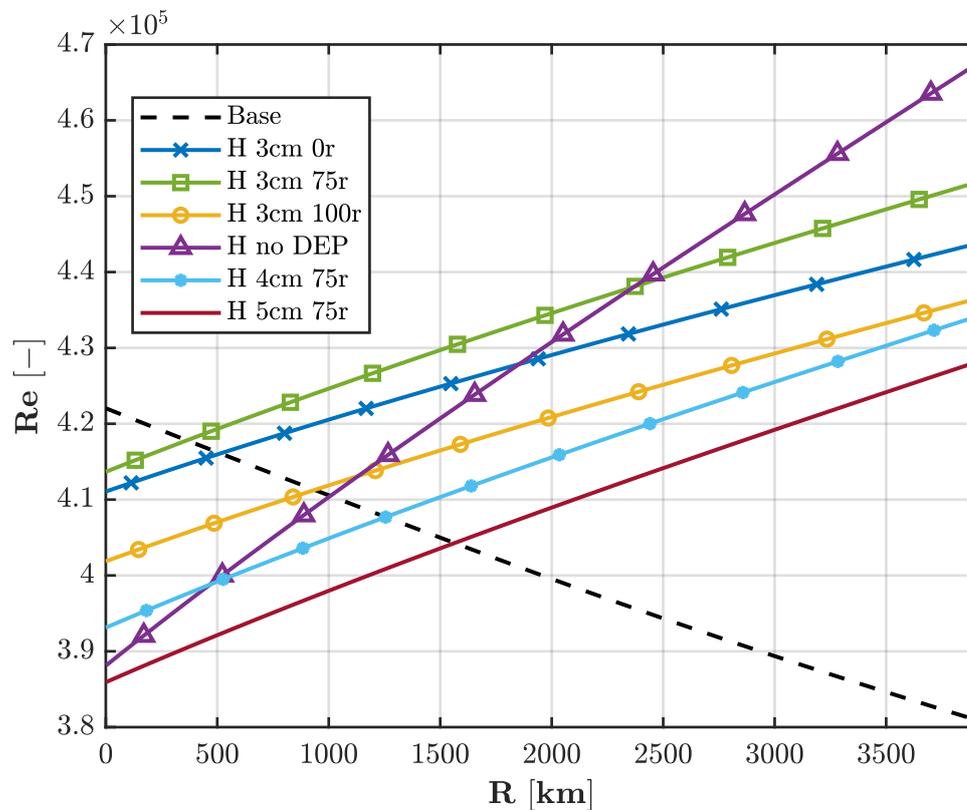
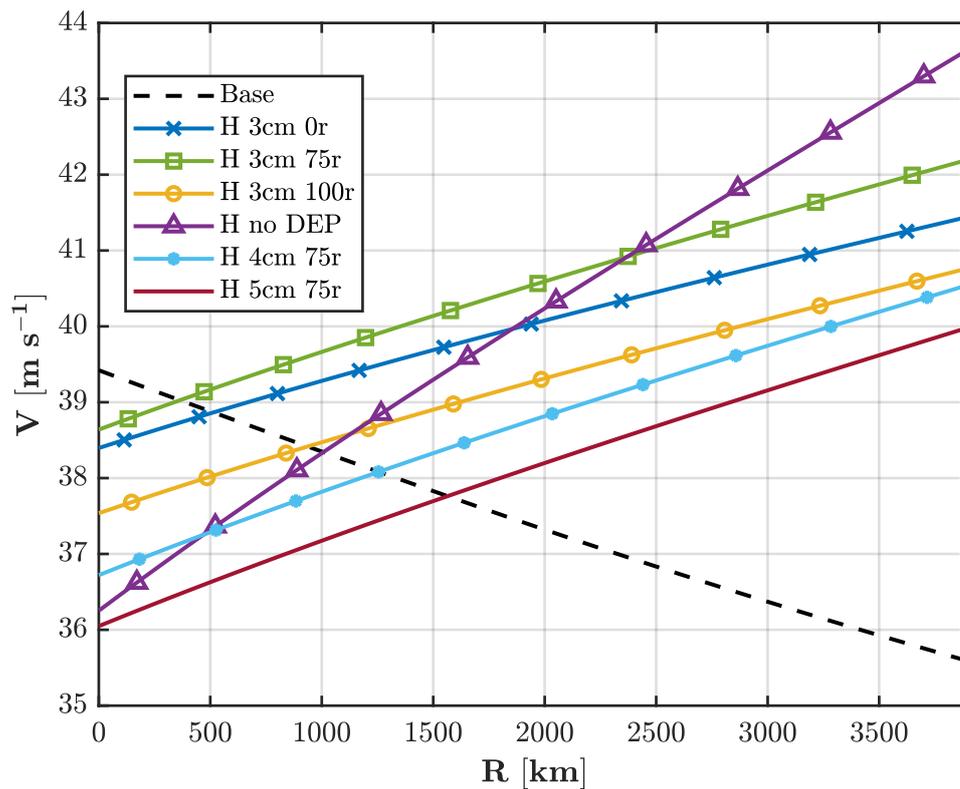


Figura 5.13. Velocidad de vuelo y número de Reynolds durante el recorrido para los casos analizados.

La aeronave que alcanza una velocidad de crucero máxima es la híbrida sin DEP, tomando velocidades $V_{HnoDEP} = [36.3, 43.6]$ m/s. En cuanto a la posición, la que más velocidad de crucero presenta es la de 75r, $V_{H3cm75r} = [38.7, 42.2]$ m/s. Además, al aumentar el radio se observa una disminución de la velocidad, siendo menor la de radio de 5 centímetros, $V_{H5cm75r} = [36.0, 40.0]$ m/s. Por otro lado, la aeronave Base tiene una velocidad decreciente, con $V_{Base} = [35.7, 39.4]$ m/s.

En cualquier caso, como se puede ver, los valores en los casos híbridos están bastante próximos entre sí, dándose esas pequeñas diferencias a causa de que la resistencia aerodinámica y el rendimiento propulsivo varían entre los casos.

Tiempo de misión

A partir de la velocidad de vuelo de cada aeronave se obtiene el tiempo que tardan en recorrer los 3910 km, dato que se presenta en la Figura 5.14. Lógicamente, las aeronaves tardan un tiempo parecido en completar la misión, ya que las velocidades en promedio son parecidas, como se ha visto en la Figura 5.13.

De este modo, el tiempo mínimo se corresponde con la aeronave híbrida con DEP, radio de 3 cm y hélice un 75% por encima del borde de fuga, con $t_{H3cm75r} = 26.83$ h, estando el resto de las híbridas cerca de este valor. La híbrida más alejada es la de radio de 5 cm, con $t_{H5cm75r} = 28.53$ h. Por otro lado, la aeronave base es la que más tarda en realizar la misión, con un tiempo $t_{Base} = 29.06$ h, produciéndose en el caso más rápido, por tanto, una reducción del tiempo de misión del 8 %.

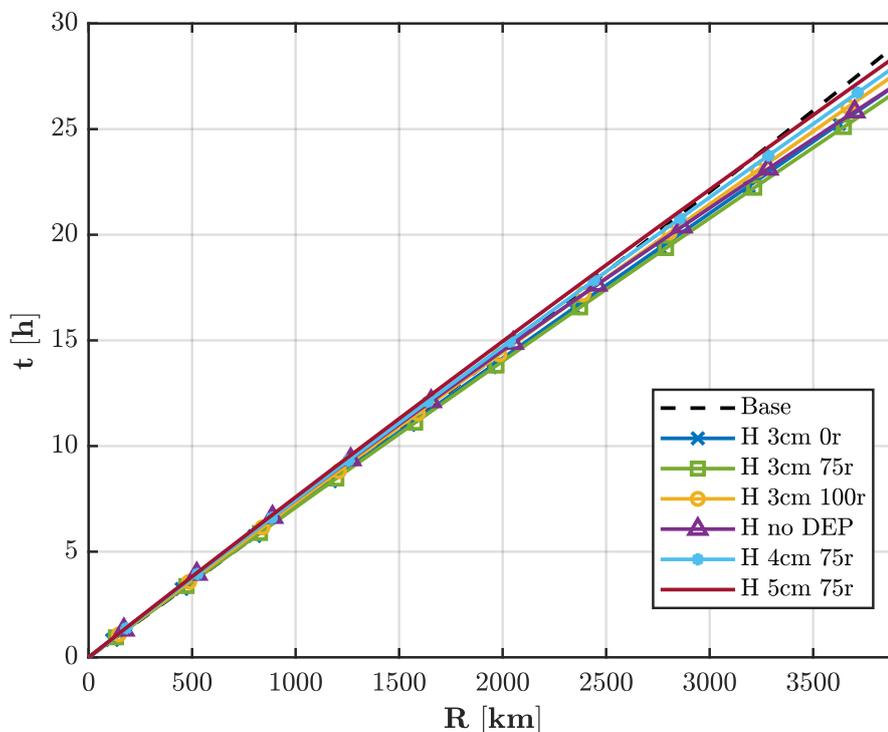


Figura 5.14. Tiempo empleado para realizar la misión en los casos analizados

5.3.2. Consumo específico

En cuanto al consumo específico, en primer lugar, se presentarán las operaciones sobre el mapa motor en cada caso. En la Figura 5.15 se puede observar el mapa correspondiente al caso base. La línea roja representa la variación del punto de operación a lo largo de la misión, mientras que atravesando la gráfica se observan líneas de isopotencia del motor. Además, gracias al mapa de colores del fondo se puede conocer el BSFC al cual está operando el motor.

En el caso base se produce una variación en el punto de operación ya que, conforme avanza la misión y se quema combustible, el peso de la aeronave es menor, de modo que la potencia requerida para volar toma valores entre $P_{Base} = [750, 430]$ W. Además, en el mapa se puede ver cómo el consumo específico se mantiene dentro del rango $BSFC = [450, 600]$ g · kWh⁻¹.

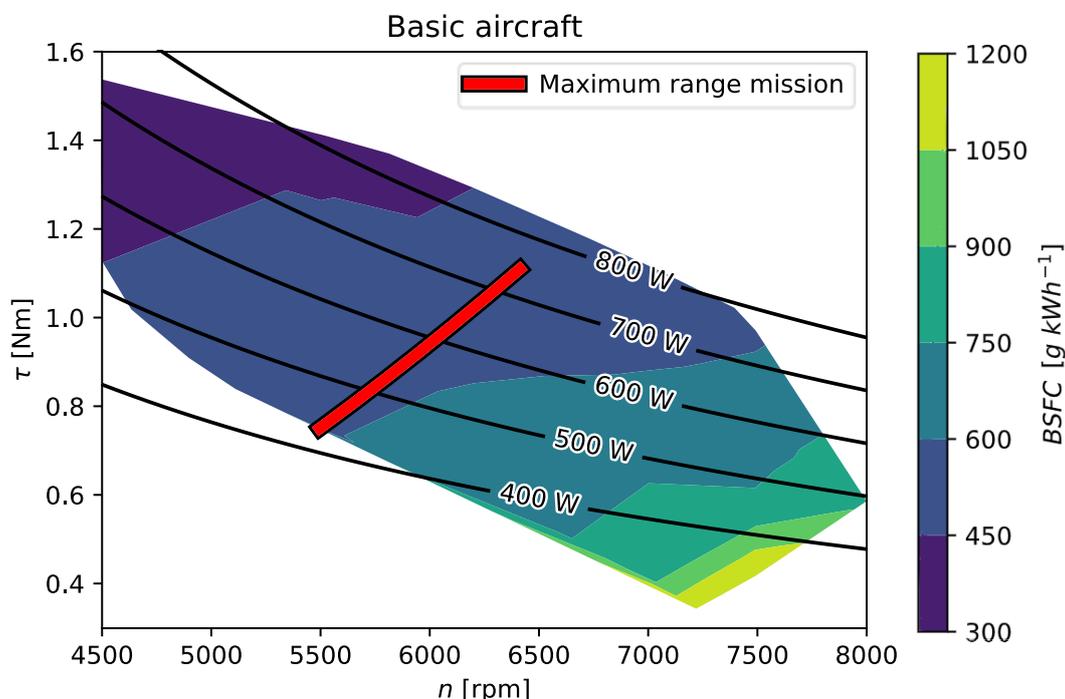


Figura 5.15. Mapa motor en el caso Base

Anteriormente se ha mencionado que en el caso Base se considera una multiplicadora, de modo que la velocidad de giro del motor no sea la misma que la velocidad de giro de la hélice. En este caso, se ha ajustado dicha multiplicadora de modo que se consiga que el motor opere en un punto del mapa con el consumo específico lo más bajo posible pero que al mismo tiempo el rango de operación (representado por la línea roja) se mantenga dentro de los datos del mapa de los que se dispone. Esto se corresponde con una multiplicadora de valor 2.75. Esto es, las hélices giran 2.75 veces más rápido que el motor.

Como se ve en la Figura 5.16, en los casos híbridos esta variación del mapa motor es algo menor, sobre todo en el híbrido sin DEP, ya que se busca optimizar el punto de operación del motor, es decir, aquel punto que produce menor consumo. De este modo, se

observa cómo en los casos con DEP se produce un desplazamiento siempre en el extremo del mapa, correspondiente al menor consumo. Tanto cuando se varía la posición de hélice como cuando se varía el radio, el mapa motor acorta su recorrido respecto al de 3 cm y 0r, ya que la potencia necesaria en este caso es mayor: $P_{H3cm0r} = [620, 800]$ W frente a $P_{H5cm75r} = [620, 750]$ W. Por otro lado, en el caso sin DEP la variación es sustancialmente menor, con $P_{HnoDEP} = [620, 690]$ W

Además, cabe destacar que, como se ha comentado anteriormente, el mapa de BSFC que se ha logrado extraer de la bibliografía no está completo. Esto quiere decir que, posiblemente, si se conocieran más datos del mapa, se podría optimizar aún más la misión con motor híbrido, ya que quizás se podría operar en BSFC más bajos que los actuales, de modo que no se actuara en el extremo del mapa.

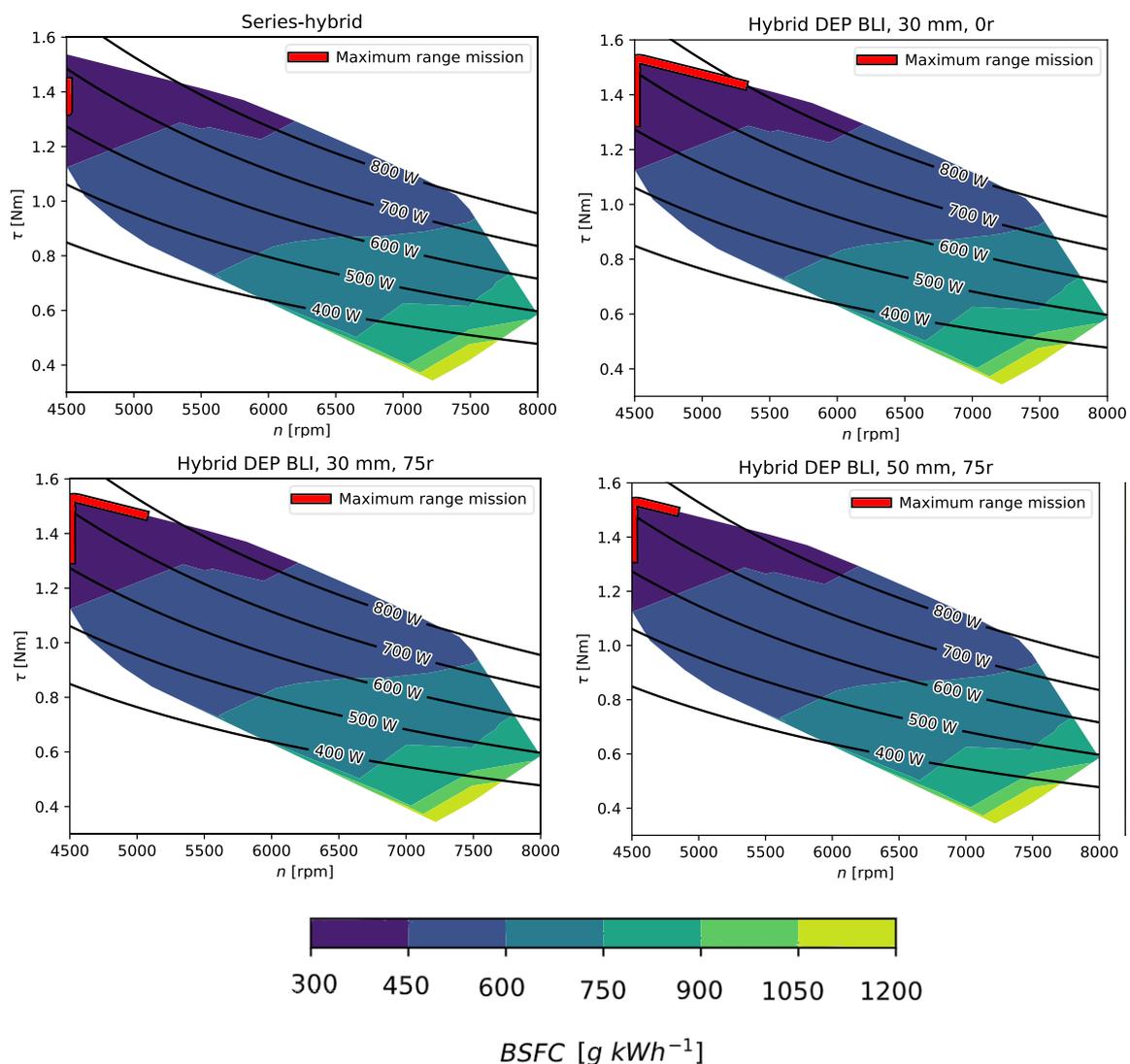


Figura 5.16. Mapa motor en los casos híbridos

Por último, en la Figura 5.17 se presenta la variación de este consumo específico para los casos a lo largo del recorrido. Se confirma lo que se había mostrado anteriormente: el BSFC en el caso base varía, mientras que en todos los casos híbridos se mantiene similar y constante durante la misión.

De este modo, queda claro que gracias a la implementación de un sistema de propulsión híbrido se produce una bajada en el consumo específico, desde $BSFC_{Base} = [490, 580] \text{ g} \cdot \text{kWh}^{-1}$ a $BSFC_{Híbrido} = 400 \text{ g} \cdot \text{kWh}^{-1}$. Por tanto, en este caso, se reduce aproximadamente en un 35%.

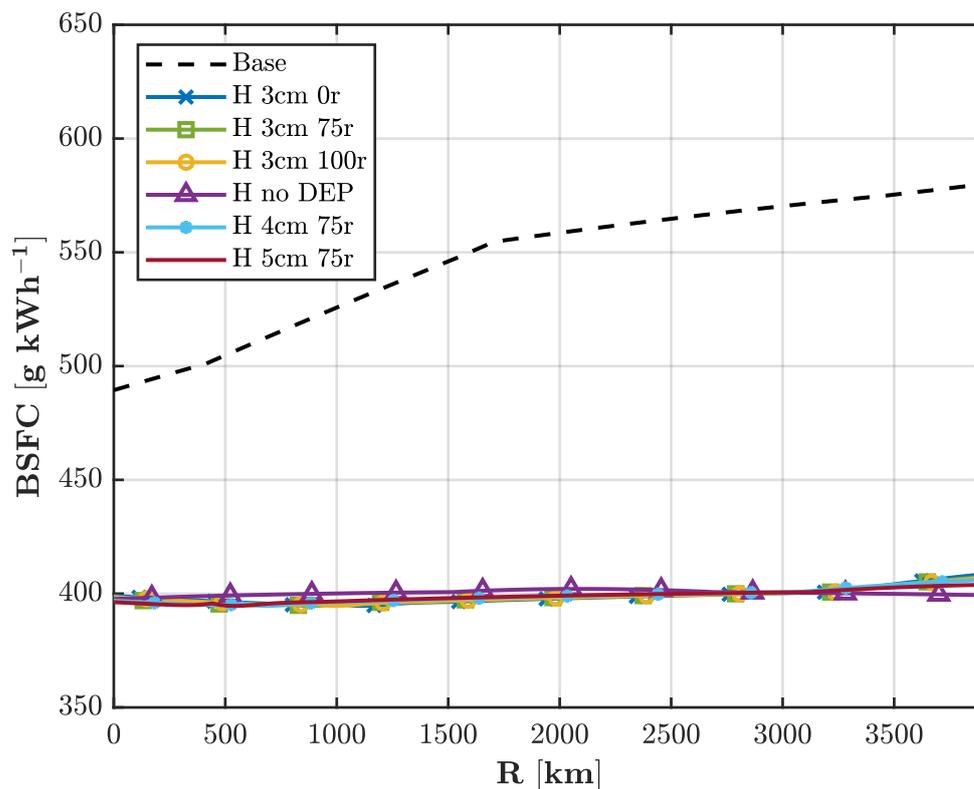


Figura 5.17. Consumo específico del motor en todos los casos a lo largo de la misión

5.3.3. Eficiencia aerodinámica

Si se analiza la eficiencia aerodinámica, mostrada en la Figura 5.18, se observan diversas tendencias de esta. En primer lugar, en cuanto a las evoluciones a lo largo del trayecto, en todos los casos híbridos se empieza con una tendencia creciente hasta un máximo, punto en el que comienza a caer. Esto es debido a que, conforme avanza la misión, el peso de la aeronave disminuye debido al agotamiento de combustible, además de que el número de Reynolds aumenta. Teniendo en cuenta estos dos factores, el C_L necesario para producir la sustentación que iguale el peso disminuye. Esto produce una bajada en el coeficiente de sustentación de la aeronave, lo cual a su vez hace disminuir la resistencia inducida (tiene una dependencia cuadrática con el C_L , Ecuación (2.5)), por lo que la EA aumenta.

Llega un punto en el que la componente parásita de la resistencia es más influyente que la componente inducida, y la EA comienza a disminuir, aunque se baje el C_{D_i} . Dicho punto es el de máxima eficiencia aerodinámica, y se puede calcular analíticamente como se muestra en la Ecuación (5.1).

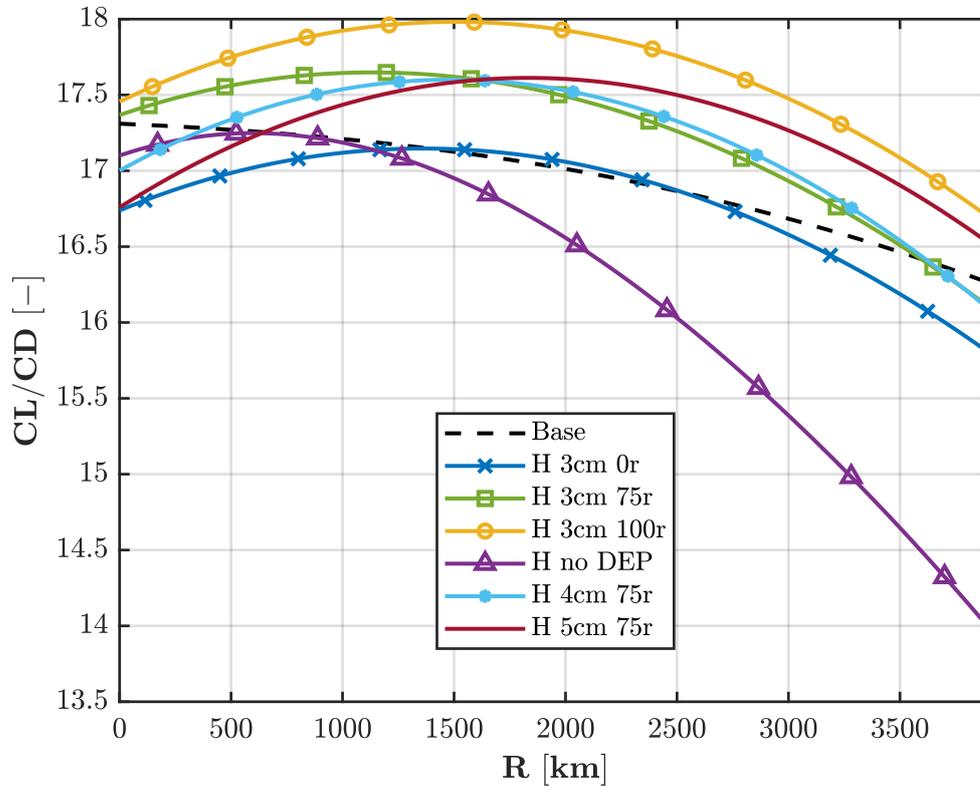


Figura 5.18. Eficiencia aerodinámica de todos los casos a lo largo del trayecto

$$EA = \frac{C_L}{C_D} = \frac{C_L}{C_{D_0} + \frac{C_L^2}{e \cdot \pi \cdot AR}} \rightarrow \frac{d}{dC_L} EA = 0 \rightarrow C_{L_{EA_{m\acute{a}x}}} = \sqrt{AR \cdot C_{D_0} \cdot e \cdot \pi} \quad (5.1)$$

$$EA_{m\acute{a}x} = \frac{AR \cdot e \cdot \sqrt{\pi}}{2 \cdot \sqrt{AR \cdot C_{D_0} \cdot e}} = \frac{2.51}{\sqrt{C_{D_0}}}$$

Por ejemplo, en el caso de mayor EA, si se considera la resistencia parásita constante, con un valor aproximadamente $C_{D_0} = 0.0195$, la EA máxima sería de $EA_{m\acute{a}x} = 17.97$, valor similar al obtenido en la gráfica.

Comparando los casos con DEP entre sí, se puede llegar a la misma conclusión que en el apartado anterior de los resultados CFD. El caso “H 3cm 100r”, en el cual la hélice solo está afectando al extradós, tiene una eficiencia aerodinámica mayor, ya que la resistencia producida es menor. Por otro lado, los casos 75r tienen una EA promedio muy

parecida. Por último, el caso con la hélice centrada es el peor con DEP en el aspecto aerodinámico.

Para complementar esta explicación, la evolución del C_L y el C_D se puede ver en la Figura 5.19. Como se ha comentado, la ambos disminuyen durante todo el vuelo, debido a la disminución del peso y el aumento de la velocidad. En cuanto a las diferencias en el coeficiente de sustentación de los casos con DEP, es mayor conforme aumenta el peso de combustible necesario para la misión, ya que el peso inicial de la aeronave será mayor.

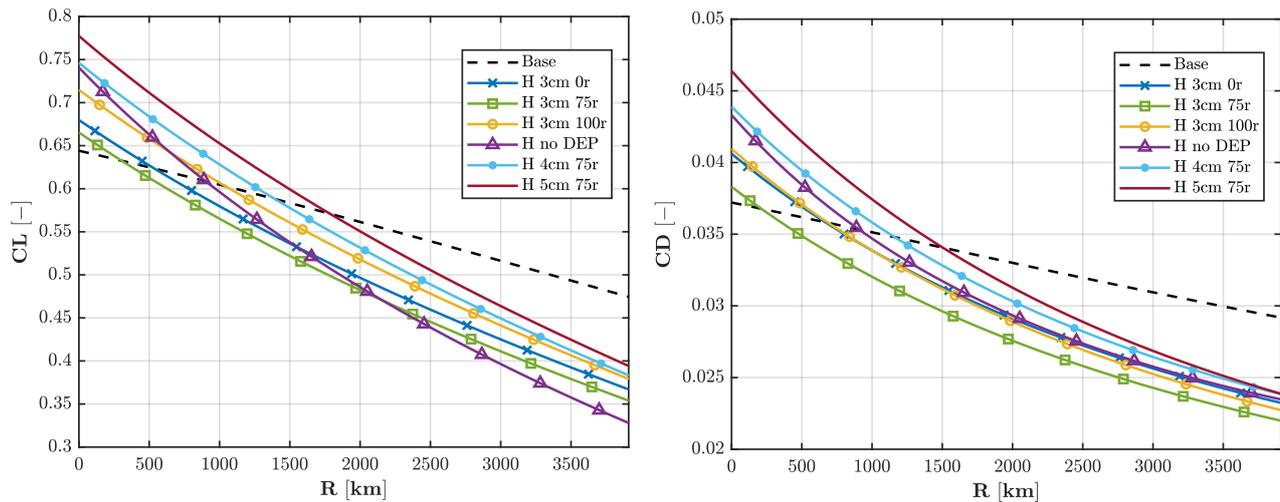


Figura 5.19. Coeficientes de sustentación y resistencia de todos los casos a lo largo del trayecto

En cuanto al caso híbrido sin DEP, la disminución de resistencia aerodinámica es más pequeña que en los casos con DEP, debido a que no se realiza BLI, por lo que la EA es menor que en estos casos.

Por último, analizando el caso Base, conforme avanza la misión el peso disminuye, pero la velocidad de vuelo también, de modo que la disminución del coeficiente de sustentación es menor que en el resto de los casos. Asimismo, el C_D menor que el de los casos híbridos al inicio del recorrido se corresponde con un C_L menor, causado porque la velocidad de vuelo es más alta. En cuanto a la EA, disminuye de un modo ligero, ya que la disminución de los dos coeficientes aerodinámicos hace que se compensen entre sí, aunque en todo caso la del C_L es más acusada.

Por tanto, desde el punto de vista de eficiencia aerodinámica, la utilización de DEP es beneficiosa según la configuración por la que se opte, obteniendo en el mejor caso una mejoría del 6% durante gran parte del trayecto.

5.3.4. Rendimiento propulsivo

En cuanto al rendimiento propulsivo durante el vuelo, en la Figura 5.20 se puede observar la variación de este conforme transcurre la misión. El primer hecho destacable es que dicho rendimiento se mantiene prácticamente constante en el caso Base a lo largo del vuelo, mientras que en los casos híbridos disminuye, siendo esta disminución significativa en los casos con DEP. La explicación a esto se basa en la variación del parámetro de avance, J , y de su influencia sobre el rendimiento propulsivo, como se ha explicado en el apartado anterior (Figura 5.11). Por tanto, todos los casos excepto el Base operan en un parámetro de avance mayor al óptimo.

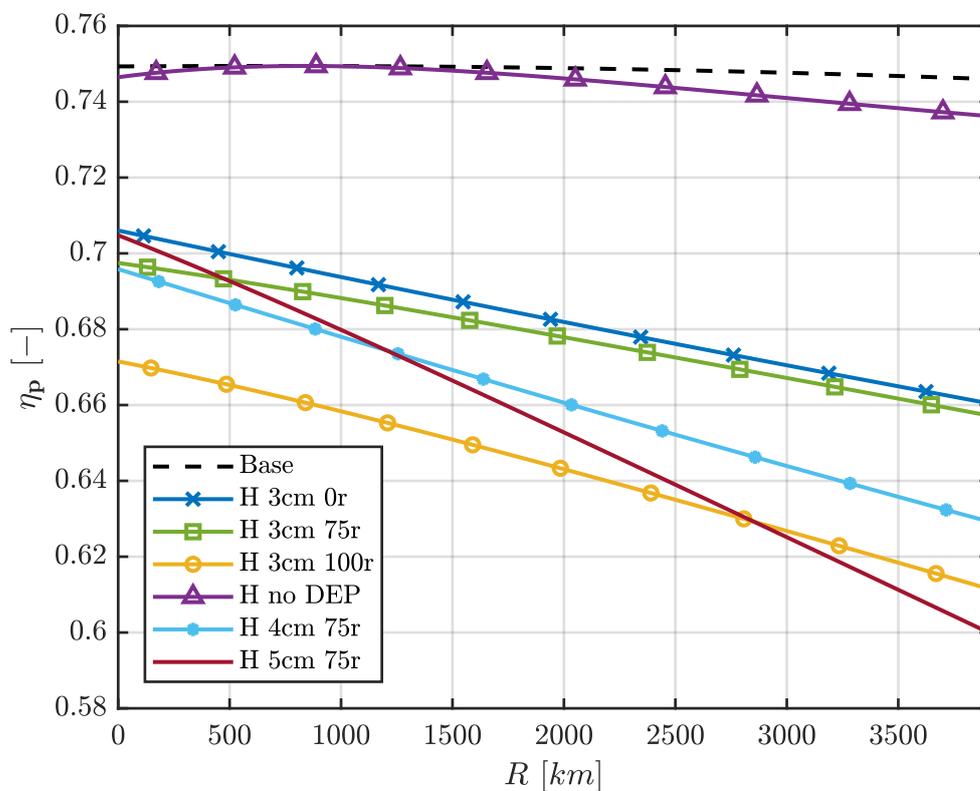


Figura 5.20. Rendimiento propulsivo para todos los casos a lo largo del recorrido

Además, como se puede ver en la Figura 5.21, el parámetro de avance es mayor en los casos híbridos, y aumenta durante el vuelo (debido al aumento de velocidad), de modo que así se explica dicha bajada en el rendimiento. Pese a ello, el caso híbrido sin DEP presenta un rendimiento propulsivo similar al de caso base, ya que opera a un parámetro de avance más próximo al óptimo. De este modo, se puede deducir que el parámetro de avance óptimo sin DEP es $J_{opt} \approx 0.6$, lo cual se corresponde con $\eta_{p_{Base}} \approx \eta_{p_{m\acute{a}x}} \approx 0.75$.

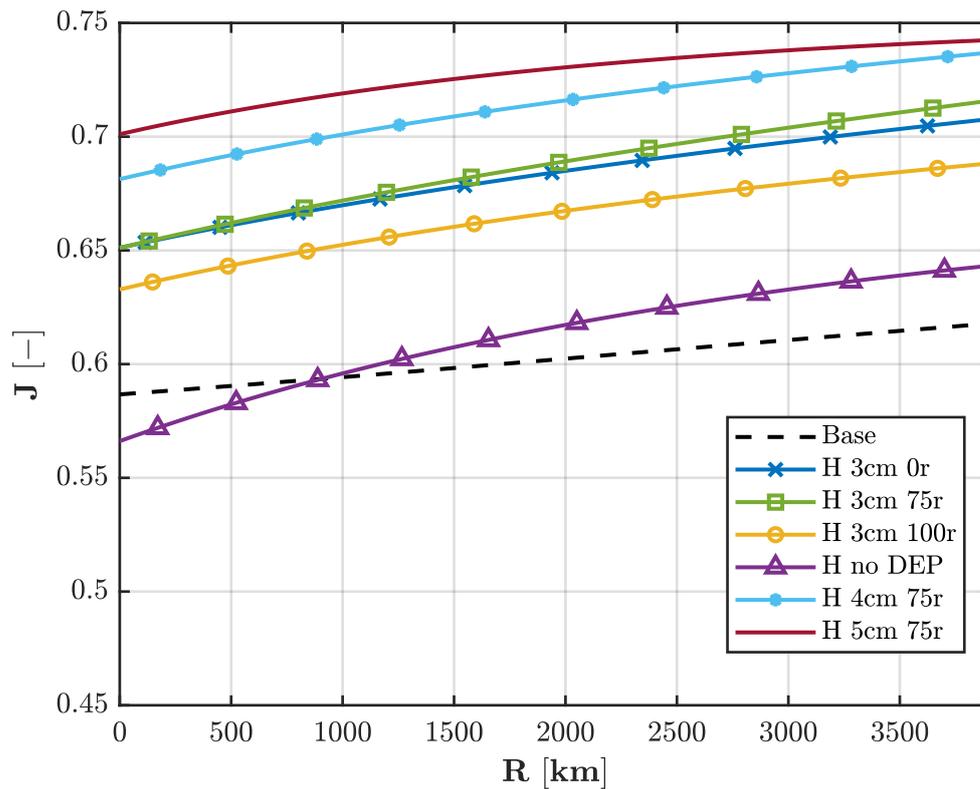


Figura 5.21. Parámetro de avance para todos los casos a lo largo del vuelo

Por tanto, en este caso, debido a las condiciones de vuelo, impuestas por el *script* de optimización para maximizar el rango de la aeronave base, los casos con DEP operan en condiciones no óptimas en cuanto al rendimiento propulsivo, aunque, en todo caso, son aquellas que minimizan el consumo de combustible en cada configuración. Esto produce unos rendimientos propulsivos más bajos que en los casos con un solo motor, como por ejemplo $\eta_{p_{H3cm0r}} = [0.66, 0.71]$ o $\eta_{p_{H3cm100r}} = [0.61, 0.68]$.

En la Figura 5.22 se puede observar cómo, efectivamente, los casos con DEP se encuentran operando en condiciones peores en cuanto a rendimiento propulsivo que los otros dos, siendo esta pérdida de rendimiento en el mejor de los casos de un 13.6% y en el peor de un 25%. Queda patente, por tanto, que sería conveniente hallar una solución para aumentar el rendimiento propulsivo en los casos con DEP, de modo que se mejorara su actuación.

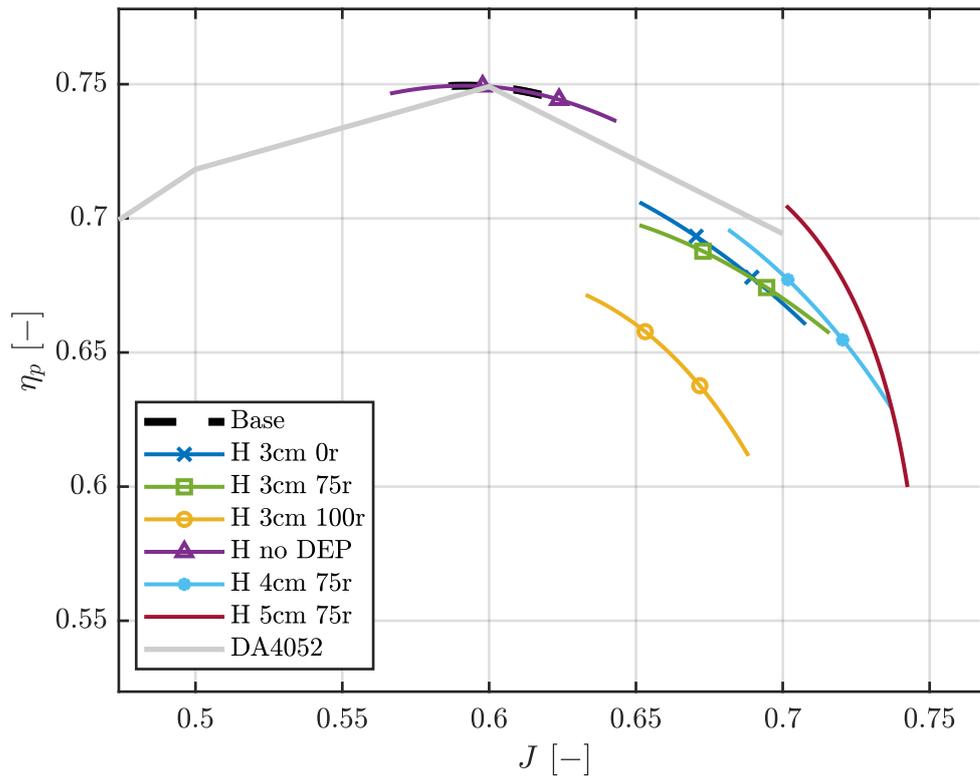


Figura 5.22. Rendimiento propulsivo en función del parámetro de avance para los casos

5.3.5. Rendimiento global

Se ha estudiado la evolución de cada uno de los parámetros que intervienen en el consumo de combustible de la aeronave. Se ha visto que unas configuraciones eran más beneficiosas que otras dependiendo de la variable estudiada. Para hacerse una idea de la eficiencia global, en la Figura 5.23 se presenta el producto de todos estos parámetros: la eficiencia aerodinámica, el rendimiento propulsivo y la inversa del consumo específico.

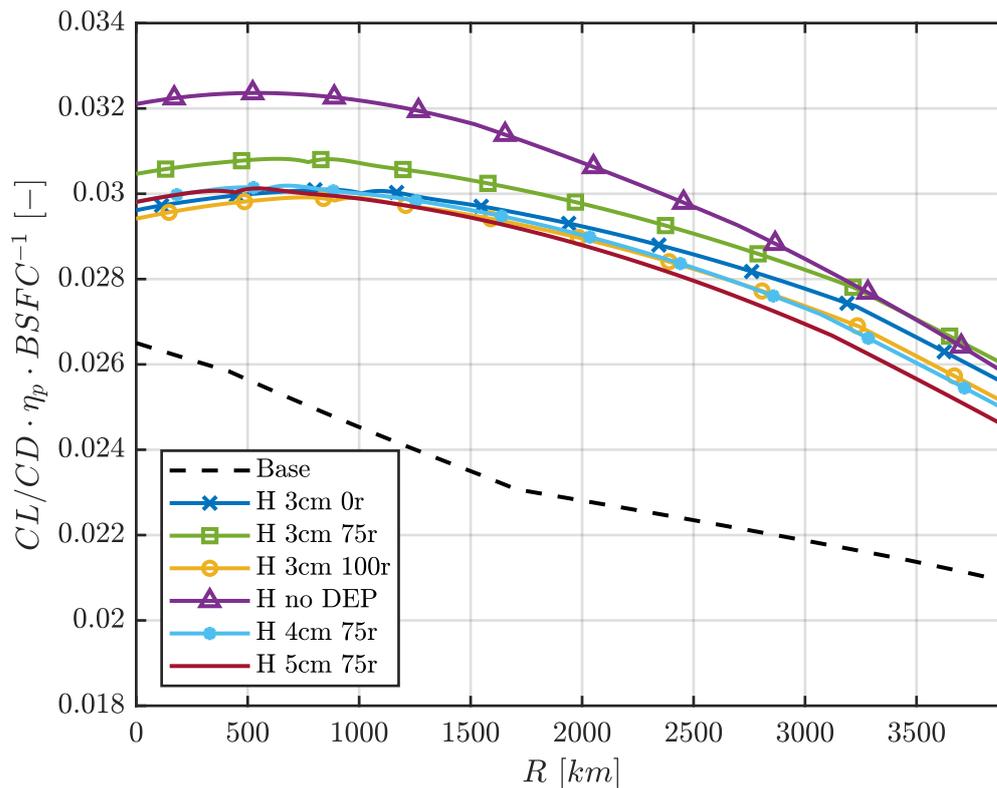


Figura 5.23. Eficiencia global de los casos a lo largo del recorrido

Se puede observar que todos los casos híbridos estudiados tienen mayor eficiencia global que el caso base. Además, dentro de los híbridos, los de DEP tienen menor eficiencia global que el híbrido con un solo motor, salvo uno de ellos (H 3cm 75r) en la parte final del recorrido. Esto es debido, principalmente, a la comentada penalización en el rendimiento propulsivo para esta hélice en las condiciones de vuelo.

Por otro lado, entre los casos con DEP, el óptimo es el de 3 cm de radio con la posición de la hélice un 75% por encima del borde de fuga. Esto es debido a que combina una de las EA y rendimiento propulsivo más altos de los casos con DEP analizados, de modo que la actuación global es mejor.

5.3.6. Consumo de combustible y emisiones

En cuanto al consumo de combustible, en la Tabla 5.7 se muestra la cantidad de combustible empleada y el ahorro que se produce para cada caso, así como las emisiones que se producen durante la misión. Como se puede observar, el de menor consumo es el caso híbrido sin DEP, que emplea $FW_{HnoDEP} = 8.69$ kg, seguido del de radio de 3 cm con hélice al 75% del TE, con $FW_{H3cm75r} = 9.06$ kg, como era previsible viendo la Figura 5.23. Por tanto, se llega a obtener una reducción del combustible correspondiente al 15.13% y al 10.36%, respectivamente. En cualquier caso, en todos los casos se ahorra combustible gracias al menor consumo específico que tienen todos los casos híbridos.

Consumo			
Caso	Masa combustible (kg)	Emisiones CO ₂ (kg)	Ahorro combustible (%)
Base	10.00	30.53	-
H sin DEP	8.69	26.52	15.13%
H 3cm 0r	9.29	28.36	7.66%
H 3cm 75r	9.06	27.66	10.36%
H 3cm 100r	9.43	28.78	6.10%
H 4cm 75r	9.39	28.66	6.52%
H 5cm 75r	9.50	29.00	5.29%

Tabla 5.7. Ahorro de combustible y emisiones para los casos híbridos

Por otro lado, en la Figura 5.24 se presenta la emisión instantánea y acumulada de CO₂, calculada a partir del combustible consumido en cada caso. Como es lógico, el caso base, al presentar un mayor uso de combustible también emite una mayor cantidad de gases a la atmósfera. Como se puede ver en el consumo instantáneo, calculado a partir de la potencia y el consumo específico, al inicio en el caso Base es mayor, debido a que su BSFC lo es. Poco a poco va disminuyendo hasta equipararse al resto, ya que tanto la potencia como el consumo específico se reducen.

Además, en los casos híbridos, pese a que el BSFC es constante, al avanzar la misión la potencia requerida disminuye a causa de la bajada del peso, por lo que el CO₂ instantáneo emitido será menor.

En cuanto a la cantidad de emisiones, se puede ver que las emisiones del caso base son $EW_{Base} = 30.53$ kg, mientras que las del híbrido sin DEP, que es la menor, $EW_{HnoDEP} = 26.52$ kg. De este modo, el porcentaje de reducción de emisiones es exactamente el mismo que el de ahorro de combustible, un 15.13%.

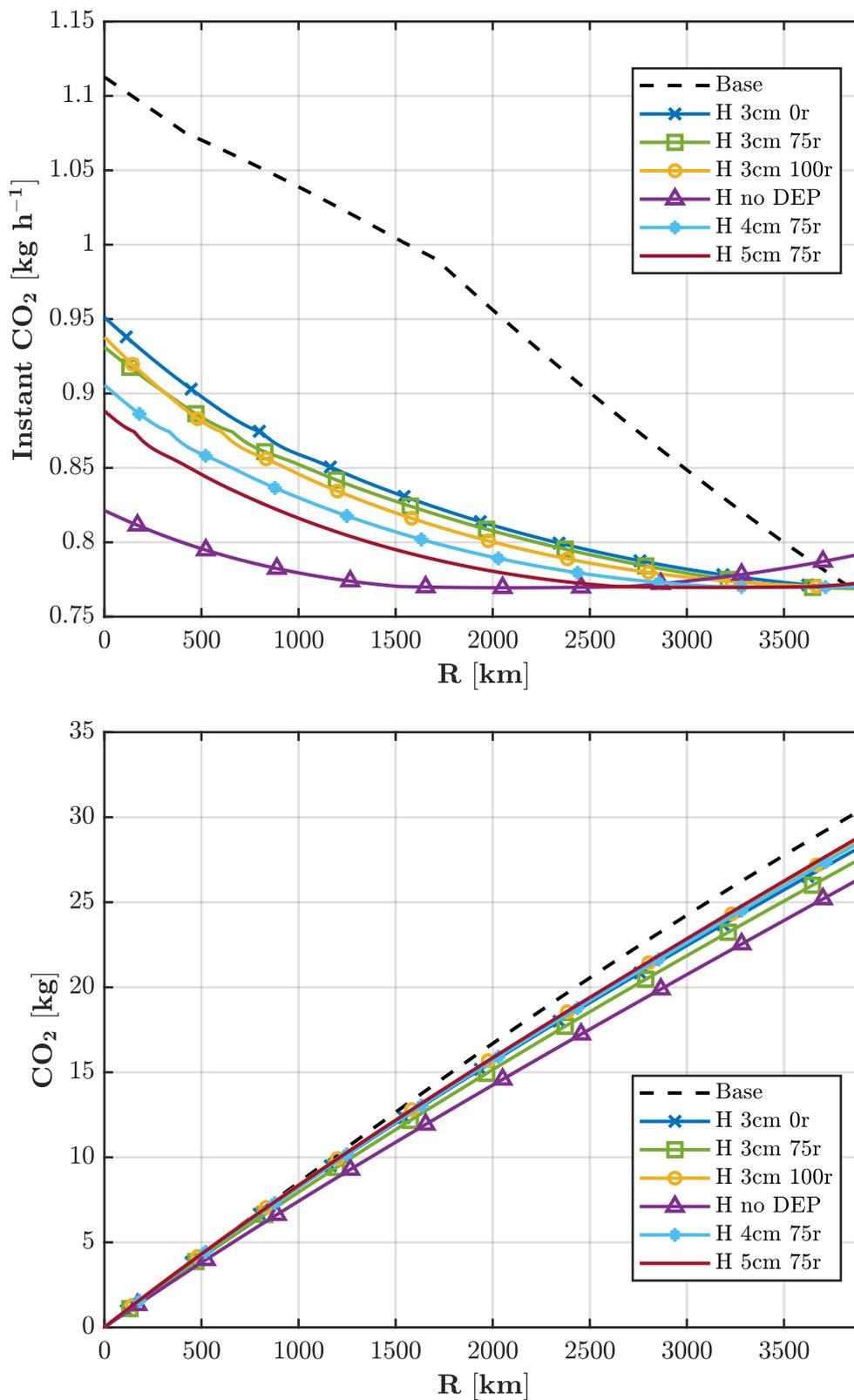


Figura 5.24. En la parte superior, consumo instantáneo de CO_2 . En la parte inferior, consumo acumulado durante toda la misión

5.3.7. Discusión de resultados y configuraciones alternativas

Como se ha mencionado anteriormente y se corrobora en la Tabla 5.7, el caso híbrido obtiene un mayor ahorro de combustible que cualquier caso con DEP y BLI. La causa es el pobre rendimiento propulsivo (Figura 5.22) en estos casos debido a que se opera más allá del parámetro de avance óptimo, ya que, desde el punto de vista aerodinámico, como se ha explicado en el apartado anterior (Figura 5.18), se obtienen mejores resultados.

Por esto, el objetivo para optimizar los casos con DEP será obtener un mejor rendimiento propulsivo. Para conseguirlo, a priori, se plantean dos posibles soluciones: en primer lugar, retrasar el parámetro de avance para el cual se consigue el rendimiento propulsivo máximo o, en segundo lugar, disminuir el parámetro de avance de la misión de modo que se opere más cerca del que maximiza el rendimiento.

Cabe destacar que, llegados a este punto, aunque el alcance del trabajo se considera cumplido debido a la extensión del estudio que se ha realizado, además de plantear las soluciones se presentarán algunos resultados relativos al análisis de las posibles configuraciones alternativas que se proponen, de modo que se demuestre que estas funcionan. Por tanto, el objetivo de este apartado no es realizar un estudio tan exhaustivo como el desarrollado anteriormente, sino más bien mostrar pruebas de que la configuración con DEP y BLI es viable y se podría seguir investigando, teniendo en cuenta lo expuesto a continuación.

Primera alternativa: cambio del ángulo de paso colectivo de la hélice

La primera solución que se plantea es la de retrasar el rendimiento propulsivo máximo. Esto se puede lograr, como se ve en la Figura 5.25, cambiando el paso colectivo de las palas de la hélice. De este modo, para la misión considerada, se conseguiría un mayor rendimiento global puesto que además el rendimiento propulsivo máximo es mayor cuando se aumenta el ángulo de paso. Además, se debe tener en cuenta que los datos mostrados en la figura son tomados con la hélice en flujo libre, por lo que, teniendo en cuenta el efecto de la BLI, el rendimiento propulsivo sería incluso mayor.

Para comprobar esta solución se llevan a cabo las simulaciones de los casos en CFD cambiando el ángulo de paso colectivo en el modelo del disco actuador, estableciéndolo en un principio en 5° . Cabe destacar que solo se plantean los casos relativos a la posición de $75r$, que ha demostrado ser la mejor en el estudio anterior. Por lo tanto, se simulan los 27 casos correspondientes a la variación del ángulo de ataque, el número de Reynolds y el radio de la hélice.

Los resultados de rendimiento propulsivo relativos al ángulo de paso de 5° se presentan en la Figura 5.26. Como se puede observar, aumentando el ángulo de paso se ha conseguido mejorar dicho rendimiento para los tres radios. Sin embargo, mientras que en los casos de 3 y 4 centímetros de radio la curva se encuentra en una zona aceptable cercana al máximo (sobre todo en el caso de 3 cm), el caso de 5 centímetros sigue presentando una tendencia muy decreciente a lo largo de la misión.

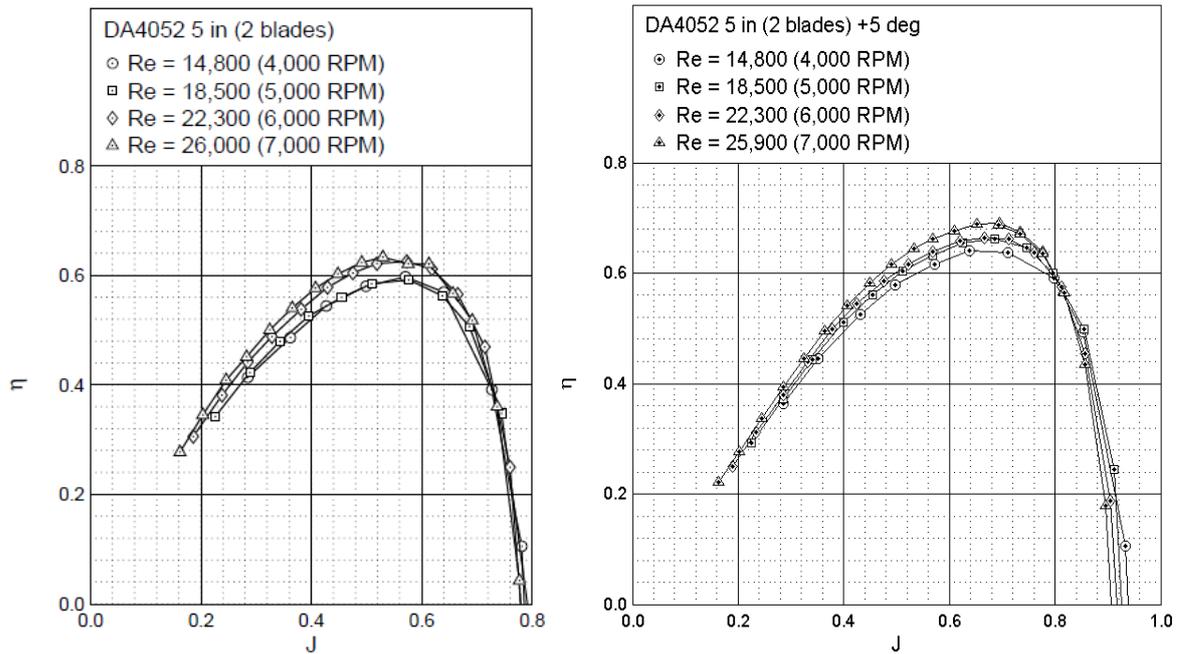


Figura 5.25. A la izquierda, el rendimiento propulsivo de la hélice DA4052 con ángulo de paso colectivo de 0°. A la derecha, lo mismo, pero con paso de 5°

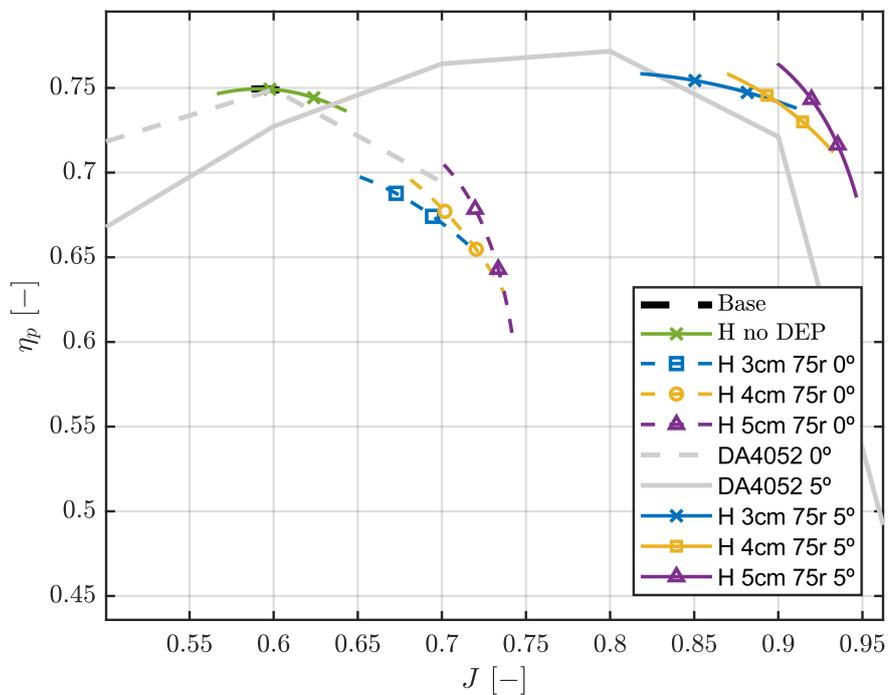


Figura 5.26. Rendimiento propulsivo en función del parámetro de avance para los casos 75r con paso colectivo de 0° y 5°.

A causa de esto, se decide simular el caso de 5 centímetros de radio aumentando todavía más el ángulo de paso colectivo, hasta un total de 8° , para observar la tendencia del rendimiento. En la Figura 5.27 se muestra la comparativa entre los tres casos. El caso con ángulo de paso de 8° sigue estando en una zona decreciente y, si bien es cierto que conforme se aumenta el paso colectivo el rendimiento propulsivo también lo hace, esta solución no demuestra ser óptima por varios factores.

En primer lugar, solo se poseen datos experimentales de la hélice DA4052 hasta un ángulo de paso colectivo de 5° . Por tanto, si bien es cierto que para 0° y 5° la simulación se adapta de una forma buena a los datos experimentales, lo cual quiere decir que el modelo del disco actuador es adecuado, esto no se podría comprobar para ángulos de paso más altos. Es decir, si se estableciese un ángulo de paso relativamente alto (de, por ejemplo, 15°), no se podría asegurar que el modelo funcionase tan bien como para ángulos de ataque bajos, debido a que podrían aparecer fenómenos turbulentos que no se simulasen del todo bien. Por ello, sería necesario obtener datos experimentales de la hélice con estas configuraciones para así validar los resultados.

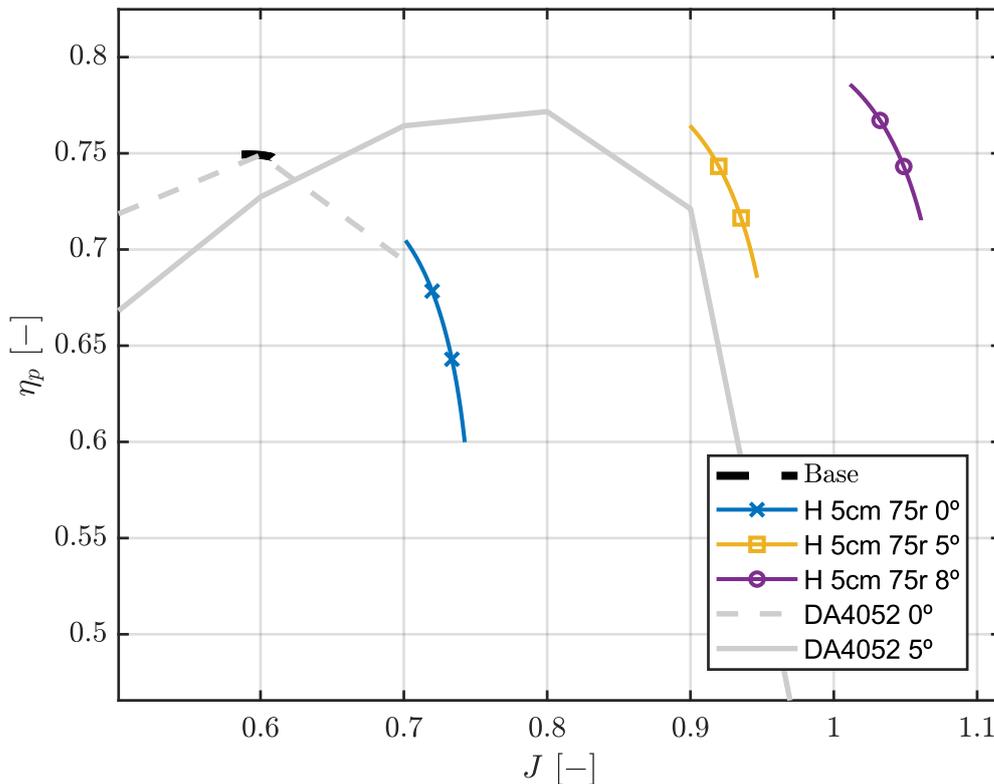


Figura 5.27. Comparación del caso de radio de 5 cm con diferente ángulo de paso

Por otro lado, si realmente se quiere optimizar la misión de la aeronave, aumentar el ángulo de paso de las hélices demuestra ser una práctica no eficaz, ya que, si bien es cierto que se aumenta el rendimiento propulsivo, el rendimiento propulsivo obtenido no es el óptimo, ya que se encuentra en una zona alejada del máximo. Es decir, para los tres casos presentados en la Figura 5.27 existe todavía un margen de mejora de la eficiencia de la aeronave. De este modo, se intuye que la mejor solución sería reducir el parámetro de avance durante la misión.

Segunda alternativa: reducción del número de motores

La segunda solución que se plantea consiste en disminuir el parámetro de avance al que vuela la aeronave. Para ello, volviendo a la Ecuación (4.6), se abren tres opciones: 1) reducir la velocidad de vuelo, cosa difícil de lograr debido a que el algoritmo siempre busca aquella velocidad óptima que maximiza el alcance; 2) aumentar el diámetro de la hélice, opción inviable, ya que para que se produjese una variación significativa del parámetro de avance se debería aumentar demasiado el tamaño, y en este caso se han elegido unos diámetros determinados a estudiar; 3) aumentar el régimen de giro de la hélice durante el vuelo, opción que parece ser la más viable.

De este modo, en esta segunda alternativa se buscará aumentar el régimen de giro de las hélices, de modo que el parámetro de avance durante el vuelo se reduzca y se opere más cerca del óptimo. Para aumentar dicho régimen, se busca reducir el número de motores de la aeronave, de modo que el empuje requerido por cada motor aumente y por tanto también lo haga el régimen de giro de cada hélice.

Para llevar a cabo este nuevo estudio se calcula de un modo aproximado cuántos motores se necesitan para cada caso, buscando siempre un parámetro de avance cercano al óptimo, cuyo valor se conoce por datos experimentales (Figura 5.11). Una vez se ha realizado esta estimación, se aumenta el dominio computacional de los casos CFD un determinado porcentaje con la finalidad de reducir el número total de motores.

De nuevo se consideran solo los casos de 75r, y se simulan para los tres radios considerados desde el inicio para los tres ángulos de ataque y números de Reynolds. En esta primera estimación se observa que el radio que otorga mejor rendimiento global es el de 4 centímetros, por lo que en este apartado se presentan los resultados relativos a este radio.

Como se ha explicado, el cálculo del aumento del dominio computacional se realizó mediante una estimación rápida y en el caso de radio de 4 centímetros se determinó que se debía aumentar el dominio entre un 40% y un 50% respecto al tamaño de la hélice. Para precisar la cantidad de motores óptima para este radio se simula el caso de 4 cm y posición 75r para los diferentes números de Reynolds y ángulos de ataque con tres dominios diferentes: 14 motores (40% de aumento del dominio computacional), 13 motores (45% de aumento) y 12 motores (50% de aumento).

Los resultados relativos a estos casos se muestran en la Figura 5.28. En primer lugar, se puede ver cómo el rendimiento propulsivo en los tres casos es mayor que en el caso original. En cuanto a estos nuevos tres casos, se puede deducir que el óptimo es el de 45% de reducción, es decir, 13 motores, pudiendo instalar un motor en el estabilizador o en el fuselaje, debido a que se trata de un número impar.

Como se puede observar, tanto en el caso de 50% como el de 45% se ha solucionado la problemática del parámetro de avance, y el rendimiento es similar al caso Base y al híbrido sin DEP, sobre todo en el caso de 45%.

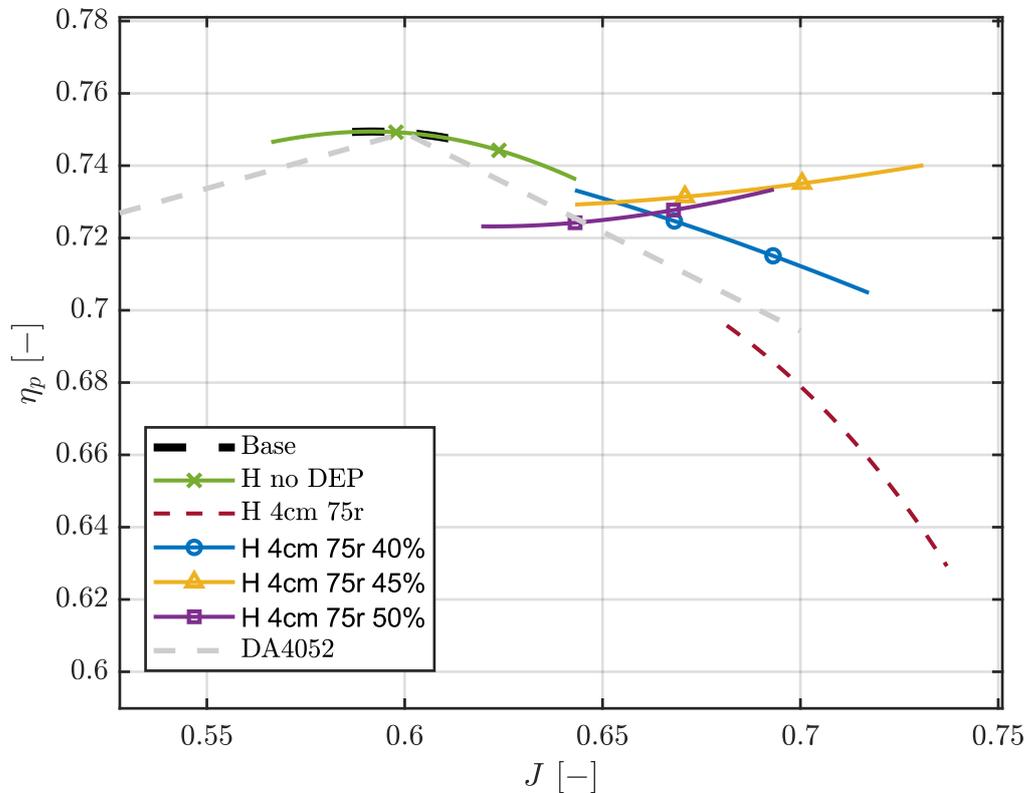


Figura 5.28. Rendimiento propulsivo en función del parámetro de avance para los casos con menor número de motores

Por otro lado, se debe tener en cuenta que, pese a que en cuanto al rendimiento propulsivo es beneficioso, el hecho de reducir el número de motores provoca que el efecto de mejora en la eficiencia aerodinámica incitado por la DEP se reduzca, como se puede observar en la Figura 5.29. Como es lógico, el caso de 40% de aumento de dominio, al ser el que más motores posee tiene una EA mayor que los otros dos.

Sin embargo, como se puede observar en la misma figura, el rendimiento global es mayor en los tres casos, siendo también mayor que el rendimiento del caso híbrido, cosa que no ocurría en los casos iniciales.

Por tanto, esta segunda solución que se ha propuesto sí que resulta efectiva a la hora de optimizar el rendimiento propulsivo, y demuestra que la configuración de DEP tiene claros beneficios a la hora de mejorar la eficiencia global de la aeronave.

Por último, cabe tener en cuenta que existen límites para el régimen de giro, por lo que hay que comprobar si realmente es posible operar con esa velocidad de giro. En el caso escogido, el régimen de giro es de aproximadamente 47000 rpm y, teniendo en cuenta el diámetro de la hélice, se comprueba que está por debajo del máximo, que es de 47600 rpm [51].

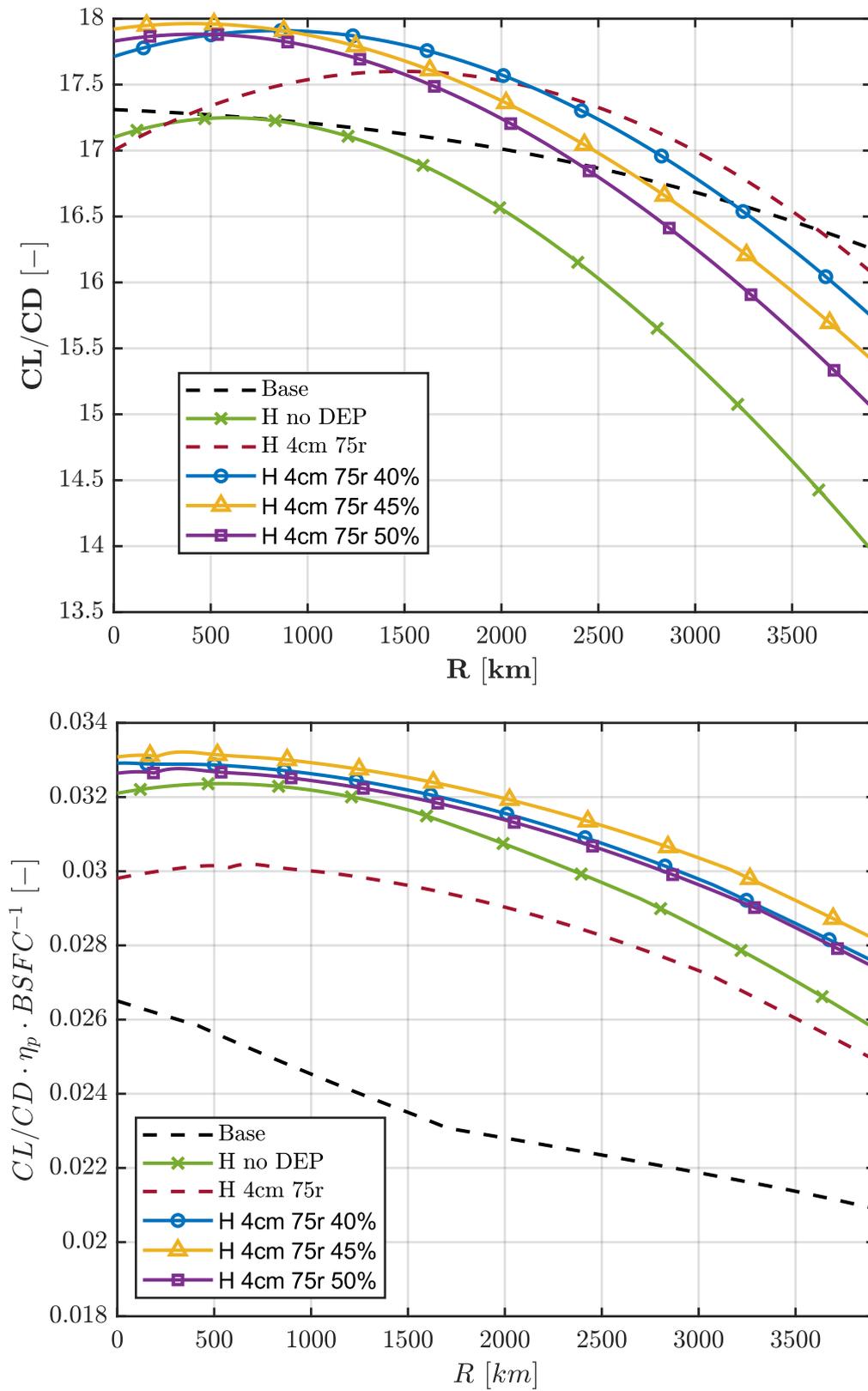


Figura 5.29. En la parte superior, eficiencia aerodinámica para los casos con menor número de motores. En la parte inferior, rendimiento global.

Resumen de las soluciones obtenidas

Para finalizar, se muestran los casos que han resultado ser mejores en cada apartado, además del caso Base y el híbrido sin DEP. En la Figura 5.30 se puede observar que, desde un punto de vista global, todos los casos son mejores que el caso Base. Además, como era de esperar, las dos alternativas presentadas en este apartado tienen un rendimiento mayor al del mejor caso obtenido inicialmente.

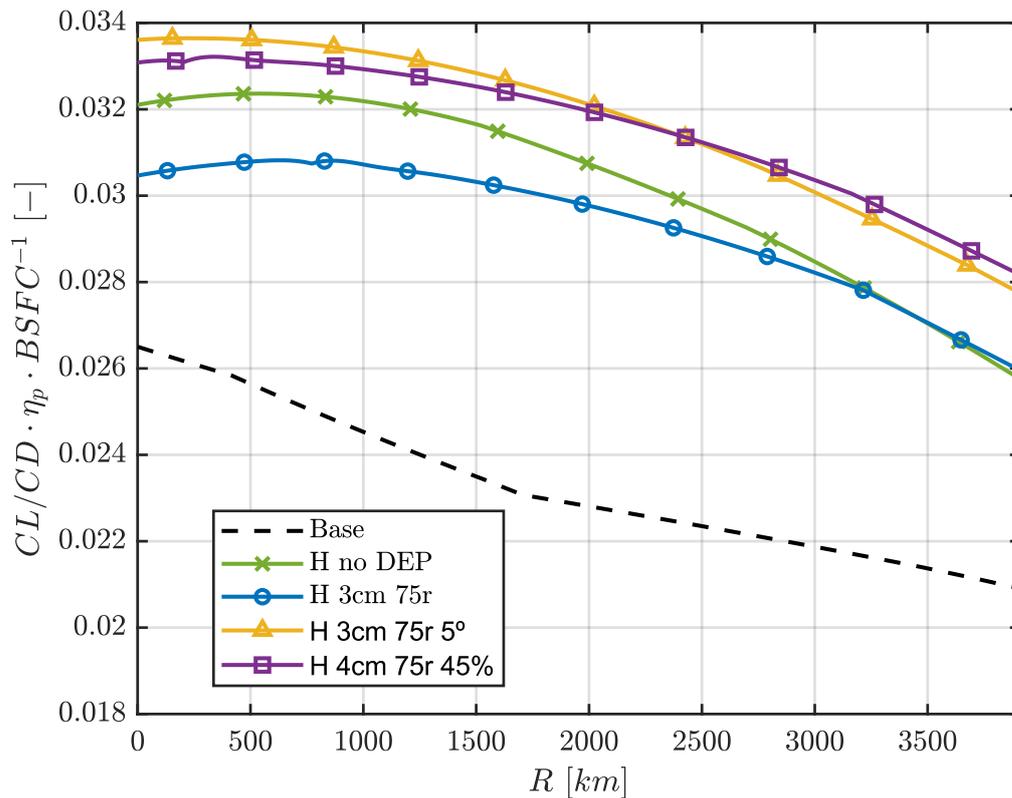


Figura 5.30. Rendimiento global de los casos con mejor eficiencia

Como se puede ver, ambas tienen un rendimiento global similar a lo largo de toda la misión, por lo que el ahorro de combustible que suponen será prácticamente igual. En la Figura 5.31 se muestra que, desde el punto de vista propulsivo, el caso de 5° de ángulo de paso colectivo es más eficiente, mientras que, en cambio, la eficiencia aerodinámica es mejor en el caso de menor número de motores.

Esto es debido a que, en el caso de 5° de paso colectivo se consigue maximizar el rendimiento propulsivo (Figura 5.26), a diferencia del caso con menos motores donde, si bien es cierto que se ha conseguido mejorar el rendimiento, no se llega a una zona tan buena (Figura 5.28).

Por otro lado, el caso con menos motores es más eficiente desde el punto de vista aerodinámico. Pese a que el área del ala cubierta por motores es menor, esto se compensa con un aumento del número de Reynolds de la pala, ya que la hélice gira más rápido, lo cual provoca una reacceleración del flujo sobre el perfil, de modo que el C_D disminuye.

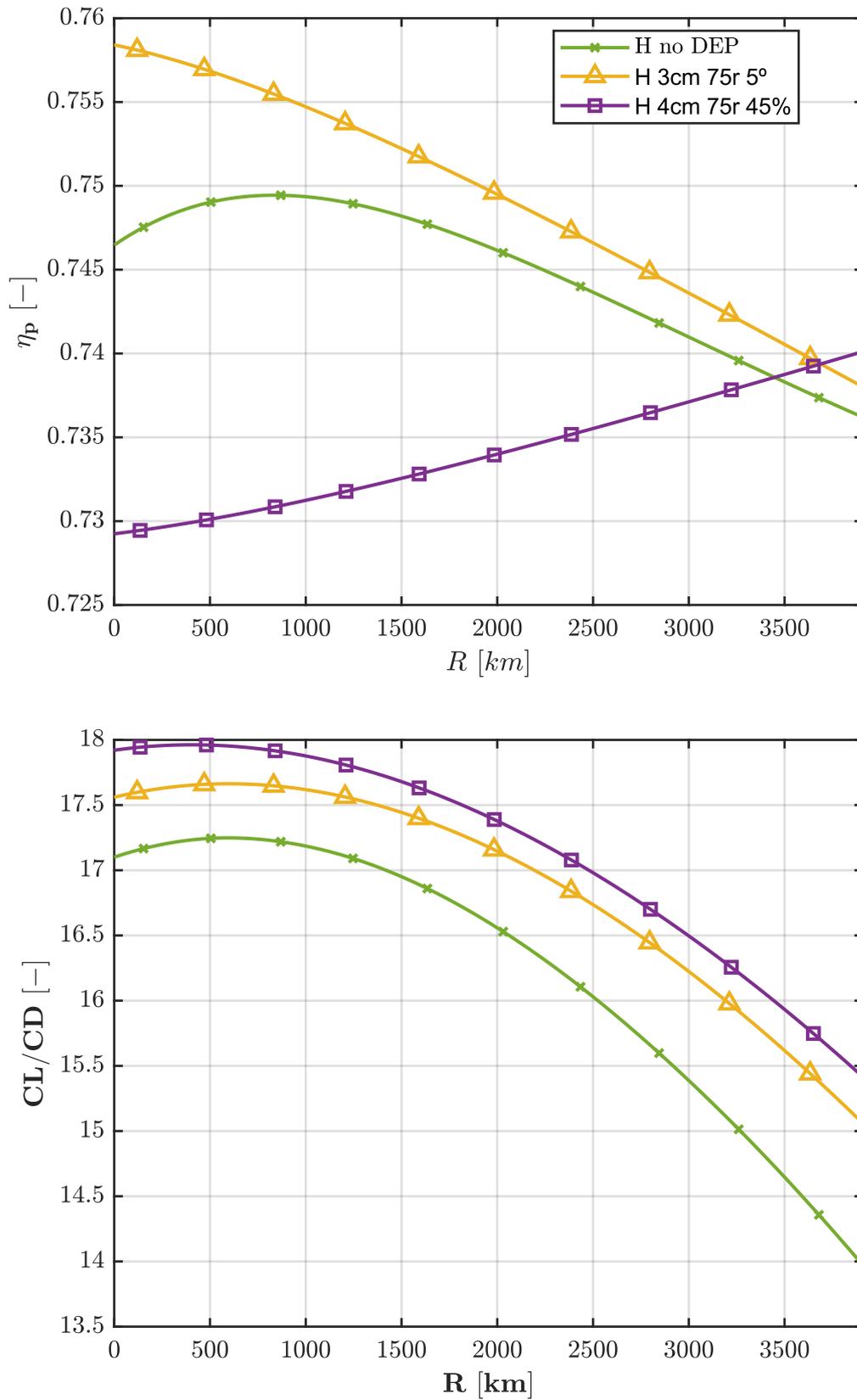


Figura 5.31. En la parte superior, comparativa entre los rendimientos propulsivos. En la parte inferior, comparativa entre las eficiencias aerodinámicas

Por último, en la Tabla 5.8 se presentan todos los resultados obtenidos en el desarrollo de este trabajo. En ella se puede ver que las dos alternativas presentadas anteriormente son las que representan un mayor ahorro de combustible, aproximadamente de un 21% en ambos casos, con una masa de combustible de $FW_{5^\circ} = 8.25$ kg y $FW_{45\%} = 8.27$ kg, respectivamente.

Consumo			
Caso	Masa combustible (kg)	Emisiones CO ₂ (kg)	Ahorro combustible (%)
Base	10.00	30.53	-
H sin DEP	8.69	26.52	15.13%
H 3cm 0r	9.29	28.36	7.66%
H 3cm 75r	9.06	27.66	10.36%
H 3cm 100r	9.43	28.78	6.10%
H 4cm 75r	9.39	28.66	6.52%
H 5cm 75r	9.50	29.00	5.29%
H 3cm 75r 5°	8.25	25.20	21.15%
H 4cm 75r 45%	8.27	25.26	20.86%

Tabla 5.8. Resultados de consumo obtenidos en todos los casos

Pese a que ambas soluciones tengan un ahorro de combustible similar en este estudio, cabe destacar que reducir el número de motores se considera más conveniente para utilizar en un futuro por varias razones:

- No requiere de datos experimentales adicionales para validar los resultados relativos a la hélice.
- Funciona para todos los radios estudiados, a diferencia de la solución de paso colectivo, que en el caso de 5 centímetros ha resultado no ser apropiada.
- Permite una estimación matemática mucho más sencilla y automatizable. Mientras que en el caso de cambiar el ángulo de paso colectivo no se conoce demasiado bien cuál es el valor óptimo, a la hora de reducir el número de motores puede llevarse a cabo una estimación matemática empleando las fórmulas correspondientes que permitan conocer el número de motores óptimo de manera relativamente precisa y rápida.

5.4. Validación del modelo

La validación de los modelos utilizados en la simulación es fundamental para asegurar que los resultados son correctos. En un principio, la idea era llevar a cabo un modelado del sistema simulado y realizar simulaciones en túnel de viento para posteriormente compararlas con los resultados obtenidos mediante CFD y así validar los modelos.

Debido a la situación vivida con la pandemia COVID-19, llevar a cabo dichos estudios experimentales ha sido inviable. Sin embargo, se han buscado alternativas para asegurar que los resultados obtenidos son válidos y representan fielmente la realidad. De este modo, se ha buscado validar por separado los resultados del disco actuador y del ala.

Validación del disco actuador

Para configurar y validar el modelo del disco actuador se cuenta con datos proporcionados por UIUC [46], tanto las coordenadas geométricas como los datos experimentales de diversos coeficientes obtenidos con ensayos en túnel de viento.

Como se ha explicado en el apartado de la metodología, gracias a los datos de la geometría se ha podido modelar mediante coordenadas la hélice. Posteriormente, mediante XFRL5 se han obtenido los coeficientes de sustentación y resistencia correspondientes a cada una de las cuatro secciones diferentes que existen a lo largo de la pala (Tabla 3.2) para diferentes números de Reynolds y ángulos de ataque.

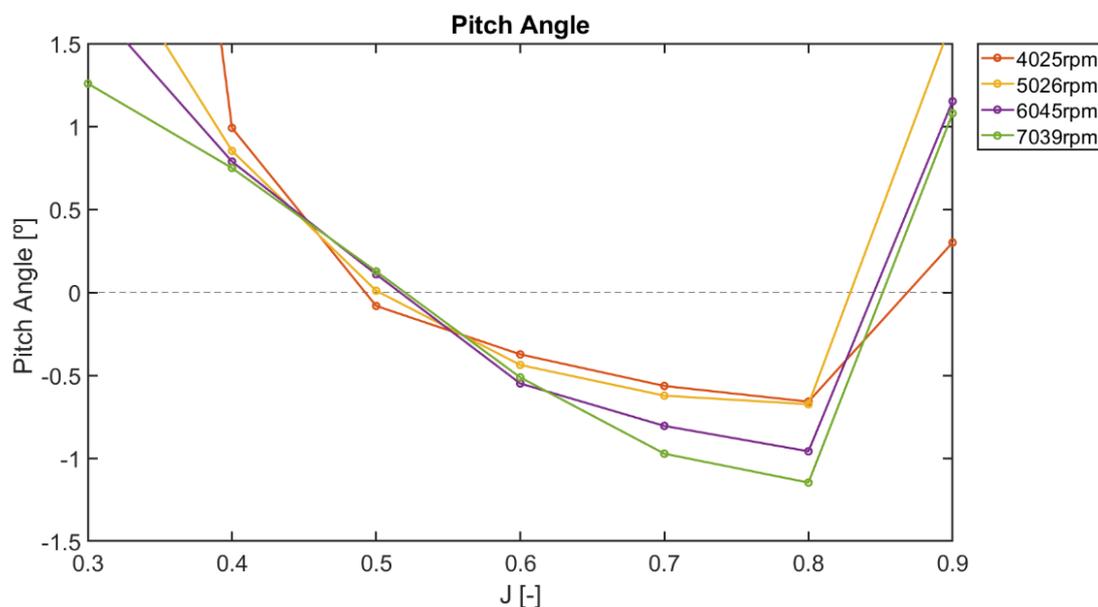


Figura 5.32. Ángulo de paso colectivo necesario para igualar el empuje experimental para cada parámetro de avance y régimen de giro

Por otro lado, para asegurar la correcta validez del modelo, se ha partido de los datos experimentales del coeficiente de tracción en función de la velocidad y del parámetro

de avance. Mediante un caso CFD con el disco actuador en solitario se ha realizado un barrido donde para cada J y n se ha impuesto el C_T experimental, de modo que se halla para cada caso el paso necesario para obtener dicho coeficiente de tracción. De este modo, se ha obtenido la Figura 5.32, que demuestra que sería necesario tener un ángulo de paso colectivo variable para poder asegurar que el empuje del modelo de disco actuador coincide con el experimental para cada condición de parámetro de avance y régimen de giro.

Pese a que no se contempla la posibilidad de incorporar un paso colectivo variable durante la misión, existe una alternativa para asegurar la validez del modelo, que es la de escoger un ángulo de paso correspondiente a la zona en la cual las curvas están muy cercanas entre sí. De este modo, dentro del rango de J en el que se mueve el estudio, el rendimiento propulsivo de la hélice es fiel a la realidad sin necesidad de variar dicho ángulo de paso colectivo.

El ángulo escogido es el correspondiente a $J = 0.6$, puesto que es un valor del parámetro de avance cercano al máximo rendimiento propulsivo, de modo que además es óptimo desde el punto de vista de eficiencia de la aeronave. Debido a que para este parámetro de avance las cuatro curvas no coinciden exactamente en el mismo punto, se realiza un promedio y se establece $\varphi = -0.47^\circ$.

Por último, para comprobar la validez del modelo, se utilizan los datos experimentales del rendimiento propulsivo. Se realizan las simulaciones correspondientes para cada parámetro de avance con el modelo del disco actuador, con el ángulo de paso colectivo calculado anteriormente y un régimen de giro de $n = 5026$ rpm. Los resultados se muestran en la Figura 5.33.

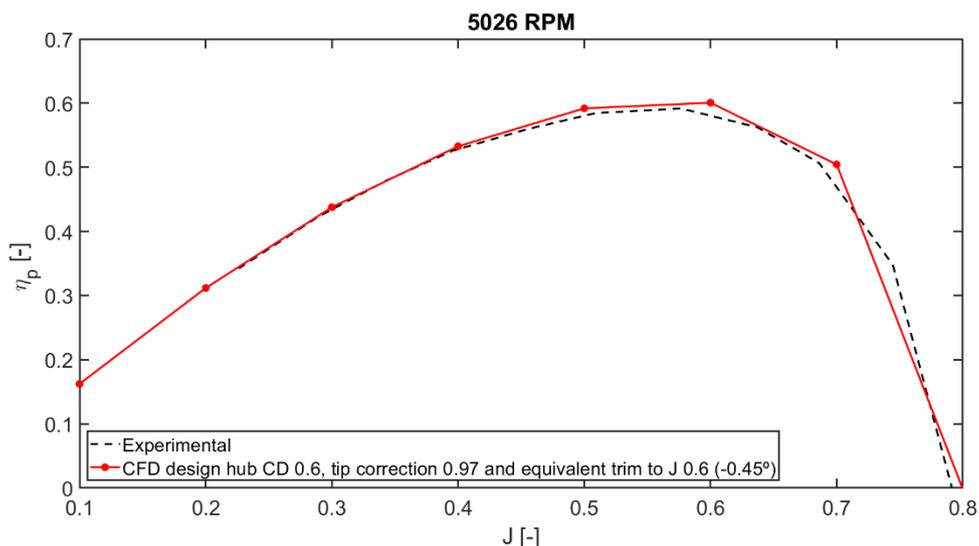


Figura 5.33. Comparación entre el rendimiento propulsivo experimental y el obtenido con el modelo de disco actuador

Como se puede observar, el rendimiento propulsivo obtenido mediante las simulaciones es muy similar a los datos experimentales proporcionados por UIUC, por lo que se considera que el modelo del disco actuador está validado. Del mismo modo, en las

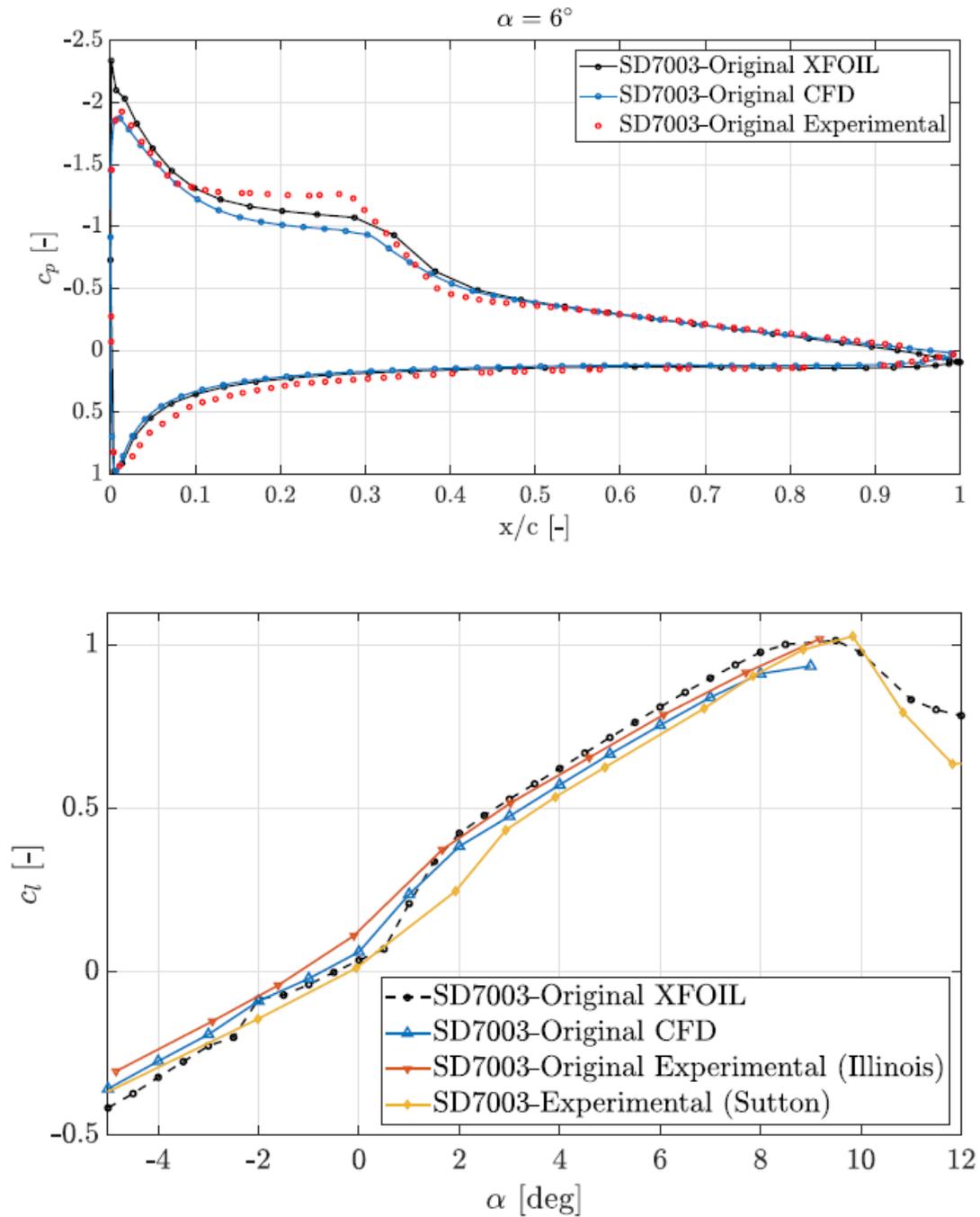
numerosas figuras de rendimiento propulsivo presentadas a lo largo de este apartado de resultados se observa cómo el rendimiento propulsivo de los casos se adapta a los datos experimentales, excepto en los casos con DEP, donde la curva se desplaza hacia la derecha, como ya se ha explicado previamente en el documento.

Validación del ala

Por otro lado, es necesario validar los resultados correspondientes al ala sin disco actuador. Dicha validación fue realizada en un trabajo anterior a este realizado por Andrea Zauzaga [52]. En este estudio se lleva a cabo la validación comparando los resultados obtenidos con el modelo de turbulencia *Standard Spalart-Allmaras* (también empleado en este trabajo) con datos experimentales obtenidos por M. S. Selig [53][54] y por D. M. Sutton [55], además de resultados obtenidos mediante XFLR5.

De este modo, se obtiene la comparativa presentada en la Figura 5.34. Cabe destacar que el estudio llevado a cabo por Zauzaga se realiza empleando una simulación 2D mientras que las simulaciones realizadas en este documento se hacen en 3D. Sin embargo, como se ha detallado con anterioridad, el caso simulado en CFD representa una porción del ala y, debido a las condiciones de contorno impuestas en los laterales, no existen efectos inducidos en el ala. Esto quiere decir que, eliminando el disco actuador, el dominio estudiado se asemeja a una sucesión infinita de perfiles, donde los fenómenos turbulentos tridimensionales no son lo suficientemente importantes ya que la corriente está muy adherida al cuerpo.

Por tanto, una vez validados los dos modelos por separado queda validado el caso CFD. Sin embargo, una posible mejora de cara al futuro es llevar a cabo la medida experimental del ala con la hélice en una de las posiciones estudiadas para así validar completamente el caso y descartar posibles discrepancias debido a factores como la interferencia entre la hélice y el ala.

Figura 5.34. Comparativa del c_p y c_l con datos experimentales y XFLR5 [52]

Capítulo 6

Conclusiones y trabajos futuros

6.1. Introducción

Tras la realización del estudio teórico y numérico sobre la optimización del RPAS mediante DEP y BLI se procede a recoger todas las conclusiones derivadas del desarrollo de este. De este modo, se podrá formar una idea de si los objetivos propuestos al inicio del documento se han cumplido. Asimismo, se llevará a cabo la propuesta de posibles trabajos a realizar en un futuro, para así mejorar los estudios que se realicen de ahora en adelante.

6.2. Conclusiones

En primer lugar, gracias a la revisión bibliográfica se ha podido determinar que el estudio de la DEP ha experimentado un crecimiento significativo en la última década. De este modo, existe una gran cantidad de información sobre las características de este sistema propulsivo, mediante la cual se ha llevado a cabo un estudio detallado de las ventajas e inconvenientes que presenta en la actualidad.

Por un lado, se han descrito múltiples ventajas, entre las cuales destacan, principalmente, el potencial ahorro de combustible y reducción de emisiones. Esto se consigue gracias a tres fenómenos: el desacoplamiento entre el motor y la hélice, lo cual permite que este opere en un punto del mapa motor con un consume específico bajo; la mejora en la eficiencia aerodinámica, a causa de la disposición estratégica de las hélices, que disminuye la resistencia aerodinámica; y la mejora en el rendimiento propulsivo, debida al aprovechamiento de la BLI.

Otras posibles ventajas son la mejora en la fiabilidad, el potencial uso de la DEP como superficie de control, o la reducción de la huella térmica y sonora, importante en el ámbito militar.

Por otro lado, se ha podido discernir la principal limitación de esta configuración en la actualidad: la baja densidad energética de las baterías. Esto provoca que se utilice solo en aeronaves de pequeño tamaño y normalmente con sistemas de propulsión híbridos. Por tanto, el crecimiento de la DEP está ampliamente vinculado al desarrollo futuro de las baterías.

En cuanto al estudio numérico del caso, se ha logrado llevar a cabo correctamente el modelado del sistema de DEP con la hélice en el borde de salida. Para ello, se ha empleado un modelo de disco actuador con teoría de elemento de pala, para lo cual se ha tenido que estudiar el funcionamiento de dicho modelo, definiendo los numerosos parámetros que requiere el software. Con la posterior validación de los resultados, se concluye que es un modelo válido cuando se requiere definir las características de una hélice.

En lo relativo al estudio paramétrico, se ha estudiado cómo afecta la variación de cada parámetro al rendimiento global de la aeronave, determinando que, desde el punto de vista aerodinámico, la posición de 100r es la más beneficiosa, mientras que, desde el punto de vista global, lo es la 75r. Además, se ha llegado a la conclusión de que es indispensable tener en cuenta un nuevo parámetro en el estudio: el parámetro de avance. En el primer estudio realizado, al no hacerlo, se observa cómo el rendimiento propulsivo en los casos con DEP es muy bajo, de modo que no es rentable en ningún caso aplicar esta configuración.

Ante esta situación, se plantean dos soluciones: cambiar el ángulo de paso colectivo de las hélices o reducir el número de motores. Esta última parece ser la mejor para contemplar en un futuro, ya que es más versátil y sencilla de aplicar.

Por ello, es importante que en futuras investigaciones se tenga en cuenta y se lleve a cabo una estimación inicial para poder ajustar el número de motores, de modo que no surja este problema y el rendimiento propulsivo sea cercano al máximo, obteniendo las mayores prestaciones posibles

Por último, se ha logrado comprobar la viabilidad de la DEP con BLI gracias a la comparativa realizada entre esta y la configuración tradicional con y sin propulsión híbrida. Si bien es cierto que todos los casos producían un ahorro de combustible frente a un sistema de propulsión convencional, no todos lo hacían frente al híbrido. Así pues, se ha concluido que las mejores configuraciones son **H 3cm 75r 5°** (3 centímetros de radio, posición 75r y ángulo de paso colectivo de 5°) y **H 4cm 75r 45%** (4 centímetros de radio, posición 75r y 13 motores), logrando un ahorro de combustible cercano al 21%.

6.3. Trabajos futuros

En este apartado se van a plantear posibles mejoras o estudios relacionados con el presente documento que se pueden realizar en un futuro.

Mejoras

En primer lugar, sería conveniente optimizar la ley de pilotaje. Como se ha comentado en el apartado de metodología, la ley de pilotaje se define como una recta para simplificar el algoritmo. Por ello, una posible mejora es programar el algoritmo para que la ley de pilotaje sea una curva que se optimice todavía más el alcance de la aeronave (Figura 4.8).

Por otro lado, también sería de gran utilidad programar un algoritmo que calcule el número de motores necesarios para obtener un rendimiento propulsivo máximo a partir del parámetro de avance óptimo, de modo que se agilice el cálculo del dominio computacional necesario para un determinado caso.

Además, como se ha comentado, a causa de la situación ocasionada por el COVID-19, no se ha podido realizar un estudio experimental del caso analizado. Por esta razón, la validación de los modelos se ha realizado por separado. Sin embargo, para asegurar de forma completa la validez de los resultados obtenidos mediante CFD, es conveniente reproducir el sistema estudiado y llevar a cabo mediciones en túnel de viento para validar el modelo.

Estudios futuros

Debido al carácter novedoso del estudio realizado, existen múltiples alternativas a estudiar en un futuro. En primer lugar, se han considerado solo tres posiciones de la hélice en el plano vertical. Podría ser una buena idea simular algún caso con la hélice en otras posiciones como, por ejemplo, 50r, y comparar el rendimiento con el caso de 75r.

Por otro lado, también pueden realizarse nuevos estudios paramétricos, como por ejemplo variar la distancia de la hélice al borde de fuga, moviendo la hélice aguas arriba y aguas abajo para estudiar el efecto que tiene sobre el rendimiento. Otros posibles estudios pasan por variar las condiciones de vuelo, es decir, considerar una altitud de vuelo diferente al nivel del mar.

Por último, podría plantearse un estudio similar al realizado cambiando la hélice, ya que la elección de la DA4052 se produjo, principalmente, porque se contaba con datos experimentales de fuentes externas. Sin embargo, si es posible llevar a cabo medidas en túnel de viento, se podría escoger otra hélice más apropiada para el caso estudiado.

Capítulo 7

Presupuesto

7.1. Introducción

En este capítulo se va a llevar a cabo una descripción del coste que ha implicado el desarrollo del estudio presentado en este documento. En este presupuesto se consideran gastos correspondientes al salario de los investigadores, así como de las licencias de *software* empleado, a partir de una estimación del tiempo empleado en cada una de las subactividades llevadas a cabo para realizar este Trabajo de Fin de Grado.

7.2. Costes unitarios

Los costes unitarios hacen referencia a los €/h de cada uno de los programas empleados y al salario del personal involucrado en el desarrollo del proyecto.

Personal

En cuanto al coste relacionado con el personal, se distinguen dos categorías:

- **Profesor Contratado Doctor:** tutor del proyecto. La retribución anual es de 29.476,58 €, con un total de 1800 horas trabajadas, lo cual se corresponde con 16,38 €/h.
- **Ayudante Doctorando:** cotutor del proyecto. La retribución anual es de 13.823,64 €, con un total de 1800 horas trabajadas, lo cual se corresponde con 7.68 €/h.

- **Ingeniero de grado:** autor del trabajo. La retribución total, en el contexto de la Beca de Colaboración del MECD, es de 2000 €, para un total de 550 horas empleadas en el trabajo. Esto conlleva un salario de 3,64 €/h.

Además, se tendrá en cuenta la contribución de la cuota a la Seguridad Social, correspondiente al 32,1% del salario del tutor y el cotutor. El autor del trabajo obtiene ingresos a partir de una beca del MECD, por lo que no se tendrá en cuenta esta contribución.

Licencias

En cuanto a las licencias, cabe destacar que se haya el coste unitario dividiendo el coste de la licencia anual entre las horas totales que tiene un año, es decir, 8760 horas. Se han utilizado varios programas para realizar el trabajo cuyos costes son:

- **Microsoft Office:** el coste anual de una licencia Microsoft 365 Personal es de 69 €, lo cual se traduce en 0,01 €/h.
- **STAR-CCM+:** el coste para la universidad es de 18.000 € para 300.000 horas de licencias, lo cual se corresponde a 0,06 €/h.
- **Matlab:** el coste anual de la licencia para el ámbito universitario es de 250 €, lo cual establece un coste de 0,03 €/h.
- **XFLR5:** software libre.
- **Python:** software libre

Electricidad

El coste de la electricidad para la estimación del gasto eléctrico se establece en 0,1 €/kWh, con un impuesto eléctrico de un 5,11 %.

Otros costes

En el desarrollo del presente trabajo se ha utilizado el clúster de cálculo de la Universitat Politècnica de València para agilizar el cálculo de las simulaciones. El coste derivado de las horas de cálculo debe ser contabilizado también.

- **Rígel:** clúster de cálculo de la UPV. El coste, dato proporcionado por la propia universidad, es de 0,16 €/h.

7.3. Desglose de costes

Una vez se conocen los costes unitarios, se describe el coste para cada subactividad del trabajo llevado a cabo. A partir de una estimación de las horas empleadas en cada parte y de dichos costes unitarios se halla el coste de cada parte.

Licencias

En este apartado se cuentan los gastos relativos al uso de los programas informáticos relacionados con la obtención de los resultados y el desarrollo de los documentos relacionados con el trabajo.

En la Tabla 7.1 se puede observar el desglose de cada programa. Cabe destacar que no se muestran los programas gratuitos, y además se contabiliza en este apartado el coste relacionado con el cálculo en Rígel.

Coste licencias y cálculo			
Concepto	Coste unitario (€/h)	Tiempo empleado (h)	Coste total (€)
STAR-CCM+	0.06 €	1600	96.00 €
Matlab	0.03 €	150	4.28 €
Word	0.01 €	110	0.87 €
Power Point	0.01 €	40	0.32 €
Excel	0.01 €	20	0.16 €
Rígel	0.16 €	1300	208.00 €
TOTAL			309.62 €

Tabla 7.1. Costes relacionados con los programas informáticos y los cálculos

En las horas correspondientes a STAR-CCM se contabilizan tanto aquellas relacionadas con cálculo de soluciones (Rígel) como aquellas vinculadas a la configuración de los casos y postprocesado de los resultados. Se ha estimado a partir del uso de una licencia de unas 1200 horas y unas 400 horas de otra.

En cuanto a Matlab, se contabilizan horas utilizadas para lanzar macros de STAR-CCM+, relacionadas con creación de casos y obtención de resultados, además de representación de las gráficas que se presentan en el documento.

Por último, en Word se contabilizan las horas relacionadas con la redacción, en Excel las de creación de tablas y cálculos rápidos, y en Power Point las de la realización de la presentación utilizada para la defensa del trabajo.

Personal

En este apartado se contabilizan los costes relacionados con los salarios de los trabajadores que han estado involucrados en la realización de este documento, estimando las horas trabajadas por ellos. En la Tabla 7.2 se pueden observar dichos costes, donde también se ha tenido en cuenta el gasto de la Seguridad Social.

En cuanto al tutor y cotutor, las horas estimadas se corresponden con planteamiento del trabajo, desarrollo de los diferentes *scripts* empleados para el cálculo de los resultados, reuniones y revisiones del documento.

Por otro lado, en cuanto al autor de este documento, se lleva a cabo el siguiente desglose aproximado: 60 horas de planteamiento del trabajo y revisión bibliográfica; 180 horas de configuración de *scripts* y obtención de resultados; 140 horas de postprocesado de los resultados, análisis y obtención de gráficas y valores numéricos; 110 horas de redacción y revisión del presente documento; 40 horas de creación y revisión de la presentación y práctica de la defensa del trabajo; 20 horas de reuniones con tutor y cotutor.

Coste personal			
Concepto	Coste unitario (€/h)	Tiempo empleado (h)	Coste total (€)
Ingeniero de grado	3.64 €	550	2,000.00 €
Profesor Contratado Doctor	16.38 €	50	818.79 €
Cotutor	7.68 €	70	537.59 €
TOTAL			3,791.78 €

Tabla 7.2. Costes relacionados con el personal

Transporte

El coste relativo al transporte no se contabiliza, ya que en el contexto de realización del trabajo se han cursado los correspondientes estudios universitarios, por lo que el gasto en transporte se hubiera llevado a cabo igualmente. Además, las reuniones llevadas a cabo han sido telemáticas durante la última fase del proyecto debido a la situación de confinamiento por el COVID-19.

Electricidad

En cuanto a la electricidad, se muestra en la Tabla 7.3 el desglose correspondiente al gasto eléctrico, teniendo en cuenta el precio e impuesto de electricidad mencionados anteriormente.

Gasto eléctrico			
Concepto	Gasto unitario (W/h)	Gasto total (kWh)	Coste total (€)
Ordenador portátil	100	50	5.25 €
Calefacción	900	180	18.90 €
Luz	50	10	1.05 €
TOTAL			25.20 €

Tabla 7.3. Costes relacionados con el gasto eléctrico

Material

En cuanto al material, se consideran gastos relacionados con material de oficina y el coste de amortización del equipo informático empleado para la realización del trabajo. En cuanto al modelo, se trata de un ordenador portátil *Lenovo ideapad 330*, con un precio

de compra de 600 €. Se considera un tiempo de amortización de 5 años, por lo que el coste correspondiente al tiempo de realización del trabajo es de 80 €. Los datos se presentan en la Tabla 7.4.

Gasto Material	
Concepto	Coste total (€)
Amortización ordenador	80.00 €
Material oficina	10.00 €
TOTAL	90.00 €

Tabla 7.4. Costes relacionados con el material empleado

7.4. Coste total

Por último, en la Tabla 7.5 se muestra la suma de todos los costes asociados a la realización del Trabajo de Fin de Grado. Se añaden los costes indirectos, que se consideran de un 30% respecto a los costes directos. A la suma de todos los costes presentados anteriormente se le añade el IVA, correspondiente a un 21%. En la Figura 7.1 se presenta un diagrama de sectores con el desglose de los costes, donde los gastos generales son los relacionados con la electricidad, el material y las licencias.

Coste total	
Concepto	Coste (€)
Licencias	309.62 €
Personal	3,791.78 €
Electricidad	25.20 €
Material	90.00 €
Costes indirectos	1,264.98 €
TOTAL	6,632.71 €

Tabla 7.5. Coste total del proyecto

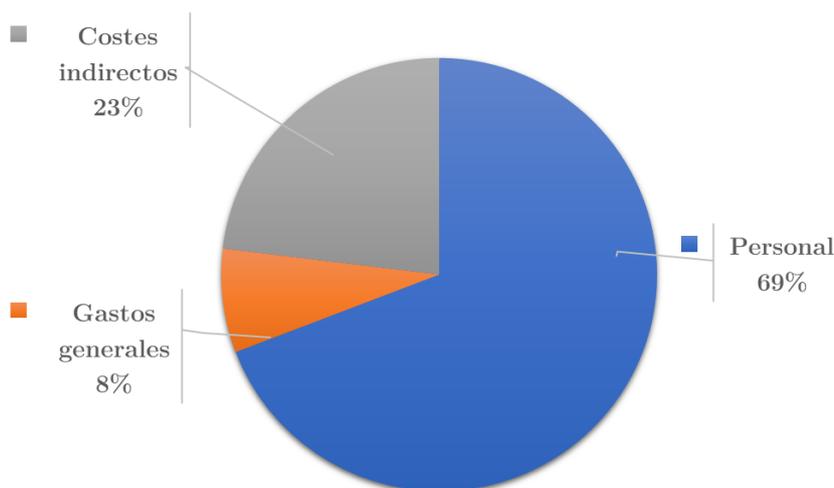


Figura 7.1. Diagrama de sectores de los costes totales del proyecto

7.5. Beneficio comercial

En cuanto al beneficio obtenido por la realización del Trabajo de Fin de Grado, en la industria aeronáutica se puede asumir de, aproximadamente, un 10% del coste total. Pese a que una correcta estimación de este se debería realizar con un estudio de mercado, se considera que dicho valor es representativo en el sector.

De este modo, en la Tabla 7.6 se presenta el beneficio comercial que se estima producto del estudio realizado. Además, también se muestra el coste total teniendo en cuenta el impuesto de sociedades, correspondiente a un 25% del beneficio neto.

Coste total y beneficio	
Concepto	Importe (€)
Beneficio comercial	663.27 €
Coste total	6,798.53 €

Tabla 7.6. Coste total y beneficio comercial del trabajo realizado

Capítulo 8

Pliego de condiciones

8.1. Introducción

En el presente apartado se detallan y explican los anexos relacionados con la normativa vigente respecto a las ordenanzas de seguridad, higiene y salud aplicadas durante el desarrollo de este proyecto.

Dichas ordenanzas se basan en el Real Decreto 486/1997, de 14 de abril, por el que se establecen las disposiciones mínimas de seguridad y salud en los lugares de trabajo, que garantiza el cumplimiento de la Ley 31/1995, de 8 de noviembre, de Prevención de Riesgos Laborales.

Las condiciones de trabajo se deben cumplir en los dos lugares donde se realiza el trabajo, tanto en el edificio CMT – Motores Térmicos, como en el domicilio particular del autor del documento.

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

El Anexo I se refiere a las condiciones que se deben cumplir en el lugar de trabajo. Este anexo se divide en diferentes apartados:

- **Apartado 1:** se refiere a la seguridad estructural. Establece que los edificios deberán poseer estructura y solidez apropiadas a su tipo de uso, además de un sistema de armado que garantice la estabilidad de estos. Los lugares de trabajo cumplen este requisito.
- **Apartado 2:** se refiere a los espacios de trabajo y zonas peligrosas. Establece las dimensiones mínimas de los locales de trabajo, además de la separación entre elementos materiales, que garanticen en todo momento la seguridad de los trabajadores. Por otro lado, las zonas donde exista riesgo

de caída o peligro se deberán señalar Los lugares de trabajo cumplen este requisito.

- **Apartado 3:** se refiere a los suelos, aberturas y desniveles, y barandillas. Los suelos deben ser fijos y estables, las aberturas o desniveles peligrosos deben estar protegidos con barandillas rígidas. Los lugares de trabajo cumplen este requisito.
- **Apartado 4:** se refiere a los tabiques, ventanas y vanos. Establece que los tabiques transparentes o acristalados deben estar correctamente señalizados y fabricados con materiales seguros. Se deben poder realizar las operaciones de apertura, cierre o limpieza con seguridad. Los lugares de trabajo cumplen este requisito.
- **Apartado 5:** se refiere a las vías de circulación. Tanto las exteriores como las interiores deberán poder utilizarse con seguridad y de forma fácil. Además, establece tamaños mínimos para estas vías de circulación. Los lugares de trabajo cumplen este requisito.
- **Apartado 6:** se refiere a las puertas y portones. Establece normas de seguridad para las puertas, tales como sistemas de seguridad que impidan caídas que pongan en riesgo la seguridad, o sistemas de reducción de riesgo en caso de rotura. Los lugares de trabajo cumplen este requisito.
- **Apartados 7, 8 y 9:** se refieren a las rampas, escaleras fijas y de servicio, escalas fijas y escaleras de mano. Impone unas dimensiones mínimas obligatorias para estos elementos. Los lugares de trabajo cumplen estos requisitos.
- **Apartado 10:** se refiere a las vías y salidas de evacuación. Se mencionan medidas respecto a las dimensiones y número de estas en el edificio, además de la posibilidad de apertura de dichas salida sen caso de emergencia. Los lugares de trabajo cumplen este requisito.
- **Apartados 11 y 12:** se refieren a la protección contra incendios y la instalación eléctrica. Establece que los edificios deberán poseer los equipos necesarios que garanticen poder combatir incendios, además de la accesibilidad de dichos equipos en el edificio. Por otor lado, la instalación eléctrica no deberá tener riesgo de incendio o explosión. Los lugares de trabajo cumplen estos requisitos.
- **Apartados 12 y 13:** se refiere a la instalación eléctrica y a minusválidos. El edificio debe estar acondicionado para el uso de personas minusválidas. Los lugares de trabajo cumplen este requisito.

8.3. Anexo II: Orden, limpieza y mantenimiento

En este Anexo se mencionan, en primer lugar, requerimientos en cuanto a la inexistencia de obstáculos en las vías de circulación. Además, se establecen condiciones mínimas de limpieza de los lugares de trabajo y dichas tareas no deben entrañar riesgo para los trabajadores. Por otro lado, se establece la necesidad de llevar a cabo tareas de mantenimiento en el edificio que garanticen la seguridad y salud de los trabajadores. Los lugares de trabajo cumplen este requisito.

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

En este Anexo se establece que las condiciones ambientales no deben suponer riesgo para la seguridad, así como, en la medida de lo posible, no constituir fuente de incomodidad en los trabajadores. Además, se establecen condiciones en cuanto a temperatura, humedad relativa y velocidad del aire. Por ello, el sistema de ventilación del edificio deberá garantizar la efectiva renovación del aire del local. Los lugares de trabajo cumplen este requisito.

8.5. Anexo IV: Iluminación de los lugares de trabajo

Establece unas condiciones mínimas de iluminación con la finalidad de garantizar la seguridad y salud de los trabajadores. Se exigen unos niveles mínimos de iluminación de las zonas de trabajo, priorizando siempre la iluminación natural. La distribución de la luz deberá ser adecuada y se deberán evitar los deslumbramientos indirectos producidos por superficies reflectantes. Puede ser necesario un alumbrado de emergencia de evacuación y seguridad. Los lugares de trabajo cumplen este requisito.

8.6. Anexo V: Servicios higiénicos y locales de descanso

Los lugares de trabajo deberán contar con agua potable. Se establecen unos requisitos mínimos para vestuarios, duchas, lavabos y retretes. Será necesario disponer de un local de descanso con fácil acceso cuando la seguridad o salud de los trabajadores así lo exija. Si se realizan trabajos al aire libre lejos del lugar de residencia de los trabajadores se deberá disponer de locales adecuados destinados a dormitorios y comedores. Los lugares de trabajo cumplen este requisito.

8.7. Anexo VI: Material y locales de primeros auxilios

Se deberá contar con material para primeros auxilios en caso de accidente, siendo este adecuado en cuanto a cantidad y características, de acuerdo con el número de trabajadores y a los riesgos a los que están expuestos. Dicho material deberá ser revisado periódicamente. Establece elementos mínimos que se deben poseer si se cumplen unos ciertos requisitos en cuanto a número de trabajadores. Los lugares de trabajo cumplen este requisito.

8.8. Sobre el impacto de la huella de carbono

La realización de este proyecto produce un impacto sobre el medioambiente. La huella de carbono es una medida de dicho impacto que se lleva a cabo a causa de la realización de una actividad por parte de un individuo u organización, en este caso debido a la realización del Trabajo de Fin de Grado. Se mide en toneladas de CO₂ y se halla una equivalencia entre este y los GHG.

Para la estimación se utilizarán datos relativos al consumo eléctrico y amortización de los dispositivos informáticos que se presentan en el capítulo anterior (Tabla 7.3). Para el cálculo de la huella de carbono se utiliza una calculadora denominada *Carbon Footprint*.

En la Tabla 8.1 se presentan los datos relativos al impacto medioambiental. Se puede observar cómo la huella de carbono producida es de 0,14 toneladas de CO₂. Aún siendo reducida porque no se ha considerado el transporte, sirve para remarcar que se ha tenido un impacto sobre el medioambiente, hecho obviado en numerosas ocasiones pero que tiene una gran importancia.

Huella de carbono	
Concepto	CO ₂ (t)
Electricidad	0.07
Amortización dispositivos	0.07
TOTAL	0.14

Tabla 8.1. Huella de carbono producida a causa de la realización del TFG

Bibliografía

- [1] Wright Brothers Aeroplane Company, “1903 WRIGHT ENGINE,” *1903 Wright Engine*, 1999. http://www.wright-brothers.org/Information_Desk/Just_the_Facts/Engines_&_Props/1903_Engine.htm (accessed Jun. 23, 2020).
- [2] “NASA Aeronautics Strategic Implementation Plan 2017 Update,” 2017.
- [3] L. Teperin, “Investigation on Boundary Layer Ingestion Propulsion for UAVs,” *Int. Micro Air Veh. Conf. Flight Compet.*, no. August, pp. 293–300, 2017.
- [4] W. J. Fredericks, M. D. Moore, and R. C. Busan, “Benefits of hybrid-electric propulsion to achieve 4x increase in cruise efficiency for a VTOL aircraft,” 2013, doi: 10.2514/6.2013-4324.
- [5] “NASA Armstrong Fact Sheet: NASA X-57 Maxwell | NASA.” <https://www.nasa.gov/centers/armstrong/news/FactSheets/FS-109.html> (accessed Jun. 23, 2020).
- [6] Lilium, “Introducing the Lilium Jet,” 2020. <https://lilium.com/the-jet> (accessed Jul. 02, 2020).
- [7] H. Kim, J. Berton, and S. Jones, “Low Noise Cruise Efficient Short Take-Off and Landing Transport Vehicle Study,” Sep. 2006, doi: 10.2514/6.2006-7738.
- [8] J. L. Felder, H. D. Kim, and G. V. Brown, “Turboelectric distributed propulsion engine cycle analysis for hybrid-wing-body aircraft,” Jan. 2009, doi: 10.2514/6.2009-1132.
- [9] A. P. Plas *et al.*, “Performance of a Boundary Layer Ingesting (BLI) Propulsion System AIAA 2007-450.”
- [10] I. Capellán-Pérez, M. Mediavilla, C. de Castro, Ó. Carpintero, and L. J. Miguel, “Fossil fuel depletion and socio-economic scenarios: An integrated approach,” *Energy*, vol. 77, pp. 641–666, Dec. 2014, doi: 10.1016/j.energy.2014.09.063.
- [11] S. Shafiee and E. Topal, “When will fossil fuel reserves be diminished?,” *Energy Policy*, vol. 37, no. 1, pp. 181–189, Jan. 2009, doi: 10.1016/j.enpol.2008.08.016.

- [12] P. M. Vitousek, “Beyond global warming: Ecology and global change,” *Ecology*, vol. 75, no. 7, pp. 1861–1876, Oct. 1994, doi: 10.2307/1941591.
- [13] D. R. Trawick, D. A. E. Moroniti, and D. Mavris, “Development of series hybrid propulsion system for unmanned aerial vehicles,” Jul. 2015, doi: 10.2514/6.2015-4168.
- [14] C. Friedrich and P. A. Robertson, “Hybrid-electric propulsion for aircraft,” in *Journal of Aircraft*, Jan. 2015, vol. 52, no. 1, pp. 176–189, doi: 10.2514/1.C032660.
- [15] J. K. Ausserer and F. G. Harmon, “Integration, validation, and testing of a hybrid-electric propulsion system for a small remotely-piloted aircraft,” 2012, doi: 10.2514/6.2012-4239.
- [16] J. P. S. Pinto Leite and M. Voskuil, “Optimal energy management for hybrid-electric aircraft,” *Aircr. Eng. Aerosp. Technol.*, vol. 92, no. 6, pp. 851–861, May 2020, doi: 10.1108/AEAT-03-2019-0046.
- [17] K. Rouser, N. Lucido, M. Durkee, A. Bellcock, and T. Zimbelman, “Development of turboelectric propulsion and power for small unmanned aircraft,” 2018, doi: 10.2514/6.2018-4618.
- [18] “DIAMOND DA-36 E-Star - SKYbrary Aviation Safety.” <https://www.aviationsafetywiki.org/index.php/DA36> (accessed Jun. 23, 2020).
- [19] “NASA - The EcoEagle.” https://www.nasa.gov/offices/oct/early_stage_innovation/centennial_challenges/general_aviation/erau-1.html (accessed Jul. 02, 2020).
- [20] I. H. Mengistu, “A Small internal combustion engine testing for a hybrid-electric remotely-piloted aircraft,” 2011.
- [21] C. Kim, E. Namgoong, S. Lee, T. Kim, and H. Kim, “Fuel economy optimization for parallel hybrid vehicles with CVT,” in *SAE Technical Papers*, 1999, vol. 108, pp. 2161–2167, doi: 10.4271/1999-01-1148.
- [22] “Principios de vuelo. Descripción de un perfil - AlgunasCosas.” <https://algunascosas.com/principios-de-vuelo-descripcion-de-un-perfil/> (accessed Jun. 23, 2020).
- [23] “FLUJO LAMINAR Y TURBULENTO | TECNOINDUSTRIA.” <https://www.aerodinamicaf1.com/2019/10/flujo-laminar-y-turbulento/> (accessed Jun. 23, 2020).
- [24] “8 Fuerzas que actúan sobre un perfil aerodinámico [5]. | Download Scientific Diagram.” https://www.researchgate.net/figure/Figura-18-Fuerzas-que-actuan-sobre-un-perfil-aerodinamico-5_fig4_318511756 (accessed Jun. 23, 2020).
- [25] X. M. Margot and P. Quintero Igeño, *Apuntes de Aerodinámica, Grado en Ingeniería Aeroespacial, Departamento de Máquinas y Motores Térmicos, Universitat Politècnica de València*. 2018.

- [26] L. M. García-Cuevas González and M. Carreres Talens, *Apuntes de Tecnología Aeroespacial, Grado en Ingeniería Aeroespacial, Departamento de Máquinas y Motores Térmicos, Universitat Politècnica de València*. 2017.
- [27] “Fuerzas que actúan en vuelo.” https://www.manualvuelo.es/1pbav/13_fuerz.html (accessed Jun. 23, 2020).
- [28] P. Martí Gómez-Aldaraví and R. Navarro García, *Apuntes de Ampliación de Mecánica de Fluidos, Grado en Ingeniería Aeroespacial, Departamento de Máquinas y Motores Térmicos, Universitat Politècnica de València*. 2018.
- [29] “3. Turbulence.” <https://www.fp7-restarts.eu/index.php/home/root/state-of-the-art/objectives/2012-02-15-11-58-37/72-book-video/environmental-aspects-of-the-air-transport/133-3-turbulences.html> (accessed Jun. 23, 2020).
- [30] H. D. Kim, A. T. Perry, and P. J. Ansell, “A Review of Distributed Electric Propulsion Concepts for Air Vehicle Technology,” Nov. 2018, doi: 10.2514/6.2018-4998.
- [31] M. Ferebee and K. Antcliff, “X-57 Maxwell | SACD.” <https://sacd.larc.nasa.gov/x57maxwell/> (accessed Jun. 23, 2020).
- [32] D. Etherington, “Airbus’ Vahana VTOL project asks what vehicle makes for the best self-flying taxi,” *TechCrunch; New York*, 2016.
- [33] “Aurora Wins Darpa Contract to Build Novel Drone Demonstrator | Defense News: Aviation International News.” <https://www.ainonline.com/aviation-news/defense/2016-03-06/aurora-wins-darpa-contract-build-novel-drone-demonstrator> (accessed Jun. 23, 2020).
- [34] “The taxi of the future - Dispatch Weekly.” <https://dispatchweekly.com/2017/09/the-taxi-of-the-future/> (accessed Jun. 23, 2020).
- [35] A. M. Stoll, J. Ben Bevirt, M. D. Moore, W. J. Fredericks, and N. K. Borer, “Drag reduction through distributed electric propulsion,” 2014, doi: 10.2514/6.2014-2851.
- [36] T. (NASA) Benson, “Gimbaled Thrust,” *Nasa*, no. February 2014, 2014.
- [37] L. W. Hardin, G. Tillman, O. P. Sharma, J. Berton, and D. J. Arend, “Aircraft system study of boundary layer ingesting propulsion,” 2012, doi: 10.2514/6.2012-3993.
- [38] N. Budziszewski and J. Friedrichs, “Modelling of a boundary layer ingesting propulsor,” *Energies*, vol. 11, no. 4, p. 708, Mar. 2018, doi: 10.3390/en11040708.
- [39] M. Drela and T. J. Kohler, “Power balance in aerodynamic flows,” *AIAA J.*, vol. 47, no. 7, pp. 1761–1771, Jul. 2009, doi: 10.2514/1.42409.
- [40] L. H. Smith, “Wake ingestion propulsion benefit,” *J. Propuls. Power*, vol. 9, no. 1, pp. 74–82, May 1993, doi: 10.2514/3.11487.

- [41] BOE, “Real Decreto 1036/2017, de 15 de diciembre, por el que se regula la utilización civil de las aeronaves pilotadas por control remoto.” p. 47995, 2017, doi: BOE-A-2012-5403.
- [42] UAV Factory, “UAV Factory – Unmanned Platforms and Subsystems - Penguin C,” 2017. <https://www.uavfactory.com/product/74> (accessed Jun. 23, 2020).
- [43] F. G. Harmon, A. A. Frank, and J. J. Chattot, “Conceptual design and simulation of a small hybrid-electric unmanned aerial vehicle,” *J. Aircr.*, vol. 43, no. 5, pp. 1490–1498, Sep. 2006, doi: 10.2514/1.15816.
- [44] T. A. Rotramel, “AFIT Scholar Theses and Dissertations Student Graduate Works Optimization of Hybrid-Electric Propulsion Systems for Small Remotely-Piloted Aircraft,” 2011.
- [45] “Honda Engines | Small Engine Model Information.” <http://www.honda-engines-eu.com/es/web/eec-public-site/engine-model-details?e=30> (accessed Jun. 23, 2020).
- [46] R. W. Deters, “UIUC PDB - Vol 2,” *m-selig.ae.illinois.edu*, 2015. <https://m-selig.ae.illinois.edu/props/volume-2/propDB-volume-2.html#DA4052> (accessed Jun. 23, 2020).
- [47] R. W. Deters, G. K. Ananda, and M. S. Selig, “Reynolds number effects on the performance of small-scale propellers,” 2014, doi: 10.2514/6.2014-2151.
- [48] NASA, “Examining Spatial (Grid) Convergence.” pp. 1–10, 2008, doi: 10.1016/j.jcrysgro.2010.11.035.
- [49] O. Gur and A. Rosen, “Comparison between blade-element models of propellers,” *Aeronaut. J.*, vol. 112, no. 1138, pp. 689–704, 2008, doi: 10.1017/S0001924000002669.
- [50] B. W. Robert, “Performance and Slipstream Characteristics of Small-Scale Propellers at Low at low Reynolds Numbers,” 2014.
- [51] “RPM Limits | APC Propellers.” <https://www.apcprop.com/technical-information/rpm-limits/> (accessed Sep. 13, 2020).
- [52] A. Andrea Zuazaga Calvo Tutor Luis Miguel García-Cuevas González, “Trabajo Fin de Grado Sobre las actuaciones aerodinámicas del perfil SD7003 a bajo número de Reynolds.”
- [53] Selig, Donovan, and Fraser, *Airfoils at Low Speeds*. 1989.
- [54] C. A. Lyon, A. P. Broeren, P. Giguere, A. Gopalarathnam, and M. S. Selig, *Summary of low-speed airfoil data, Vol. 3*, vol. 3. 1998.
- [55] L. R. Numbers, D. M. Sutton, and D. M. Sutton, “Experimental Characterization of the Effects of Freestream Turbulence Intensity on the SD7003 Airfoil at by,” 2015.

