



UNIVERSITAT
POLITÈCNICA
DE VALÈNCIA



TRABAJO FINAL DE MÁSTER
MÁSTER UNIVERSITARIO EN INGENIERÍA AERONÁUTICA



ESTUDIO NUMÉRICO DE ALA COMPLETA EN RPAS
CON PROPULSIÓN ELÉCTRICA DISTRIBUIDA E
INGESTIÓN DE CAPA LÍMITE

AUTOR:
David Galán Torán

TUTOR:
Dr. Luis Miguel García-Cuevas González

COTUTOR:
Pau Varela Martínez

UNIVERSITAT POLITÈCNICA DE VALÈNCIA
ESCUELA TÉCNICA SUPERIOR DE INGENIERÍA DEL DISEÑO
INSTITUTO UNIVERSITARIO CMT - MOTORES TÉRMICOS

Valencia, Septiembre de 2021

Resumen

El presente trabajo busca analizar los posibles beneficios potenciales de emplear distintas configuraciones como la propulsión eléctrica distribuida combinada con la ingestión de capa límite que se aprovechen de la interacción propulsión-ala. En este documento, se expone la base teórica, la metodología y los resultados obtenidos al realizar un estudio numérico mediante CFD de un ala completa en RPAS donde se pretende hallar la configuración óptima de motores eléctricos situados en el borde de salida. Posteriormente, estos resultados se utilizarán para simular una misión de rango determinado de un RPAS de ala fija de hasta 25kg con el fin de estudiar si estas configuraciones no convencionales permiten un ahorro de combustible y una reducción de emisiones.

Abstract

The present work seeks to analyze the possible potential benefits of employing different configurations such as distributed electric propulsion combined with boundary layer ingestion that take advantage of the propulsion-wing interaction. This paper explains the theoretical basis and methodology carried out and presents the results obtained by performing a CFD numerical study of a full wing in RPAS where the optimal configuration of electric motors located at the trailing edge is intended to be found. Subsequently, these results will be used to simulate a given range mission of a fixed wing RPAS of mass up to 25kg in order to study if these non-conventional configurations allow fuel savings and emissions reduction.

Índice general

Resumen	I
Abstract	II
Índice	III
Índice de figuras	VI
Índice de tablas	IX
1. Introducción	1
1.1. Antecedentes	1
1.2. Objetivos	2
1.3. Estructura del trabajo	3
2. Marco teórico	4
2.1. Aerodinámica de un perfil a bajo número de Reynolds	4
2.1.1. Perfil aerodinámico	4
2.1.2. Flujo a bajo Reynolds	8
2.1.3. Capa límite	10
2.2. Hibridación	14
2.2.1. Hibridación en paralelo	15
2.2.2. Hibridación en serie	16
2.3. Propulsión eléctrica distribuida	17
2.4. Ingestión de capa límite	19

3. Diseño escogido	21
3.1. Tipo de aeronave	21
3.2. Planta propulsora	22
3.3. Hélice	22
3.4. Ala	24
4. Metodología	25
4.1. Simulación CFD	25
4.1.1. Geometría y dominio	26
4.1.2. Mallado	28
4.1.3. Modelos físicos	33
4.1.4. Condiciones de contorno	35
4.1.5. Criterios de convergencia	37
4.1.6. Post-procesado	38
4.2. Optimización Misión	39
5. Resultados	42
5.1. Optimización de misión	42
5.1.1. Consumo específico	43
5.1.2. Velocidad de vuelo	45
5.1.3. Eficiencia aerodinámica	47
5.1.4. Rendimiento propulsivo	49
5.1.5. Rendimiento global	50
5.1.6. Emisiones	53
5.2. Análisis de CFD	53
5.2.1. Ángulo de ataque	53
5.2.2. Número de Reynolds	57
5.2.3. Número de discos	59
6. Validación de resultados	67

ÍNDICE GENERAL

6.1. Modelo de disco actuador	67
7. Conclusiones y trabajo futuros	69
8. Presupuesto	71
8.1. Coste de licencias	71
8.2. Coste de <i>hardware</i>	71
8.3. Coste de personal	72
8.4. Presupuesto total	72
9. Pliego de condiciones	74
9.1. Anexo I: Condiciones generales de seguridad en los lugares de trabajo	74
9.2. Anexo II: Orden, limpieza y mantenimiento	76
9.3. Anexo III: Condiciones ambientales de los lugares de trabajo	76
9.4. Anexo IV: Iluminación de los lugares de trabajo	76
9.5. Anexo V: Servicios higiénicos y locales de descanso	76
9.6. Anexo VI: Material y locales de primeros auxilios	77
Bibliografía	78

Índice de figuras

1.1. Geometría de estudio y mallado en [30].	2
2.1. Geometría de un perfil aerodinámico [30].	5
2.2. Distribución de presión sobre un perfil [3].	6
2.3. Distribución de C_P sobre un perfil NACA0012 con un ángulo de ataque de 9° [4].	7
2.4. Fuerzas actuando sobre un avión [5].	8
2.5. Perfil de una capa límite [16].	11
2.6. Desarrollo de una capa límite sobre una superficie plana [18]	12
2.7. Mecanismo de separación de la capa límite sobre el extradós de un perfil alar [19].	13
2.8. Mecanismo de entrada en pérdida de un perfil [21].	14
2.9. Esquema hibridación en paralelo [11]	16
2.10. Esquema hibridación en serie [11]	17
2.11. X-57 Maxwell de NASA [13].	18
2.12. Liliuem Jet [15].	18
2.13. BLI mediante configuración integrada [22]	19
2.14. Potencia necesaria para conseguir un empuje dado en función de la velocidad de entrada [23].	20
3.1. UAV Factory Penguin C UAS [25]	21
3.2. Motor Honda GX35 [26]	22
3.3. Perfil aerodinámico SDA1045 [28].	23
3.4. Perfil aerodinámico SDA1075 [28].	23

ÍNDICE DE FIGURAS

3.5. Perfil aerodinámico SDA1100 [28]	24
4.1. Geometría para 6 Hélices	26
4.2. Condiciones de contorno críticas para la independencia de dominio.	27
4.3. Malla sobre la superficie del ala y los discos actuadores.	30
4.4. Malla en la zona de la estela.	30
4.5. Valores de y^+ sobre la superficie del ala.	31
4.6. Resultados de la independencia de malla para la eficiencia aerodinámica.	32
4.7. Resultados de la independencia de malla para la velocidad de giro de la hélice.	32
4.8. Condiciones de <i>Velocity Inlet</i>	35
4.9. Condiciones de <i>Pressure Outlet</i>	36
4.10. Condiciones de <i>Wall</i>	36
4.11. Condiciones de <i>Symmetry Plane</i>	37
4.12. Valor del C_L durante una simulación.	38
4.13. Residuales durante un simulación.	38
5.1. Operación sobre mapa motor en el caso base.	43
5.2. Operación sobre mapa motor en los casos híbridos con y sin DEP.	44
5.3. Consumo específico a lo largo de la misión.	45
5.4. Velocidad de vuelo a la largo de la misión.	46
5.5. Velocidad de vuelo en función de la masa de la aeronave.	46
5.6. Tiempo de vuelo de la misión.	47
5.7. Eficiencia aerodinámica a lo largo de la misión.	47
5.8. Coeficiente de sustentación a lo largo de la misión.	48
5.9. Coeficiente de resistencia a lo largo de la misión.	48
5.10. Rendimiento propulsivo a lo largo de la misión.	49
5.11. Parámetro de avance a lo largo de la misión.	50
5.12. Rendimiento propulsivo en función del parámetro de avance.	50
5.13. Rendimiento global a lo largo de la misión.	51

ÍNDICE DE FIGURAS

5.14. Consumo instantánea de combustible a lo largo de la misión.	52
5.15. Rendimiento global utilizando el consumo por unidad de tiempo a lo largo de la misión.	52
5.16. Emisión instantánea de CO_2 a lo largo de la misión.	53
5.17. Coeficiente de presión en el borde de ataque para el caso de $Re = 500.000$ y 6 motores para distintos número de ángulo ataque.	54
5.18. Coeficiente de sustentación.	54
5.19. Velocidad para el caso de $Re = 500.000$ y 6 motores para distintos número de ángulo ataque.	55
5.20. Velocidad en el borde de salida para el caso de $Re = 500.000$ y 6 motores para distintos de ángulo ataque.	56
5.21. Coeficiente de resistencia.	56
5.22. Coeficiente de presión para el caso de $Re = 500.000$ y 6 motores para distintos número de ángulo ataque.	57
5.23. Velocidad en el borde de salida para el caso de $AoA = 3^\circ$ y 6 motores para distinto número de Reynolds.	58
5.24. Coeficiente de presión para un corte del perfil centrado en un disco actuador.	59
5.25. Detalle del coeficiente de presión en el borde de salida para un corte del perfil centrado en un disco actuador.	60
5.26. Coeficiente de sustentación para los distintos casos.	60
5.27. Escena del coeficiente de presión sobre el extradós para los distintos casos.	62
5.28. Coeficiente de fricción para un corte del perfil centrado en un disco actuador.	63
5.29. Detalle del coeficiente de fricción en el borde de salida para un corte del perfil centrado en un disco actuador.	63
5.30. Coeficiente de resistencia para los distintos casos.	64
5.31. Escena del coeficiente de fricción sobre el extradós para los distintos casos.	65
5.32. Eficiencia aerodinámica para los distintos casos.	66
6.1. Rendimiento propulsivo experimental y el obtenido mediante el modelo de disco actuador.	68

Índice de tablas

2.1. Comparativa de Reynolds de vuelo en una aeronave de pasajeros tipo y en un RPAS.	10
3.1. Especificaciones del motor Honda GX35 [26]	22
3.2. DA4052 - Parámetros geométricos [27]	23
3.3. SD7003 - Parámetros geométricos	24
4.1. Casos de estudio.	26
4.2. Resultados para el estudio de independencia con la distancia a la condición de contorno trasera.	28
4.3. Resultados para el estudio de independencia con la distancia a la condición de contorno lateral.	28
4.4. Principales parámetros del mallado.	29
4.5. Parámetros para el mallado prismático en la zona de la capa límite.	31
4.6. Resultados para la independencia de malla.	32
4.7. Propiedades del aire a nivel del mar.	33
5.1. Consumo de combustible y emisiones totales para los distintos caso.	42
5.2. Resultados para distinto valor de número de Reynolds.	57
5.3. Resultados para las distintas configuraciones con $AoA = 3^\circ$ y $Re = 500.000$	66
6.1. Comparativa de resultados obtenidos con la malla original y una malla refinada.	68
8.1. Coste de licencias	71
8.2. Coste de <i>hardware</i>	72

ÍNDICE DE TABLAS

8.3. Coste por hora de personal.	72
8.4. Coste de personal.	72
8.5. Coste total del proyecto.	73

Capítulo 1

Introducción

Uno de los principales retos del ser humano, ya en el presente pero también en el medio y largo plazo, es hacer frente a los problemas medioambientales derivados del uso de combustibles fósiles. En este contexto, las emisiones provocadas por el sector de la aviación representan el 2,5 % de las emisiones de gases de efecto invernadero producidas por actividad del ser humano y, pese a que en muchos otros sectores se espera una reducción de emisiones, en el sector de la aviación se espera que para 2050 este valor haya aumentado en un 300 % [1]. Además, si se compara la aviación con otros medios de transporte, la primera es con diferencia la que mayor CO_2 por kilómetro y pasajero emite. Estas razones, sumadas al posible agotamiento de reservas de combustibles fósiles a medio a largo plazo, ha motivado la búsqueda de un sistema propulsivo más eficiente.

Una de las opciones que más fuerza ha ganado en los últimos años es la utilización de propulsión eléctrica distribuida (DEP) que, como se verá más adelante, ofrece una serie de ventajas respecto a la propulsión tradicional. El presente trabajo trata de hallar una configuración de aeronave remotamente pilotada (RPAS) que haga uso de la DEP combinada con la hibridación y la ingestión de capa límite que proporcione un ahorro de consumo de combustible y una reducción de emisiones.

1.1. Antecedentes

El presente trabajo se desarrolla en el campo de la investigación de la aerodinámica a bajo número de Reynolds y parte de un proyecto realizado con anterioridad en el CMT, siendo este el Trabajo Final de Grado *Optimización de RPAS mediante propulsión eléctrica distribuida con ingestión de capa límite* llevado a cabo por Francisco Javier Forriol Fernández [30]. Este consiste en un estudio CFD en el que se simula solo una porción de ala y una única hélice con el objetivo de optimizar el producto de eficiencia aerodinámica y rendimiento propulsivo modificando parámetros como el diámetro de la hélice, posición vertical sobre borde de salida, la distancia al borde de salida y ángulo de calado.

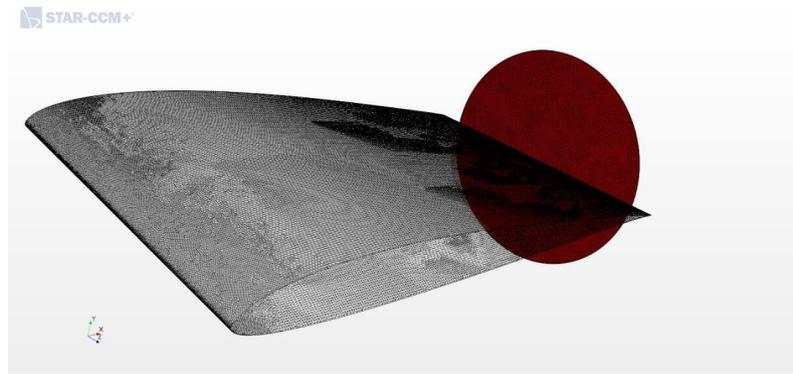


Figura 1.1: Geometría de estudio y mallado en [30].

El presente estudio se plantea como un ampliación de [30], se parte de la geometría y posición de la hélice óptimas obtenidas y se amplía el estudio, simulando esta vez un modelo de ala completo con el fin de tener en cuenta fenómenos 3D que el anterior modelo con tenía en cuenta.

1.2. Objetivos

El objetivo principal del trabajo es estudiar la viabilidad de una configuración híbrida con propulsión eléctrica distribuida e ingestión de capa límite en RPAS con MTOW máximo de 25 *kg*. En especial, se busca un configuración que permita el máximo ahorro de combustible y minimizar las emisiones de contaminantes. Para lograrlo, se establecen una serie de objetivos secundarios para abordar el objetivo principal, siendo estos los siguientes:

- Estudiar de manera teórica los conceptos de hibridación, propulsión eléctrica distribuida e ingestión de capa límite. Analizar, por medio de una revisión bibliográfica extensa, las características, ventajas e inconvenientes de cada uno de ellos.
- Ser capaz de simular una configuración como la estudiada en *software* CFD, empleando un modelo de disco actuador con teoría de elemento de pala para simular la hélice. Con esto, realizar un estudio en el que se pruben distintas configuraciones.
- Simular, mediante lenguaje de programación *Python*, una misión de vuelo en la que se intente maximizar el rango. Para ello, se utiliza los resultados obtenidos de las simulaciones CFD y parámetros como el mapa motor obtenidos de otras fuentes.
- Analizar los resultados tanto para la optimización de misión como los obtenidos de las simulaciones CFD. Comparar los resultados obtenidos para distintas configuraciones (convencional, híbrida sin DEP e híbrida con DEP y BLI) para determinar la configuración óptima.

- Validar los resultados obtenidos utilizando datos experimentos con el fin de asegurar un correcto modelado de los casos.

1.3. Estructura del trabajo

En primer lugar, se realiza una explicación con un enfoque teórico de los distintos conceptos claves que serán de tratados posteriormente en el presente estudio. En dicho capítulo, se introducen algunos conceptos básicos sobre aerodinámica de perfiles necesarios para comprender los mecanismos de funcionamiento de los conceptos que se tratan más adelante: la hibridación, la propulsión eléctrica distribuida y la ingestión de capa límite.

A continuación, se describe el diseño escogido para la aeronave y las razones que han motivado estas decisiones. Se expone distintos sistemas como la planta propulsora seleccionada y la hélice y ala que se emplean en la posterior simulación CFD. Además, se explican diferentes características de diseño como el peso máximo de la aeronave y la aeronave de referencia.

Seguidamente, se explica la metodología seguida dividiendo el capítulo en dos. Por un lado, se explica como se ha configurado las simulaciones CFD describiendo los modelos empleados y los valores claves que se han asignado a distintos parámetros. Se hace especial hincapié en el modelo de disco actuador, el cual es clave para describir el comportamiento de las hélices. Por otro lado, se explica el procedimiento seguido para, una vez se han obtenido los resultados de las simulaciones CFD, utilizar estos valores para simular una misión en la que se trata de optimizar el rango de vuelo. Esta misión se simula utilizando una configuración convencional, una configuración híbrida sin DEP y las distintas configuraciones híbridas con DEP que se han simulado con CFD.

En el Capítulo 5, se exponen los resultados obtenidos. Primeramente, se analiza la misión para cada caso estudiando la evolución de distintos parámetros a lo largo de esta y se determina la viabilidad de una configuración híbrida con DEP y BLI. En segundo lugar, se estudian los resultados extraídos de las simulaciones CFD para tratar de explicar los resultados obtenidos para la optimización de misión.

Finalmente, se exponen las conclusiones a las que se ha llegado tras la realización del trabajo, razonando si se han cumplido los objetivos planteados. Además, se proponen una serie de mejoras y trabajos futuros que se pueden llevar a cabo.

Capítulo 2

Marco teórico

En el siguiente capítulo se lleva a cabo una explicación de manera teórica de distintos conceptos con los cuales se tratará en el presente estudio con el fin de comprender sus características. En primer lugar, se realiza una introducción sobre algunos conceptos básicos de aerodinámica sobre perfiles aerodinámicos necesarios como podría ser explicar que es un perfil aerodinámico, los fenómenos que se dan en flujos a bajo número de Reynolds como el estudiado en el presente trabajo y una introducción al concepto de capa límite.

Con estos conceptos ya claros, se continua con una descripción de los conceptos sobre los que trata el presente estudio siendo estos la hibridación, la propulsión eléctrica distribuida y la ingestión de capa límite. Se estudian de manera de teórica para más adelante poder tomar decisiones y extraer conclusiones fundadas en el comportamiento que cabría esperar.

2.1. Aerodinámica de un perfil a bajo número de Reynolds

2.1.1. Perfil aerodinámico

Se denomina perfil aerodinámico a la sección transversal del ala de un avión, como también de la cola de este o de la pala de una hélice, que debido a su forma produce una fuerza de sustentación perpendicular a la dirección de la corriente de aire y una fuerza de arrastre que actúa en la misma dirección de la corriente de aire.

Geometría de un perfil

A la hora de entender el comportamiento de un perfil aerodinámico, es conveniente comprender la geometría de estos pues esta determina la manera en la que el aire se comporta sobre la superficie del perfil. La Figura 2.1 muestra los distintas partes y parámetros característicos que definen un perfil, siendo los mas importantes

los siguientes:

- **Extradós.** Superficie superior del perfil. En esta superficie se da la menor presión debido a su curvatura.
- **Intradós.** Superficie inferior del perfil. Al contrario que el extradós, esta parte tiene menor curvatura y, por tanto, la presión es mayor.
- **Borde de ataque.** Punto más adelantado del perfil.
- **Borde de salida.** Punto más atrasado del perfil.
- **Cuerda.** Línea que une el borde de ataque con el borde de salida.

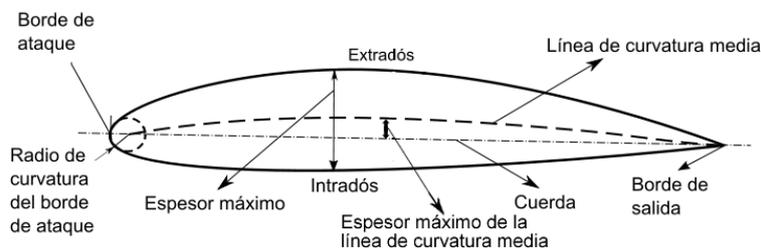


Figura 2.1: Geometría de un perfil aerodinámico [30].

Fuerzas sobre un perfil

Como ya se ha comentado, la geometría del perfil afecta enormemente al flujo del aire. Cuando aire sin perturbar se encuentra con perfil aerodinámico, este se debe adaptar a la forma que tiene, acelerándose por el extradós debido a su curvatura y frenándose en el intradós. Esta diferencia de velocidades entre intradós y extradós genera una distribución de presión como la de la Figura 2.2 siendo menor en el extradós que en el intradós. En el caso de que perfil sea simétrico y que por tanto el intradós y el extradós tengan la misma curvatura, esta distribución de presión se consigue posicionando el perfil con cierto ángulo entre la línea de la cuerda y la dirección de la corriente incidente, este ángulo se denomina ángulo de ataque.

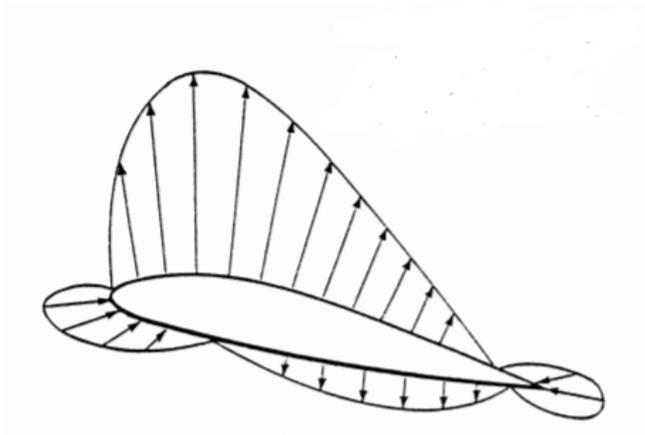


Figura 2.2: Distribución de presión sobre un perfil [3].

Para representar esta diferencia de presión, es habitual utilizar denominado coeficiente de presión, C_P . Este, calculado mediante la Ecuación 2.1, representa la presión sobre la superficie del perfil, p , respecto al valor de presión del flujo libre, p_∞ , adimensionalizada con la presión dinámica, $\frac{1}{2}\rho_\infty V_\infty^2$, donde ρ_∞ es la densidad del flujo libre y V_∞ la velocidad del vuelo.

$$C_P = \frac{p - p_\infty}{\frac{1}{2}\rho_\infty V_\infty^2} \quad (2.1)$$

Como se observa en la Figura 2.3, el eje ordenadas se suele invertir de forma que la forma de la gráfica coincida con la del perfil. Así pues, los valores de la presión son menores y por tanto más negativo, están situados en la parte superior mientras que los valores en el intradós en la parte inferior, igual que la geometría del perfil.

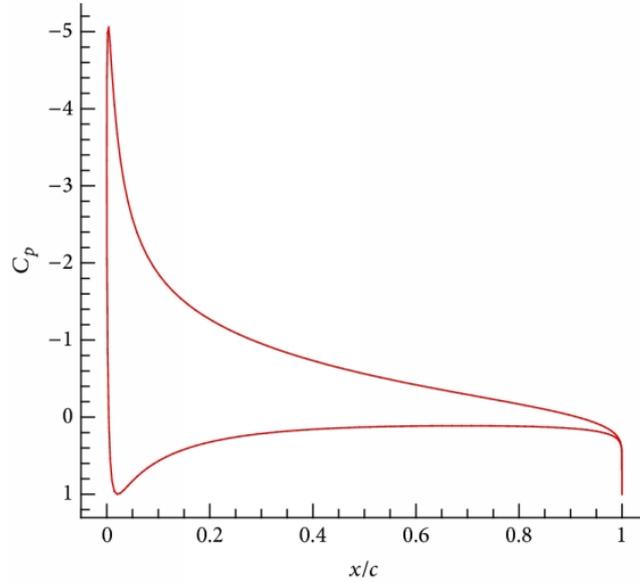


Figura 2.3: Distribución de C_P sobre un perfil NACA0012 con un ángulo de ataque de 9° [4].

Es la diferencia de presiones entre intradós y extradós que se observa en la Figura 2.3 la que genera la fuerza resultante sobre el perfil que se puede dividir en dos componentes:

- **Lift o Sustentación.** Componente de la fuerza resultante perpendicular a la dirección de la corriente incidente.
- **Drag o Resistencia.** Componente de la fuerza resultante paralela a la dirección de la corriente incidente.

Además, destacar que la resistencia se puede dividir en dos clases distintas: **parásita**, la resistencia que no es función de la sustentación, e **inducida**, que se genera al crear sustentación. A su vez, la resistencia parásita se puede dividir en resistencia por fricción y resistencia de forma. La primera de ellas, la resistencia por fricción, es debida a la viscosidad que genera fricción entra las moléculas del fluido y la superficie sólida. En segundo lugar, la resistencia de forma es creada debido a la estela que genera un sólido al moverse a través de un fluido.

La resistencia inducida se crea cuando, en un ala de envergadura finita, la diferencia de presiones entre extradós y intradós provoca que el aire del intradós tienda a subir a la parte superior, creando torbellinos de punta de ala. Este fenómeno genera resistencia aerodinámica que es función de la sustentación según la Ecuación 2.2, donde C_L es el coeficiente de sustentación, AR es el alargamiento y e es el factor de Oswald.

$$C_{D_i} = \frac{C_L^2}{\pi AR e} \quad (2.2)$$

En la Figura 2.4, se muestran las fuerzas actuando sobre una aeronave en vuelo equilibrado. Como se puede observar, la fuerza de sustentación compensa el peso de la aeronave mientras que el empuje generado por los motores sirve para compensar la fuerza de resistencia. Por tanto, es inmediato deducir que es de especial interés ser capaz de obtener una sustentación alta con una resistencia baja. Sin embargo, como ya se ha visto éstas dos fuerzas están relacionadas y al aumentar la sustentación también lo hace la resistencia. Para poder tener en cuenta ambos parámetros se define la Eficiencia Aerodinámica (Ecuación 2.3). Así, un aumento de sustentación que acaree una reducción significará que la resistencia ha aumentado en mayor medida y viceversa.

$$EA = \frac{Lift}{Drag} \quad (2.3)$$



Figura 2.4: Fuerzas actuando sobre un avión [5].

2.1.2. Flujo a bajo Reynolds

Las ecuaciones de Navier-Stokes describen el flujo de cualquier fluido viscoso. Estas ecuaciones consisten en una ecuación de continuidad (Ecuación 2.4) que describe la conservación de la masa y tres ecuaciones para la conservación del momento, recogidas en la Ecuación 2.5, donde ρ es la densidad, \vec{u} es la velocidad del flujo, μ es la viscosidad dinámica, p es la presión del fluido y \vec{F} representa cualquier fuerza externa actuando sobre el fluido como podría ser la gravedad o fuerzas electromagnéticas.

$$\nabla \vec{u} = 0 \quad (2.4)$$

$$\rho \frac{D\vec{u}}{Dt} = -\nabla p + \mu \nabla^2 \vec{u} + \rho \vec{F} \quad (2.5)$$

La Ecuación 2.5 resulta de la aplicación de la segunda ley de Newton (Ecuación 2.6), que establece que la fuerza que genera un movimiento, \vec{F} , es igual a la derivada respecto al tiempo del momento, \vec{p} o bien que esta fuerza es igual a la masa del objeto, m , por su aceleración, \vec{a} .

$$\begin{aligned}\vec{F} &= \frac{d\vec{p}}{dt} \\ \vec{F} &= m\vec{a}\end{aligned}\tag{2.6}$$

Si se analiza término por término la Ecuación 2.5, el término a la izquierda de esta ($\rho \frac{D\vec{u}}{Dt}$) representaría el término correspondiente $m\vec{a}$ de la Ecuación 2.6 mientras que los términos a la derecha representan las fuerzas actuando sobre el dominio. A su vez, los términos correspondientes a las fuerzas se pueden separar en fuerzas internas y fuerzas externas, de la primera clase tenemos un término que representa la fuerza debido a gradientes de presión dentro del flujo, $-\nabla p$, y un término difusivo, ($\mu \nabla^2 \vec{u}$) que representa la disipación de momento debido a la viscosidad.

Si ahora se expande la derivada total del primer término de la Ecuación 2.5, se adimensionaliza esta mediante el número de Reynolds (Ecuación 2.7) y se supone un caso en el que no exista ninguna fuerza actuando sobre el fluido, se obtiene la Ecuación 2.8.

$$Re = \frac{\rho Lu}{\mu}\tag{2.7}$$

$$\frac{\delta \vec{u}}{\delta t} + (\vec{u} \cdot \nabla) \vec{u} = -\nabla p + \frac{1}{Re} \nabla^2 \vec{u}\tag{2.8}$$

El número de Reynolds es un número adimensional de enorme interés a la hora de describir flujos aerodinámicos como podría ser el flujo de aire alrededor de un perfil. Este número determina la relación entre las fuerzas inerciales y las fuerzas viscosas actuando sobre un fluido a través de la Ecuación 2.7, donde ρ es la densidad del fluido, L es una longitud característica del sistema como podría ser la cuerda del perfil para el caso de estudio de este trabajo, u es la velocidad del fluido y μ es la viscosidad dinámica.

Asimismo, el número de Reynolds también es útil para describir si el flujo se encuentra en régimen laminar o turbulento. Flujos con bajo número de Reynolds, es decir, flujos en los que las fuerzas viscosas son dominantes respecto a las fuerzas inerciales, se comportarán de manera laminar ya que la viscosidad que gobierna el flujo actúa como un mecanismo difusivo de cantidad de movimiento mientras que en fluidos en los que las fuerzas inerciales sean las dominantes, el flujo será turbulento. Matemáticamente, este fenómeno se puede explicar mediante la Ecuación 2.8. Es el término convectivo $((\vec{u} \cdot \nabla) \vec{u})$ el que dota de un carácter caótico a los flujos turbulentos debido a su no-linealidad. Por tanto, flujos en los que este término sea el dominante en la Ecuación 2.8, flujos con elevado número de Reynolds, serán de

carácter turbulento mientras que flujos en los que el término difusivo, $(\nabla^2 \vec{u})$, sea el de mayor orden serán laminares.

La naturaleza del flujo, si es laminar o turbulento, tiene un gran efecto sobre las prestaciones de un perfil alar, afectará a la sustentación y a la resistencia que genere y, por tanto, a la eficiencia aerodinámica de la aeronave. También afectará al fenómeno del desprendimiento de capa límite. Como se verá a continuación, un flujo laminar desprenderá a menor ángulo de ataque que un flujo turbulento. Destacar también que la transición de flujo laminar a turbulento se establece en número de Reynolds del orden de 10^5 para un flujo externo como el considerado en el presente trabajo. En aeronaves de pasajeros convencionales de gran tamaño, el número de Reynolds sobrepasa sobradamente este valor, por lo que el régimen es plenamente turbulento. Esto permite a estas aeronaves volar a mayor ángulo de ataque sin entrar en pérdida. Sin embargo, en aeronaves más pequeñas que vuelan a menor velocidad, como RPAS y UAV, que son las aeronaves sobre las cuales este trabajo pone el foco, el Reynolds es del orden de este valor de transición, por lo que es de interés investigar técnicas que energicen la capa límite para retrasar la entrada en pérdida o disminuir su efecto.

	$\rho [kg/m^3]$	$L [m]$	$u [m/s]$	$\mu [Pa \cdot s]$	$Re [-]$
Avión comercial	0,525	3,6	230	$1,54 \cdot 10^{-5}$	28.227.272
RPAS	1,225	0,2	30	$1,80 \cdot 10^{-5}$	408.333

Tabla 2.1: Comparativa de Reynolds de vuelo en una aeronave de pasajeros tipo y en un RPAS.

2.1.3. Capa límite

Para poder hablar de ingestión de capa límite, primero se debe introducir el concepto de capa límite y explicar sus características. En flujos externos como el considerado en el presente trabajo, el efecto de la viscosidad se encuentra confinado a una fina capa sobre la superficie sólida, en este caso la superficie del ala. Debido a la condición de no deslizamiento, la velocidad del fluido en contacto con una superficie sólida es igual a la velocidad del sólido provocando que esfuerzos debidos a la fricción retrasen el movimiento del fluido en una fina zona cerca de la superficie. En esta zona, la conocida como **capa límite**, la velocidad pasa de un valor nulo en la superficie al valor en el flujo libre carente de esfuerzos por fricción [17].

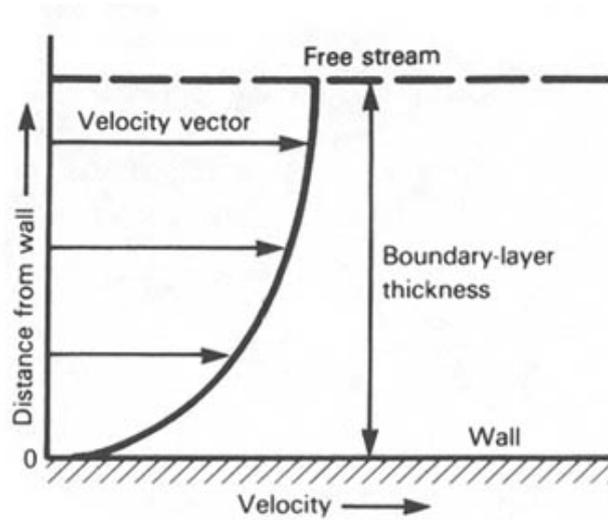


Figura 2.5: Perfil de una capa límite [16].

El espesor de esta capa límite, δ , se define como la distancia desde la pared a la cual la velocidad difiere en un 1% de la velocidad del flujo libre. Otra manera de describir el espesor de una capa límite es tomando en cuenta la diferencia entre la solución viscosa y el flujo para un fluido no-viscoso. Por ejemplo, el espesor de desplazamiento, δ_1 , define la distancia que las líneas de corriente están desplazadas debido a la aparición de capa límite respecto al mismo caso pero considerando un flujo no-viscoso.

El gradiente de velocidad que se genera en la dirección perpendicular a la superficie provoca la aparición de esfuerzos de cortante (Ecuación 2.9). Es este esfuerzo cortante debido a la viscosidad el que genera la resistencia por fricción presente en los perfiles alares anteriormente mencionada.

$$\tau = \mu \frac{\delta u}{\delta y} \quad (2.9)$$

Si se considera una placa plana sumergida en un flujo de fluido viscoso, la capa límite se desarrollará como se aprecia en la Figura 2.6. Cerca del borde de ataque de la placa, la capa límite se de espesor reducido y de carácter laminar. Mientras se aumenta la distancia al borde de ataque, el espesor de la capa límite aumenta y se transiciona a un capa límite de carácter turbulento. Una capa límite turbulenta genera mayores esfuerzos de cortante debido a un mayor gradiente de velocidad, sin embargo, también es más energética por lo que se comporta mejor ante gradiente de presiones adversas. Esta característica, aplicada a perfiles alares, puede ser de gran utilidad pues retrasará la entrada en pérdida, como se verá más adelante.

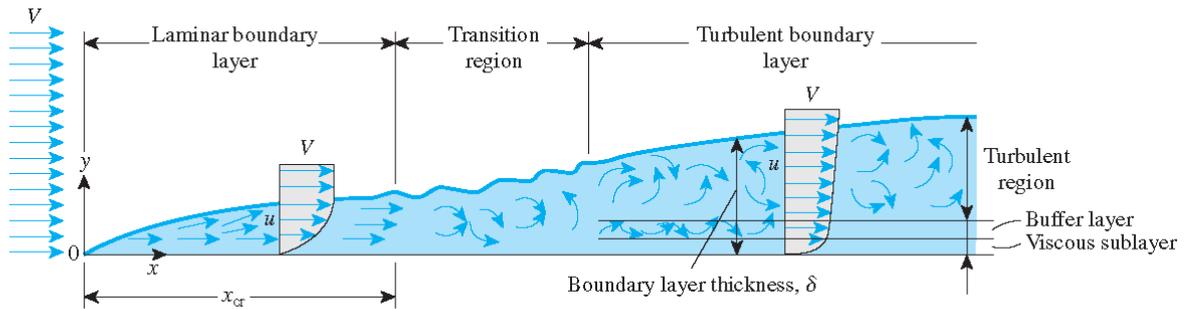


Figura 2.6: Desarrollo de una capa límite sobre una superficie plana [18]

Como ya se ha mencionado brevemente, el gradiente de presiones al que se enfrenta la capa límite afecta de manera notoria al comportamiento. Si se trata de un gradiente positivo, la presión disminuye en la dirección del flujo, el efecto sobre la capa límite será positivo pues se estará energizando y, por tanto, creando una capa límite más estable. Por el contrario, si la capa límite se enfrenta a un gradiente de presión adversa, a medida que se disipa energía debido a la viscosidad, le es más difícil remontar el gradiente de presión pudiendo incluso generarse zonas de recirculación, lo que se conoce como **desprendimiento de capa límite**.

Como ya se ha comentado, la geometría de un perfil alar tiene como objetivo acelerar en flujo en el extradós generando la distribución de presiones de la Figura 2.2. Como se observa en la Figura 2.2, el punto de mayor aceleración y, por tanto, de mínima presión se produce cerca del borde de ataque; desde el borde de ataque hasta este punto el flujo se mueve sobre un gradiente de presión favorable, por lo que la capa límite se energiza volviéndose más estable. Sin embargo, pasado este punto, la presión aumenta creándose un gradiente de presión adversa. Debido a este gradiente y a la disipación de energía por viscosidad, tal y como se observa en la Figura 2.7, la velocidad del flujo en la capa límite disminuye hasta el punto en el que la velocidad es nula, es este el punto en el que la capa límite se desprende. Además, el gradiente de presión adversa genera zonas en las que el flujo se mueve en sentido opuesto, se crean zonas de recirculación. El fenómeno del desprendimiento y la posterior zona de recirculación provocan la aparición de remolinos y pérdidas de energía en la estela que provocan una notable pérdida de prestaciones aerodinámicas debido a que la zona desprendida dejará de generar sustentación y al aumento notable de la resistencia.

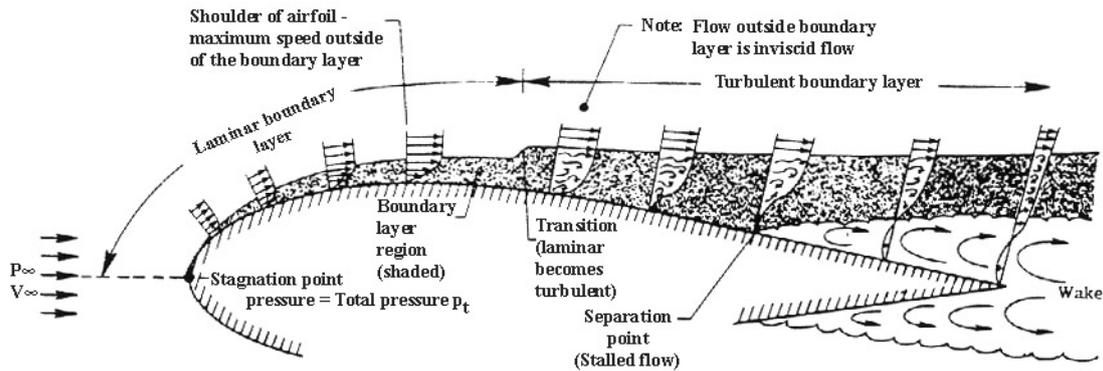


Figura 2.7: Mecanismo de separación de la capa límite sobre el extradós de un perfil alar [19].

Existen distintos parámetros que afectarán al desprendimiento de la capa límite, donde quizás los más importantes sean el ángulo de ataque del perfil, la propia geometría del perfil el número de Reynolds de vuelo.

- **Ángulo de ataque.** Cuanto mayor sea el ángulo de ataque, mayor será el el gradiente de presión adversa a el que se enfrente la capa límite. Esto provoca que el punto de separación se vaya adelantando hasta producir la entrada en pérdida del perfil.
- **Geometría.** La geometría de los perfil se diseña según la condiciones en las que vaya a volar la aeronave y la misión que realice. Si se busca un perfil que se comporte mejor frente al desprendimiento, aumentar el espesor de este es una solución. Un mayor perfil se obtiene incrementando el radio del borde de ataque, crean un menor pico de succión y, por tanto, reduciendo el gradiente de presión adversa [20].
- **Reynolds.** Como ya se ha comentado, a mayor número de Reynolds, mayor es la influencia de la fuerzas inerciales sobre el flujo respecto a las fuerzas viscosas, por consiguiente, la disipación energética en la capa límite es menor y esta es capaz de remontar el gradiente de presión adversa.

Entrada en pérdida

Anteriormente se ha mencionado el concepto de entrada en perdida de un perfil. Este fenómeno ocurre debido a un desprendimiento de capa límite muy adelantado en el perfil, como se ve en la Figura 2.8, y provoca una pérdida de sustentación y un gran incremento de resistencia.

A medida que se aumenta el ángulo de ataque, el pico de succión aumenta y además se adelanta, generando así un mayor gradiente de presión. Al aumentar el ángulo de ataque lo suficiente, este sería el caso de un ángulo de 6° en el ejemplo de la Figura 2.8, aparece separación del flujo debido al desprendimiento de capa límite cerca del borde de salida. Al seguir aumentando el ángulo de ataque, la zona

desprendida se adelanta generando un aumento de la resistencia pero sin efectos negativos sobre la sustentación. Esto se debe a que, pese a tener desprendimiento en la zona trasera del perfil, el incremento del pico de succión genera más sustentación que la pérdida en la zona desprendida. Por último, si supera cierto ángulo de ataque, el ángulo de ataque crítico, el desprendimiento es tan acusado que se produce una disminución de sustentación y un aumento notable de resistencia, el perfil ha entrado en pérdida.

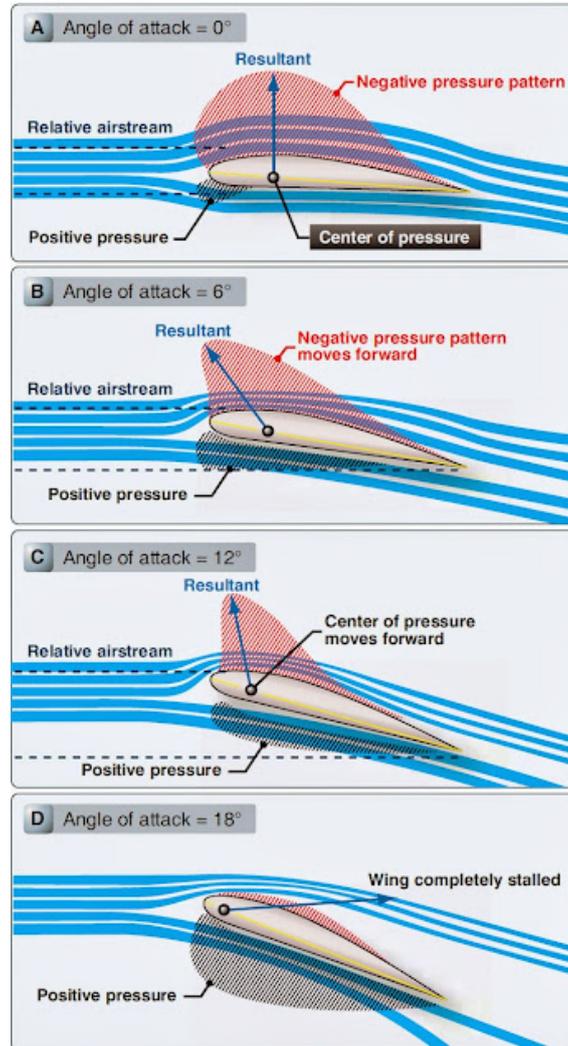


Figura 2.8: Mecanismo de entrada en pérdida de un perfil [21].

2.2. Hibridación

Se puede definir un vehículo híbrido-eléctrico como "un vehículo cuya energía de propulsión proviene de dos o más tipos de fuentes, almacenamientos o convertidores de energía y en el que al menos uno de ellos puede proporcionar energía eléctrica" [2]. Dicho de otro modo, y aplicado al contexto en el que se desarrolla este trabajo, un RPAS híbrido-eléctrico utilizará durante su funcionamiento dos tipos de energía: de tipo eléctrica utilizada para mover la hélice encargada de propulsar la aeronave

y un segundo tipo de energía que, dependiendo de la configuración (en serie o en paralelo), se utilizará como fuente principal de energía o como complemento a la energía eléctrica, respectivamente. Como se verá a continuación, cada una de las distintas configuraciones tiene sus ventajas e inconveniente.

Son numerosos los estudios llevados a cabo acerca de la utilización y optimización de sistemas de propulsión híbridos en UAV utilizando la combinación de un motor de de combustión interna y un motor eléctrico [6], [7] [8], [9]. También se ha estudiado una posible configuración de gas-eléctrica en el que se utiliza una turbina de gas en la generación de energía para su posterior conversión en energía eléctrica [10]. Esta es todavía una tecnología joven y es mucho lo que todavía quedar por estudiar; sin embargo, los resultados obtenidos sugieren por el momento que puede ser muy provechosa. Se han estimado mejoras notables en cuanto a rendimiento, obteniendo reducciones de consumo de combustible y de emisiones de CO_2 , así como incrementos de rango y de autonomía [30].

Como ya se ha mencionado, son dos las principales configuraciones entre los distintos sistemas que componen y método propulsivo: en paralelo y en serie (la utilizada en el presente estudio). A continuación, se va a proceder a explicar las características, ventajas e inconvenientes de cada una de las configuraciones.

2.2.1. Hibridación en paralelo

En cuanto a la configuración en paralelo, mostrada en la Figura 2.9, se dispone de un motor de combustión y un motor eléctrico proporcionado, de manera simultanea, la energía mecánica necesaria a la hélice. Además, se dispone de baterías eléctricas encargadas de suministrar la energía eléctrica necesaria. Este tipo de configuración tiene tres modos de funcionamiento distintos: utilizando solo el motor eléctrico, utilizando solo el motor de combustión o utilizando ambos a la vez. Esta es la principal ventaja de una configuración en paralelo: los distintos modos de funcionamiento añaden un grado de redundancia, aumentado así la fiabilidad de los sistema. Cada una de estos modos se puede emplear en distintos casos cuando sea de interés para el usuario. Por ejemplo, el modo dual se suele emplear cuando se requiere potencia adicional como en fase de despegue, mientras que se puede utilizar únicamente el motor de combustión para cargar las baterías usando el exceso de energía cuando se requiera poca potencia para volar. Por último, el modo eléctrico tiene una huella acústica muy reducida en comparación con la de un motor de combustión y, como es lógico, una gran mejora en cuanto a emisiones de contaminantes.

Por otro lado, pese a tener una menor necesidad de combustible, la menor densidad energética de las baterías acarrea un aumento del peso. Asimismo, para poder operar ambos motores simultáneamente se necesita de sistemas mecánicos que aumentan la complejidad del sistema así como su peso. Sin embargo, el principal incontinente de la configuración en paralelo respecto a la configuración en serie no son estos sino que, al tener ambos motores y el régimen de giro acoplados, no es posible utilizar un punto de funcionamiento del motor óptimo, aumentando así el consumo de combustible.

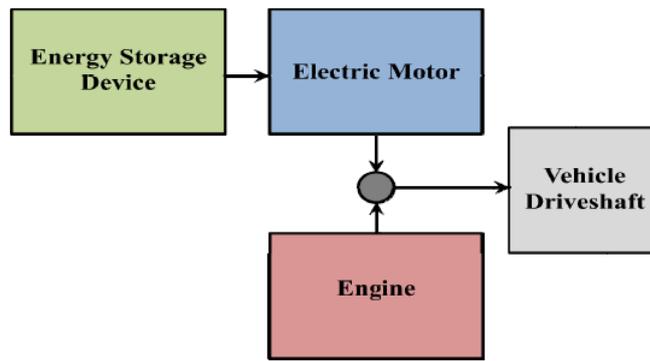


Figura 2.9: Esquema hibridación en paralelo [11]

2.2.2. Hibridación en serie

La hibridación en serie es la configuración seleccionada para el presente estudio. Tal y como se observa en la Figura 2.10, ésta consta de un motor de combustión, un generador, un sistema de almacenamiento de energía (ESD) y un motor eléctrico. En esta configuración, primero se extrae la energía de un combustible fósil, aprovechando así su alta densidad energética. Es habitual que esta etapa corresponda a un motor de combustión interna aunque, como se ha visto anteriormente, se está estudiando la implementación de un turbina de gas. Este motor es utilizado para generar, mediante un generador, energía eléctrica que se utilizará para alimentar un motor eléctrico que será el encargado de proporcionar la energía mecánica a nuestro vehículo, en nuestro caso para hacer girar la hélice. Destacar también que esta configuración es capaz de almacenar la energía para ser utilizada posteriormente.

Esta configuración posee distintas ventajas frente a la configuración en paralelo y frente a la propulsión convencional. Principalmente, permite desacoplar el punto de funcionamiento del motor de combustión interna del de nuestra hélice, evitando así el uso de un mecanismo de reductora o multiplicadora para adaptar los regímenes de giro del motor y de la hélice. Con esto se logra que el motor pueda funcionar en un punto en el que se minimice el consumo específico, reduciendo así el consumo de combustible y las emisiones. Además, al existir un motor de combustión que proporciona la energía necesaria, se consigue un ahorro importante de peso operacional en vacío debido a la falta de baterías eléctricas. En contraposición, la incorporación de un generador eléctrico genera pérdidas de energía que afectarán al rendimiento global de la aeronave.

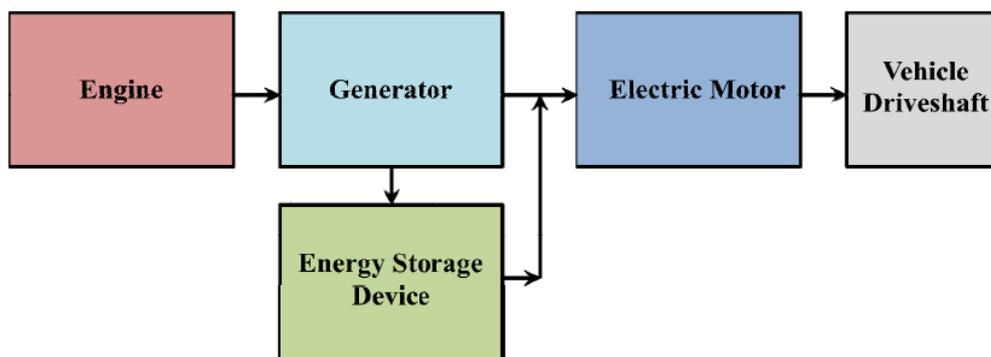


Figura 2.10: Esquema hibridación en serie [11]

2.3. Propulsión eléctrica distribuida

Una de las mayores ventajas de la utilización de sistemas eléctricos o híbridos es la capacidad de tener los mismos valores de eficiencia independientemente del tamaño. Al contrario que en sistemas propulsivos convencionales, en los que el *down-sizing* conlleva pérdidas de eficiencia [14] y, por tanto, lo óptimo es la utilización de un número reducido de motores, los sistemas eléctricos ofrecen mayor disponibilidad en cuanto a número de motores encargados de la propulsión de la aeronave y la ubicación de estos. Este tipo de sistemas se denominan **propulsión eléctrica distribuida** (DEP de sus siglas en inglés) y se caracterizan por disponer de un número de propulsores eléctricos que proporcionan el empuje necesario y que, además, están ubicados de manera estratégica con el fin de obtener una mejora en la eficiencia global de la aeronave mediante la interacción entre la propulsión y la aerodinámica de esta [12].

Debido a los potenciales beneficios de la DEP y a la constante mejora en el tamaño de baterías, que pronto dispondrán de una eficiencia energética lo suficiente para soportar sistemas como la DEP, son numerosos los estudios realizados y a los prototipos de aeronaves con DEP propuestos. Un claro ejemplo de este tipo de aeronaves sería el *X-57 Maxwell* desarrollado por la NASA (Figura 2.11). Esta aeronave, basada en modelo anterior el cual ha sido modificado, dispone de 12 pequeños motores eléctricos distribuidos a lo largo del borde de ataque que proporcionan un incremento de sustentación, permitiendo una cuerda menor y un mayor alargamiento. Estos 12 motores se encargan de generar un efecto de soplado de ala (*blown wing effect*), consiguiendo un aumento en presión dinámica efectiva sobre el ala incrementando la sustentación si se compara con un ala no soplada. Además, dispone de otros dos propulsores eléctricos, estos de mayor tamaño, en punta de la encargados de proporcionar el empuje en fase de crucero, siendo la energía utilizada 5 veces menor al caso de la aeronave original.



Figura 2.11: X-57 Maxwell de NASA [13].

Sin embargo, la configuración utilizada en el X-57 Maxwell no es en absoluto similar a la escogida en el presente trabajo pues los propulsores están situados en el borde de ataque del ala. También se puede decidir colocar los motores eléctricos en el borde de salida, como es el caso del *Lilium Jet* (Figura 2.12).



Figura 2.12: Lilium Jet [15].

Debido a su versatilidad, son numerosos los beneficios que puede brindar la utilización de propulsión eléctrica distribuida. Debido a la motivación de este estudio, cabe destacar la capacidad de emplear ingestión de capa límite si se sitúan los propulsores en el borde de salida, como se estudiará a lo largo del trabajo. Mediante esta técnica se puede conseguir mejoras en eficiencia aerodinámica debido a la reducción de pérdidas de energía cinética turbulenta en la estela del ala, así como de eficiencia propulsiva. Igualmente, la DEP también permite la utilización de superficies sopladas con el fin de incrementar la presión dinámica sobre superficies aerodinámicas, tal y como se ha visto anteriormente, y la implantación de motores en punta de ala proporcionan una reducción de resistencia inducida debido a la interacción con los torbellinos de punta de ala. Por último, destacar la capacidad de la DEP para funcionar como sistema de control de la aeronave, permitiendo ahorrar peso y complejidad al diseño.

No obstante, tan numerosas son las ventajas de la DEP como los retos a los que debe enfrentarse para convertirse en un sistema viable comercialmente. Es posible que la mayor barrera que se deba superar sea relativa a las capacidades tanto en potencia como en densidad energética de las baterías. Actualmente, esta limitación provoca que la DEP solo sea una opción realista para aeronaves de pequeño tamaño, como la que se va a estudiar en el presente trabajo. Destacar también que se está trabajando para tener una mejor comprensión de los efectos de tener un flujo perturbado a la entrada de las hélices sobre el rendimiento propulsivo.

2.4. Ingestión de capa límite

Utilizar la propulsión eléctrica distribuida y colocar los propulsores en el borde de salida del ala, en vez de distribuciones más convencionales o en borde de ataque, conlleva una serie de ventajas adicionales. Las ventajas principales son: la posibilidad de generar ingestión de capa límite mejorando así las prestaciones aerodinámicas del ala y un incremento de rendimiento propulsivo de las hélices. Estas mejoras son capaces de producir un incremento del rendimiento global de la aeronave y, por consiguiente, una reducción de consumo de combustible y de emisiones de dióxido de carbono.

Mediante la BLI, si se utiliza una configuración que integre los motores con el ala, es posible reducir la disipación viscosas que se produce en la capa límite a lo largo de la cuerda del perfil y que genera desprendimiento y aumento de la resistencia. Tal y como se aprecia en la Figura 2.5, esta configuración logra una estela de menor tamaño que resulta en mayores prestaciones aerodinámicas.

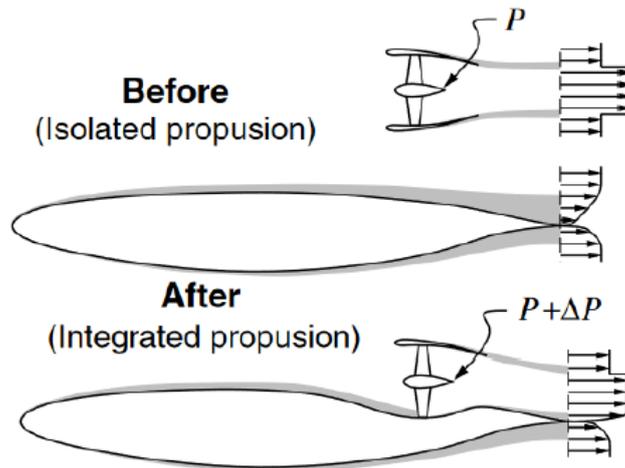


Figura 2.13: BLI mediante configuración integrada [22]

La BLI también tiene efectos sobre el coste energético de acelerar el flujo mediante las hélices y sobre el rendimiento propulsivo de estas. El flujo a la entrada de las hélices, que es flujo de la estela, tiene una menor velocidad y una mayor velocidad. Acelerar este flujo para generar empuje resulta menos costoso pues la cantidad

de movimiento que necesita aportar el motor es menor, traduciéndose en un mayor rendimiento propulsivo.

Matemáticamente, este aumento en rendimiento propulsivo se puede explicar siguiendo lo expuesto en [23]. El empuje generado por una hélice es proporcional a la diferencia de presiones entre la entrada y la salida. Para generar esta diferencia de presiones, se le debe aportar energía al fluido para acelerarlo. El rendimiento propulsivo será la fracción que esta energía transferida al fluido representa sobre la energía total que proporciona eje de la hélice. De forma análoga, en un motor a reacción, el empuje generado es proporcional a la diferencia de velocidades a la entrada, v_{in} y a la salida del motor, v_{out} , (Ecuación 2.10), donde T representa el empuje del motor y \dot{m}_{air} representa el gasto másico que trasiega el motor. La Ecuación 2.11 representa la potencia, P , aportada al aire.

$$T = \dot{m}_{air}(v_{out} - v_{in}) \quad (2.10)$$

$$P = \frac{1}{2}\dot{m}_{air}(v_{out}^2 - v_{in}^2) \quad (2.11)$$

Como consecuencia, se obtiene los resultados expuestos en la Figura 2.14. Para un valor de empuje constante, estos es, manteniendo constante el salto de velocidades $\Delta v = v_{out} - v_{in}$, la potencia que se le necesita aportar al aire para conseguir este Δv es menor cuanto menor sea la velocidad a la entrada del motor.

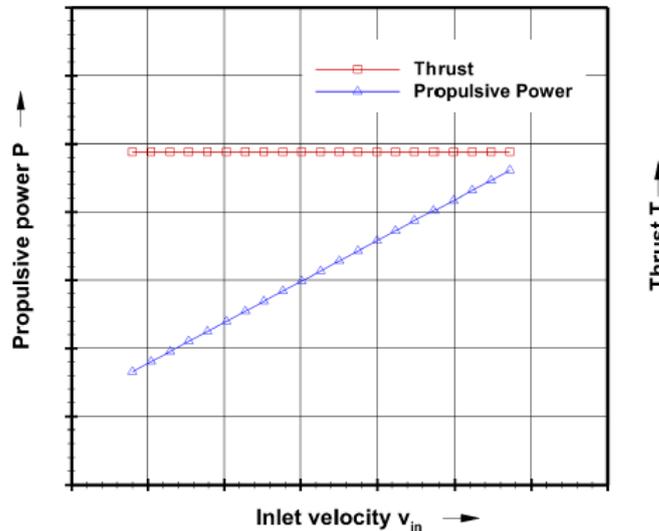


Figura 2.14: Potencia necesaria para conseguir un empuje dado en función de la velocidad de entrada [23].

Capítulo 3

Diseño escogido

En el siguiente apartado, se va a describir los parámetros característicos más relevantes del RPAS que se va a emplear en la optimización de la misión. Para ello se describe el tipo de aeronave que se ha seleccionado atendiendo a la normativa española vigente, así como sus componentes más relevantes para el presente trabajo, siendo estos planta propulsora, hélice y ala.

3.1. Tipo de aeronave

En España, las exigencias para la inscripción en el Registro de Matricula de Aeronaves Civiles y para la obtención del certificado de aeronavegabilidad en RPAS son sustancialmente menos restrictivas si la aeronave se encuentra debajo de una masa límite de 25 kg, tal y como viene recogido en el Real Decreto 1036/2017 de 29 de diciembre de 2017 [24]. Es lógico pensar que, debido a esta legislación más laxa, muchas aeronaves tipo UAV o RPAS de uso civil se mantengan por debajo de este valor máximo. En el presente estudio se ha escogido una aeronave con MTOW de 25 kg, en concreto se ha seleccionado la UAV Factory Penguin C como aeronave tipo. Esta RPAS, propulsada por un MCIA extraíble, tiene un MTOW de 25 kg, más de 20 horas de autonomía y aproximadamente 100 km de rango [25].



Figura 3.1: UAV Factory Penguin C UAS [25]

3.2. Planta propulsora

En cuanto a la planta propulsora, se ha seleccionado el motor Honda GX35 debido a que cumple los requisitos mínimos de potencia para el MTOW seleccionado. Además, ha sido también relevante en la elección el poder disponer del mapa motor, el cual suele ser difícil de encontrar puesto que no el fabricante no suele proporcionarlo y es de gran utilidad a la hora de calcular distintas prestaciones y parámetro de una misión como se verá más adelante. Algunos de estos parámetros son: consumo específico, par proporcionado por el motor, régimen de revoluciones... Por último, destacar también que este motor ha sido también utilizado en trabajos previos sobre hibridación en RPAS similares al presente estudio [6], [7].

Tipo de motor	Monocilindro de 4T
Carrera x Diámetro	39 x 30 mm
Cilindrada	35,8 cm^3
Relación de compresión	8:1
Potencia neta	1kW (1,3 HP) a 7.000 rpm
Máximo par neto	1,6 Nm (0,16 kgfm) a 5500 rpm
Capacidad de combustible	0,63 L
Consumo a potencia neta	0,71 L/h
Dimensiones	198 x 234 x 240 mm
Peso en seco	3,33 kg

Tabla 3.1: Especificaciones del motor Honda GX35 [26]



Figura 3.2: Motor Honda GX35 [26]

3.3. Hélice

Para proporcionar el empuje necesario, se ha seleccionado una hélice DA4052. Dicha elección viene motivada por disponer datos geométricos detallados y resultados aerodinámicos fiables validados mediante mediciones en túnel de viento que resultan muy útiles para implantar un modelo de disco actuador que proporcione unos resultados fiables en el CFD. Los parámetros geométricos vienen recogidos en la Tabla 3.2, donde la primera columna representa el valor en la dimensión radial adimensionalizado, la segunda columna el valor de cuerda expresado en términos de radio de la hélice y la tercera columna representa el ángulo de torsión.

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	0.0416	14.078

Tabla 3.2: DA4052 - Parámetros geométricos [27]

En cuanto a los perfiles aerodinámicos que conforman la hélice, estos van cambiando a lo largo de la coordenada radial. La hélice esta formada por tres perfiles aerodinámicos distintos y una cuarta sección, el Hub, la cual no sustenta y solo genera resistencia aerodinámica. Esta sección se da hasta un valor $r/R = 0,3$. A partir de esta valor y hasta $r/R = 0,45$ el perfil es un SDA1045 (Figura 3.3), desde $r/R = 0,45$ hasta $r/R = 0,75$ el perfil pasa a ser un SDA1075 (Figura 3.4) y, por último, desde este valor hasta el final el perfiles un SDA1100 (Figura 3.5). Destacar que la transición entre estos no es brusca, sino que se realiza una interpolación para suavizarla.



Figura 3.3: Perfil aerodinámico SDA1045 [28]



Figura 3.4: Perfil aerodinámico SDA1075 [28]



Figura 3.5: Perfil aerodinámico SDA1100 [28]

3.4. Ala

Por último, para el ala se ha seleccionado un perfil aerodinámico SD7003, ampliamente utilizado en aplicaciones de bajo y medio Reynolds [29]. El ala es de forma rectangular, cuerda constante, flecha y diedro nulos y sin torsión geométrica. En cuanto a los parámetros geométricos más relevantes, estos vienen recogidos en la Tabla 3.3.

Cuerda [m]	0,2
Envergadura [m]	2
Superficie alar [m^2]	0,4
Alargamiento [-]	10
Factor de Oswald [-]	0,8

Tabla 3.3: SD7003 - Parámetros geométricos

Capítulo 4

Metodología

A continuación, se va a detallar la metodología seguida durante este trabajo. Como ya se ha expuesto anteriormente, el objetivo de este estudio es analizar la viabilidad, desde el punto de vista de mejora en consumo de combustible, de la implementación de un sistema de propulsión eléctrica distribuida combinado con ingestión de capa límite.

Para ello, primero se ha estudiado los resultados puramente aerodinámicos de esta configuración mediante simulaciones CFD. Posteriormente, los resultados obtenidos son utilizados para simular, mediante lenguaje de programación *Python*, una misión de rango impuesto en la que se pretende estudiar la manera óptima de volar este rango con tres configuraciones distintas. Primeramente, el caso base con el que comparar el resto de datos corresponde a una configuración convencional, en la que la planta propulsora y hélice funcionan de manera acoplada. En segundo lugar, se estudia una configuración híbrida, la planta propulsora y hélice desacopladas permitiendo el punto de funcionamiento óptimo del motor. Por último, se estudian distintas configuraciones DEP-BLI, buscando la más óptima de ellas.

4.1. Simulación CFD

Con el fin de hallar la configuración de hélices más óptima, se realizan varios estudios paramétricos con el objetivo de analizar la influencia de cada variable sobre las prestaciones aerodinámicas de la aeronave. En concreto, se estudiará la influencia de 3 variables: número de hélices a los largo de la envergadura de la semi-ala, ángulo de ataque del ala y número de Reynolds.

Motores	4
	6
	8
Reynolds	300.000
	500.000
	700.000
Ángulo de ataque	1°
	3°
	5°

Tabla 4.1: Casos de estudio.

Como se puede deducir de la Tabla 4.1, se van a realizar 27 simulaciones distintas, sin tener en cuenta las necesarios para la independencia del dominio y para la independencia de malla. Además, también se deben tener en cuenta que también se van a simular 9 casos para el ala sin ninguna hélice cuyos resultados aerodinámicos servirán para poder calcular la misión base y la configuración híbrida. Para poder abarcar semejante cantidad de simulaciones para las cuales se pretende obtener resultados precisos, se requiere un potencia de cálculo notable. Es por ello que se hará uso de clúster de cálculo la *Universitat Politècnica de València*.

4.1.1. Geometría y dominio

La primera etapa de todo estudio CFD es generar la geometría y definir el dominio de cálculo. Para generar la geometría, se ha hecho uso de software CAD para, a partir del perfil 2D, generar el ala con las dimensiones expuestas en la Tabla 3.3. Posteriormente, se ha importado esta geometría a STAR-CCM+ para generar el dominio alrededor de este perfil. El dominio seleccionado es uno con forma de herradura, ampliamente utilizado en estudios de aerodinámica externa y su dimensiones se han parametrizado y expresado en función de una dimensión característica, la cuerda del perfil.

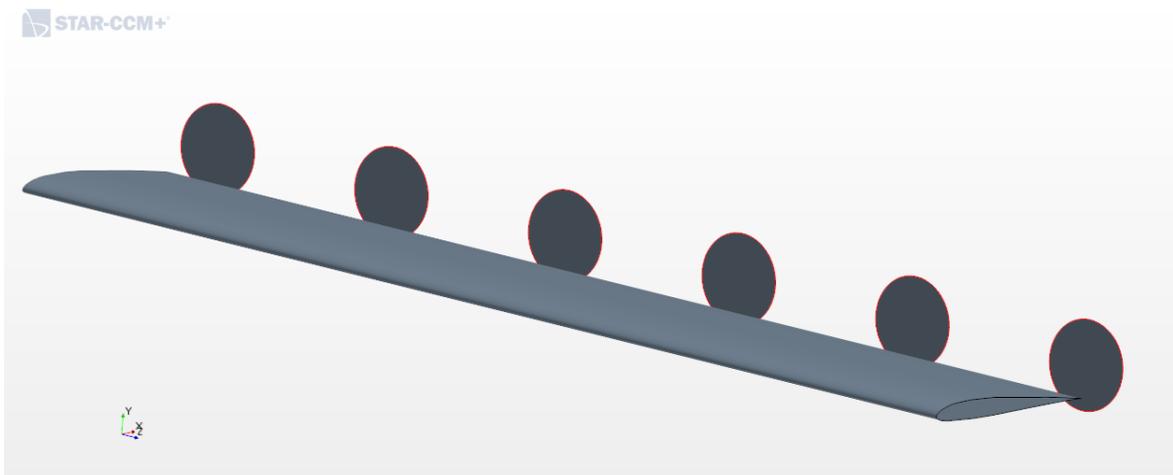
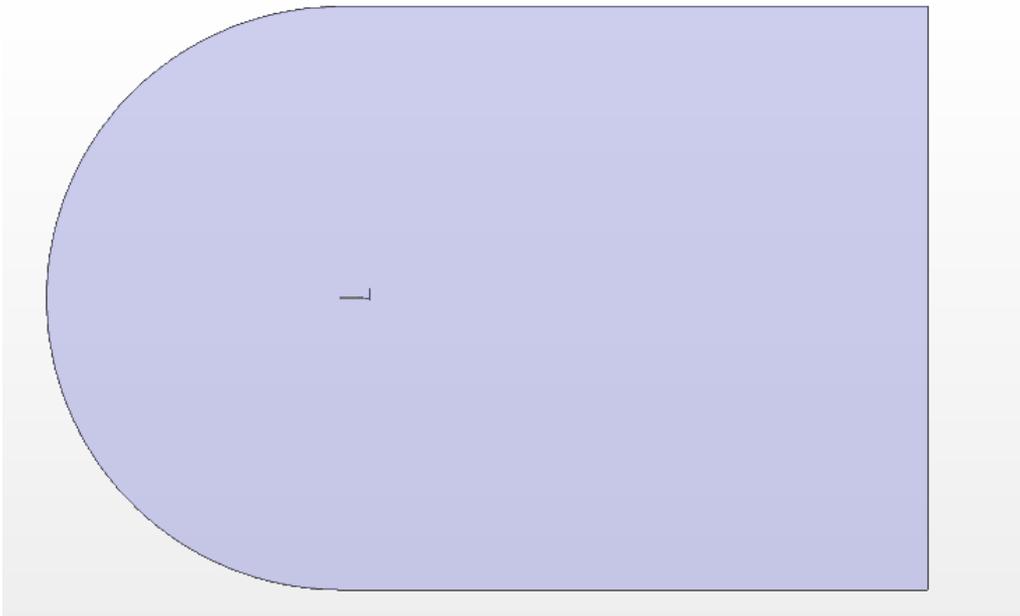
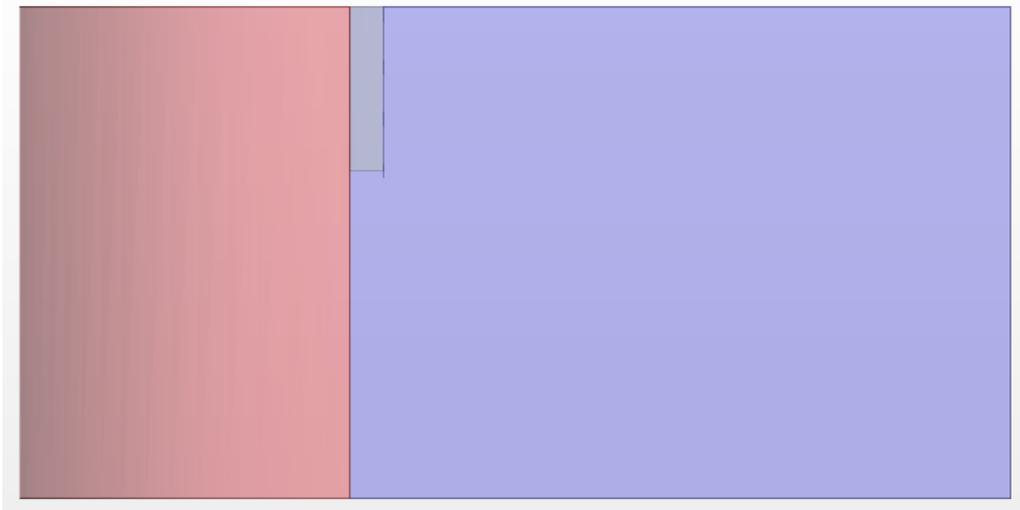


Figura 4.1: Geometría para 6 Hélices

Es importante en la definición del dominio de cálculo, que este sea lo suficientemente grande para que la solución final no se vea influida, sin embargo, tampoco es conveniente definir un dominio excesivamente grande pues esto aumentaría el coste computacional tanto en recursos como en tiempo. Este dominio necesario se puede obtener de dos maneras: o bien estudiando trabajos previos cuyos casos de estudio sea similares al nuestro o realizando un estudio de independencia de dominio. Para este trabajo se ha optado por la segunda opción pues es la más precisa. Son dos las dimensiones más críticas: la distancia desde el perfil hasta la condición de contorno trasera, Figura 4.2a, que debe estar lo suficientemente alejada para que la estela se pueda desarrollar por completo, y la distancia desde la punta de de ala hasta la pared siguiente, Figura 4.2b, que debe ser lo suficientemente elevada como para que no los efectos de punta de ala y los generados por la hélices más alejadas del encastre no se vean afectados por está pared.



(a) Condición de contorno trasera.



(b) Condición de contorno lateral.

Figura 4.2: Condiciones de contorno críticas para la independencia de dominio.

Estudio de independencia de dominio

Para determinar si las dimensiones anteriormente mencionadas son suficiente para asegurar la independencia de la solución, se realizan dos estudios paramétricos, uno para cada uno de las variables, en los que se varía solamente el parámetro a estudiar hasta lograr que la variación de ciertas variables características del problema este por debajo de un error deseado. En este caso, las variables seleccionadas son el coeficiente de sustentación, el coeficiente de resistencia y la eficiencia aerodinámica como parámetros característicos del ala y régimen de giro, parámetro de avance y rendimiento propulsivo para las hélices. Las dimensiones se parametrizan en función de la cuerda del ala y, tal y como se ve en la Tabla 4.2, para el primer estudio se comienza con una longitud de 20 cuerdas y se simulan dos casos adicionales, 30 cuerdas y 40 cuerdas.

L	C_L [-]		C_D [-]		EA [-]		J [-]		η_p [-]	
20 · c	0,4062	-	0,01950	-	20,83	-	0,5742	-	0,7149	-
30 · c	0,4061	0,045 %	0,01950	0,020 %	20,83	0,025 %	0,5729	0,221 %	0,7146	0,052 %
40 · c	0,4068	0,192 %	0,01968	0,943 %	20,67	0,744 %	0,5761	0,224 %	0,7112	0,468 %

Tabla 4.2: Resultados para el estudio de independencia con la distancia a la condición de contorno trasera.

Como se observa en la Tabla 4.2, al aumentar la dimensión trasera de 20 cuerdas a 30 cuerdas, las variaciones que se obtienen en todas las variables consideradas es menor del 1%, en otros términos, aumentar este parámetro produce un efecto despreciable sobre la solución final. Los mismo ocurre al aumentar todavía más la dimensión, pasando de 30 cuerdas a 40 cuerdas. Por tanto, se decide emplear una longitud de 20 cuerdas.

En cuanto a la distancia a la pared lateral, se procede del mismo modo que para la longitud trasera. En la Tabla 4.3 se recoge los diferentes casos estudiados y los resultados para estos. Como se puede observar, a partir de una longitud de 10 cuerdas, todos la variación de los parámetros característicos se encuentra por debajo del 1% por lo que se selecciona esta longitud.

Width	C_L [-]		C_D [-]		EA [-]		J [-]		η_p [-]	
5 · c	0,4129	-	0,019520	-	21,15	-	0,5731	-	0,7150	-
7,5 · c	0,4115	-0,34 %	0,019650	0,66 %	20,94	-1,00 %	0,5726	-0,087 %	0,7137	-0,18 %
10 · c	0,4062	-1,28 %	0,019501	-0,76 %	20,83	-0,52 %	0,5742	0,269 %	0,7149	0,17 %
15 · c	0,4102	0,97 %	0,019618	0,60 %	20,91	0,37 %	0,5715	0,467 %	0,7127	-0,32 %

Tabla 4.3: Resultados para el estudio de independencia con la distancia a la condición de contorno lateral.

4.1.2. Mallado

Para la resolución de un caso mediante CFD, el dominio se divide en un número de celdas o elementos en los que se resolverán las ecuaciones que rigen el comportamiento del fluido, este conjunto de celdas es lo que se denomina malla o mallado.

Una malla con mayor número de celdas se consigue disminuyendo el tamaño de la celdas, teniendo una malla más fina. Se suele perseguir una malla lo más fina posible debido a que proporciona unos resultados más acorde con la realidad, más exactos. También es beneficiosa pues mejora la velocidad de convergencia de la solución, una malla más gruesa requiere de más iteraciones para converger que una más fina. Sin embargo, cuanto más pequeño sea el tamaño del elemento, mayor es el número de cálculos que tiene que realizar nuestro equipo, como ya se ha comentado, las ecuaciones de gobierno se resuelven en cada una de estas celdas por lo que a mayor número de elementos más potencia de cálculo se necesita. Por tanto, el mallado es una etapa crucial pues se debe llegar a un consenso entre exactitud de la solución y gestión de recursos. Para lograr esto, se realiza un estudio de independencia de malla, tal y como se expone más adelante.

A continuación, se va a presentar los parámetros y características más relevantes de las mallas que se han realizado. En la Tabla 4.4 se pueden observar los parámetros generales de la malla. Sin embargo, estos parámetros solo se emplean en las zonas menos críticas. En las regiones donde es de especial interés obtener una mayor precisión, como podría ser las hélices o la estela, se realiza un proceso de refinamiento.

<i>Base Size</i> [mm]	25
<i>Target Surface Size</i> [mm]	25
<i>Minimum surface size</i> [mm]	2,5
<i>Surface Growth Rate</i>	1,2

Tabla 4.4: Principales parámetros del mallado.

En cuanto a los refinamientos que se realizan, como ya se ha comentado, los valores de la Tabla 4.4 son demasiados grandes, especialmente el *Target Surface Size*. Este parámetro especifica el tamaño de la celda que el software intenta conseguir en la región donde se aplica. En las regiones donde se definen los modelos de disco actuador que simulan las hélices, se define un tamaño deseado de un 10% respecto al original por lo que el software buscará un tamaño de 2,5 mm.

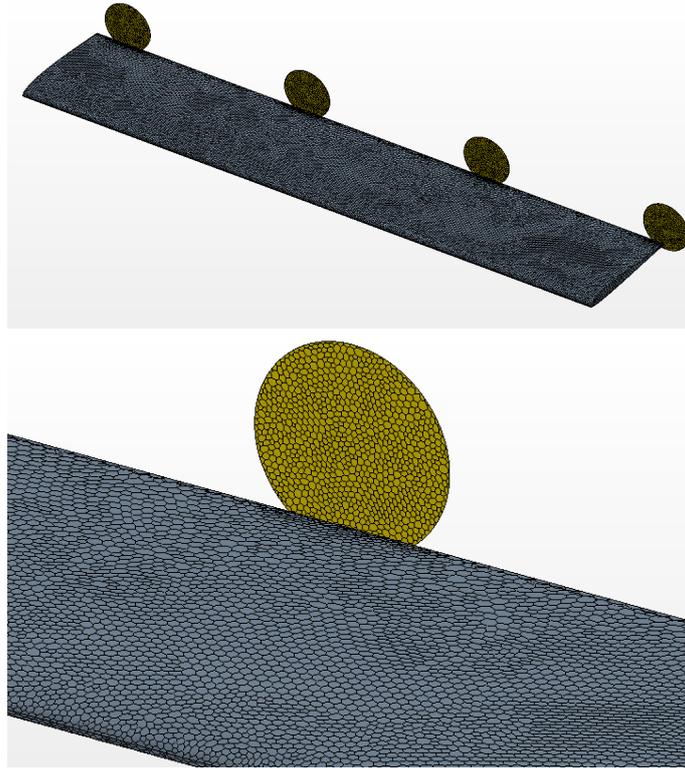


Figura 4.3: Malla sobre la superficie del ala y los discos actuadores.

Otra zona de interés especial es la estela generada por el ala, para definir el refinamiento en ella se especifica la distancia hasta la cual se extiende la este, que se fija como la distancia hasta la pared trasera, y el crecimiento del tamaño de elemento, que se define como 1,05

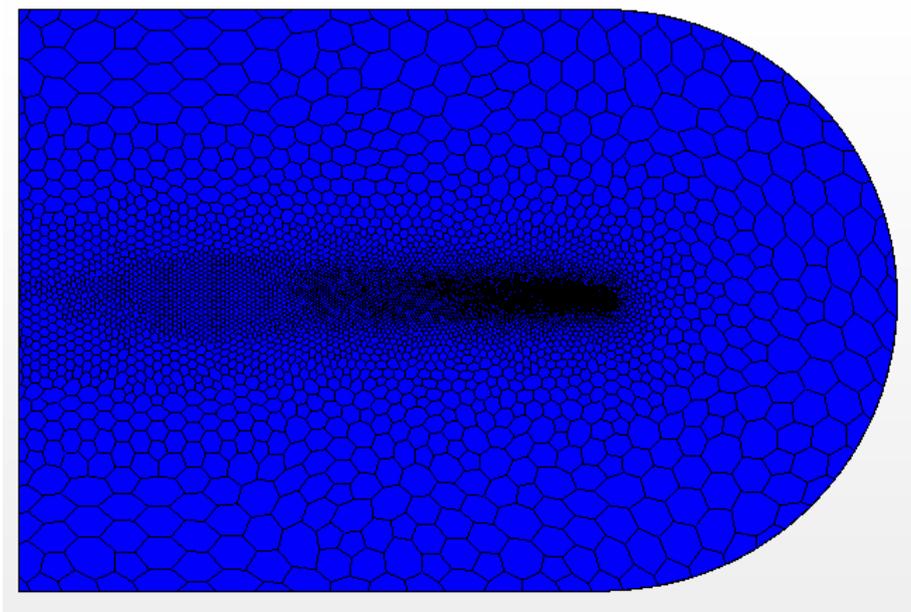


Figura 4.4: Malla en la zona de la estela.

Por último, destacar la utilización de un mallado prismático con los parámetros

que se observan en la Tabla 4.5 para la zona de la capa límite. En esta zona se requiere una malla especialmente fina, idealmente de tamaño $y^+ < 1$ que, como se puede observar en la Figura 4.5, se cumple en la mayoría del perfil.

<i>Number of Prisms Layers</i>	14
<i>Near Wall Thickness [mm]</i>	0,01
<i>Total Thickness [mm]</i>	3

Tabla 4.5: Parámetros para el mallado prismático en la zona de la capa límite.

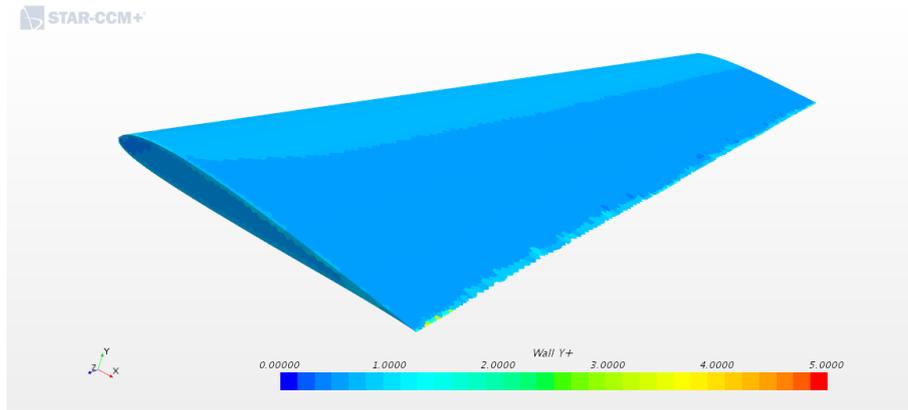


Figura 4.5: Valores de y^+ sobre la superficie del ala.

Estudio de independencia de malla

Siguiendo el mismo proceso que en el estudio de independencia de dominio, esta vez se realiza un estudio de malla para asegurar que la malla es lo suficientemente fina para que la solución no dependa de esta. Se varía el valor del tamaño base o *base size* ya que los valores en las zonas de refinamiento están parametrizados en función de este. La Tabla 4.6 recoge algunos parámetros característicos obtenidos tanto para el ala como la hélice. Lo primero a destacar es que, para un tamaño base de $17,5\text{mm}$, el número de elementos se dispara y supera los 20.000.000 de elementos, lo cual se vuelve inviable calcular con los recursos disponibles.

En cuanto al resto de valores de tamaño base, la Figura 4.6 muestra los resultados para la eficiencia aerodinámica del ala mientras, recogiendo así los resultados de C_L y C_D también, y la Figura 4.7 muestra la evolución del régimen de giro de las hélices al variar el número de elementos. En primer lugar, se observa como para ambos casos al pasar de un tamaño base de 20mm a $22,5\text{mm}$, el número de elementos aumenta en un 130 % mientras que los resultados no varían en más de un 2 %, por lo que aumentar tanto el coste de calcula no resulta eficiente. En segundo lugar, al reducir el tamaño base de 30mm a $27,5\text{mm}$ y de este último a 25mm , los valores sufren variaciones significativas, por tanto, los dos valores más elevados quedan descartados. Por último, de los valores restantes se escoge el valor de 25mm . Pese a que el valor más óptimo pueda ser 20mm , la malla que se obtiene sigue siendo demasiado pesada para los recursos de los que se dispone y se escoge 25mm debido

a que es la malla más gruesa que permita obtener una resolución del disco actuador de 4x4. Como se verá más adelante, este parámetro resulta clave en los resultados obtenidos.

Base Size (mm)	N Elements	CL		CD		EA		Prop Speed	
30	4.637.208	0,41867	-	0,021580	-	19,40	-	5696,29	-
27,5	5.161.329	0,40420	-3,46 %	0,020692	-4,11 %	19,53	0,69 %	4947,32	-13,15 %
25	6.974.222	0,40663	0,60 %	0,020263	-2,07 %	20,07	2,73 %	4638,06	-6,25 %
22,5	7.513.214	0,40505	-0,39 %	0,019676	-2,90 %	20,59	2,58 %	4591,57	-1,00 %
20	8.900.124	0,40631	0,31 %	0,019416	-1,32 %	20,93	1,65 %	4494,45	-2,12 %
17,5	20.507.541	0,40120	-1,26 %	0,018898	-2,67 %	21,23	1,45 %	4450,69	-0,97 %

Tabla 4.6: Resultados para la independencia de malla.

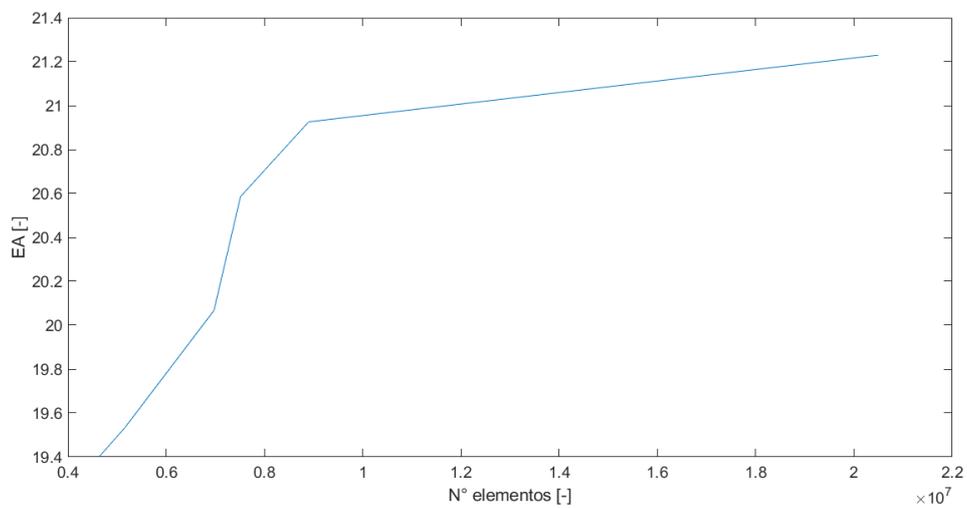


Figura 4.6: Resultados de la independencia de malla para la eficiencia aerodinámica.

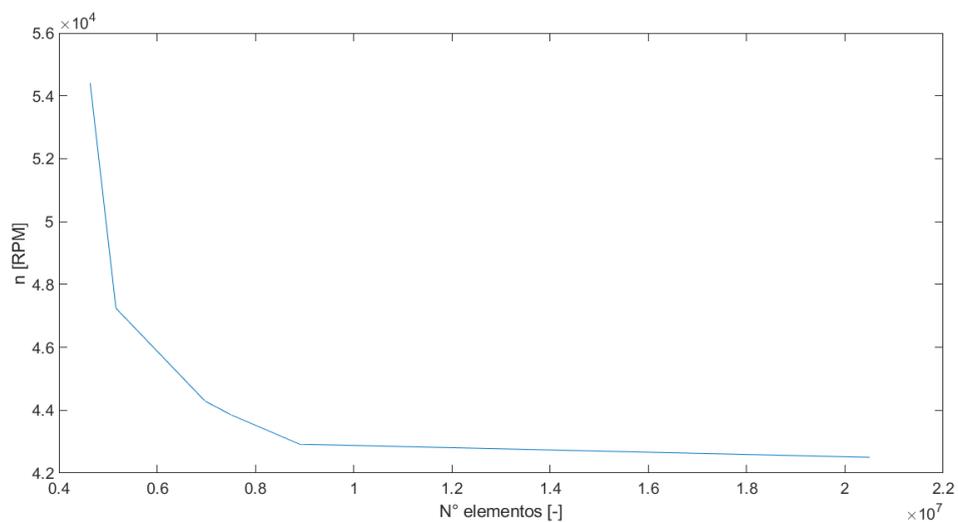


Figura 4.7: Resultados de la independencia de malla para la velocidad de giro de la hélice.

4.1.3. Modelos físicos

A continuación, se va a proceder a explicar los modelos empleados para la configuración y resolución de los distintos casos.

- Fluido.** Se considera un modelo de gas ideal con densidad constante. En este caso, se utiliza aire a nivel del mar cuyas propiedades se encuentran en la Tabla 4.7. En cuanto a la compresibilidad del aire, como convenio se supone flujo compresible para un valor de $Mach > 0,3$. De los casos de la Tabla 4.1, los de mayor Mach serán los correspondiente a $Re = 700.000$, que se traduce a una velocidad de vuelo de $51,49 m/s$ o, lo que es lo mismo, $M_\infty \approx 0,15$.

Temperatura [K]	288
Presión [Pa]	101.325
Densidad [kg/m^2]	1,225
Viscosidad cinemática [$kg/(m \cdot s)$]	$1,802 \cdot 10^{-5}$

Tabla 4.7: Propiedades del aire a nivel del mar.

- Modelo espacial.** Se trabaja en un espacio 3D debido a que se desea estudiar un modelo de ala completa que cuenta con efectos tridimensional como, por ejemplo, fenómenos en punta de ala y los generados por las hélices.
- Modelo temporal.** Debido a que se va a simular la aeronave volando en crucero, en el que existe un equilibrio de fuerzas y el régimen de giro de las hélices será constante, se puede considerar que el estado del fluido no variará con el tiempo. Por tanto, se decide utilizar un modelo estacionario.
- Turbulencia.** Las ecuaciones que se van a resolver son las denominadas RANS (*Reynolds-Averaged Navier-Stokes*). Estas ecuaciones promedian en el tiempo las ecuaciones que gobiernan todo flujo, la ecuaciones de Navier-Stokes. En otras palabras, se está resolviendo los valores medios del flujo y modelan los llamados tensores de *Reynolds*. De este modo, no se está resolviendo la turbulencia, sino que se está modelando. El modelo utilizado en este caso es el denominado modelo de ***Spallart-Allmaras***. Destacar también que, como se ha comentado anteriormente, el valor de y^+ es inferior a 1, lo que resulta beneficioso a la hora de utilizar este modelo.
- Solver.** Para resolver las ecuaciones se utiliza un esquema acoplado. El esquema acoplado resuelve de manera simultanea las ecuaciones de conservación de la masa, de momento y de energía, al contrario que un esquema segregado que las resuelve de manera secuencial. Aunque es habitual utilizar un *solver* segregado para casos como los de este trabajo, en el que las velocidades de vuelo son bajas y el fluido es incompresible, y un *solver* acoplado para casos en los que la velocidad están fuertemente acoplados, como flujos con elevadas presiones o altas velocidades, se ha decidido utilizar el primero porque de lo contrario podrían surgir inestabilidades que harían divergir los resultados [30]. Esto acarrea una mayor estabilidad pese a que el coste computacional será mayor.

La solución de las ecuaciones se logra mediante una integración pseudotemporal implícita de segundo orden, en el que se fija un número de Courant controlado mediante rampa.

- **Hélice.** Esta se simula mediante un modelo de disco actuador con teoría del elemento de pala, el cual se explica con más detalle a continuación.

Disco actuador

El primer paso es definir los parámetros geométricos del modelo de disco actuador. Para ello se introducen los parámetros de la Tabla 3.2 en el software, así como la posición del disco en el dominio, su radio y su espesor. Del mismo modo, se introducen los coeficientes aerodinámicos de los perfiles que conforman la hélice, Figura 3.3, 3.4 y 3.5. Estos resultados, sacados de [30], han sido obtenidos mediante el software *XRFL5*, el cual utiliza el método de los paneles, para distintos ángulos de ataque y números de Reynolds.

Destacar también que el modelo de disco actuador simula el flujo que genera la hélice mediante términos fuente en los centroides de las celdas que estén situadas dentro del disco actuador. Para ello, se define una resolución radial y una resolución azimutal que estarán limitadas por el tamaño de malla. Mediante estas resoluciones se obtiene el número de términos fuente; así, una resolución de 8x8 generará 64 términos fuentes mientras que una resolución de 4x4 generará 16. Sin embargo, un término fuente debe contener al menos un centroide dentro de él, por lo que una resolución demasiado alta en comparación al tamaño de malla provocará que la simulación no funcione, motivo por el cual se debe refinar esta zona y generar una malla más fina. Para la malla que se obtiene en el Apartado 4.1.2, la solución más alta permitida es de 4x4, generando 16 términos fuentes. Idealmente, la resolución será lo más alta posible generando el mayor número de términos fuentes posibles. Sin embargo, ello conlleva refinar mucho la malla, lo cual no es posible como ya se ha visto en la Sección 4.1.2. Por experiencia previa, se decide utilizar una resolución de 4x4, no obstante será muy importante que los resultados con esta configuración se sometan a un proceso de validación.

Para definir el régimen de giro del modelo de disco actuador, se utiliza un controlador PID que trata de igual el empuje proporcionado por las hélices a la resistencia total de la aeronave, simulando así las condiciones de vuelo en crucero. Se crea una variable de exceso de empuje, T_{ex} , que se calcula como la diferencia entre la suma del empuje de los n disco que se definan y la resistencia de la aeronave.

$$T_{ex} = \sum_{i=1}^{n_p} T_i - D \quad (4.1)$$

A su vez, la resistencia de la aeronave se calcula mediante el coeficiente de resistencia, definido mediante la Ecuación 4.2. El coeficiente de resistencia se calcula como el coeficiente de resistencia del ala, $C_{D_0} + C_{D_i}$, más el coeficiente de resistencia del resto de la aeronave, $C_{D_{extra}}$. Este $C_{D_{extra}}$ tiene en cuenta la resistencia

introducida por fuselaje, estabilizadores y demás componentes de la aeronave y se ha estimado en $C_{D_{extra}} = 0,011$.

$$C_D = C_{D_0} + C_{D_i} + C_{D_{extra}} = C_{D_0} + \frac{C_L^2}{\pi A Re} + C_{D_{extra}} \quad (4.2)$$

4.1.4. Condiciones de contorno

En la siguiente apartado se va a exponer las distintas condiciones de contorno establecidas. Las condiciones de contorno son restricciones que se le aplican al fluido en los límites del dominio. A continuación, se va a exponer las distintas condiciones de contorno establecidas.

- **Velocity Inlet.** Se define para definir una fuente de fluido a una dada velocidad. Se ha utilizada para definir la dirección y la magnitud de la velocidad en el flujo libre, esta última calculada a partir del número de *Reynolds*. También se especifica la turbulencia mediante la viscosidad turbulenta.

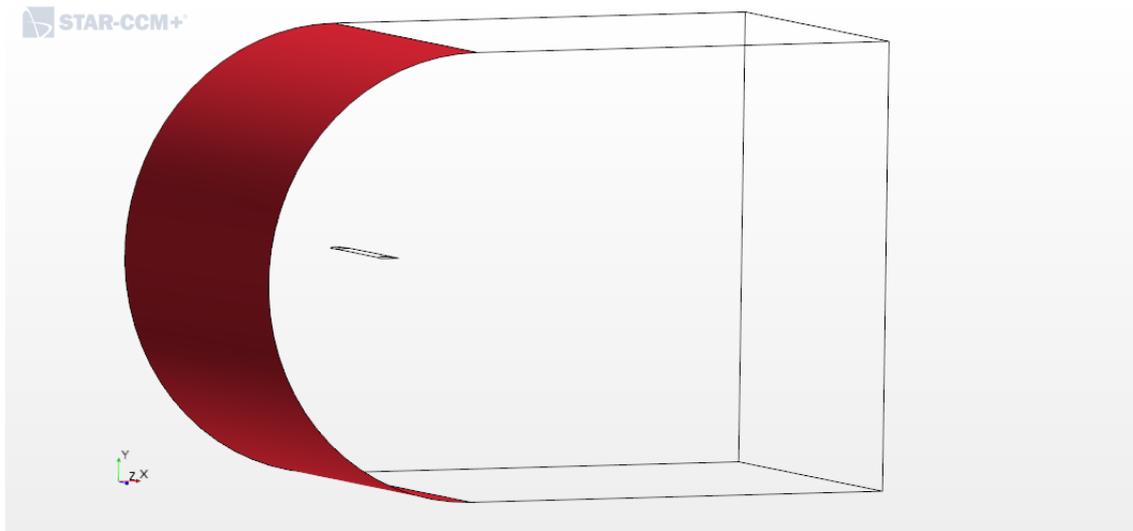


Figura 4.8: Condiciones de *Velocity Inlet*.

- **Pressure Outlet.** Este tipo de condición de contorno se suele emplear para especificar la salida del fluido de nuestro dominio imponiendo la presión en ella. En nuestro caso, se ha empleado este tipo de condición para la pared trasera del dominio, la más alejada del ala en el sentido del fluido.

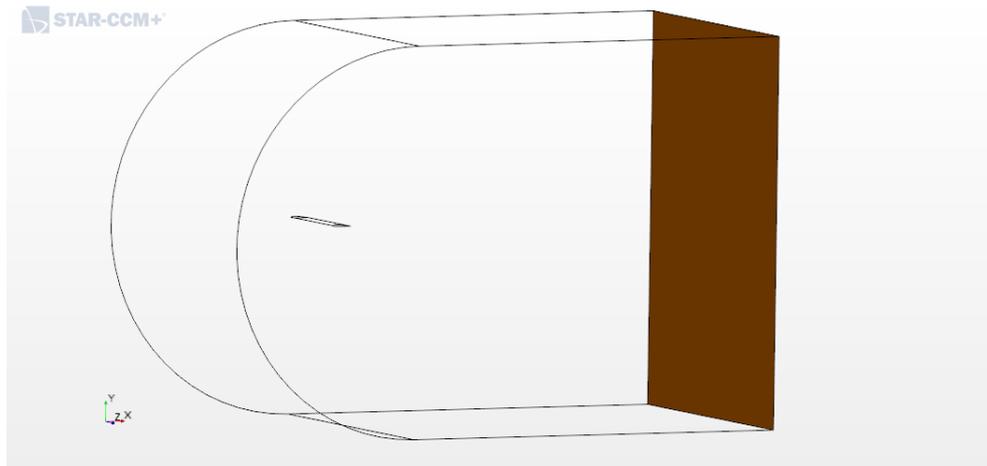


Figura 4.9: Condiciones de *Pressure Outlet*.

- **Wall.** Se emplea para definir superficies solidas, en nuestro caso para las superficies del ala: intradós, extradós y punta. Lo más relevante de este tipo de condición de contorno es definir como interactúa el fluido con esta superficie. Se debe decidir entre un modelo de no deslizamiento, en el que la velocidad tangencial justo en la superficie es nula y, por tanto, se tiene un esfuerzo cortante y capa límite; o un modelo de deslizamiento, en el que esta velocidad se extrapola de la celda contigua a la superficie. Como es lógico, debido a los métodos de ingestión de capa límite que se pretenden estudiar, se ha decidido por un modelo de no deslizamiento.

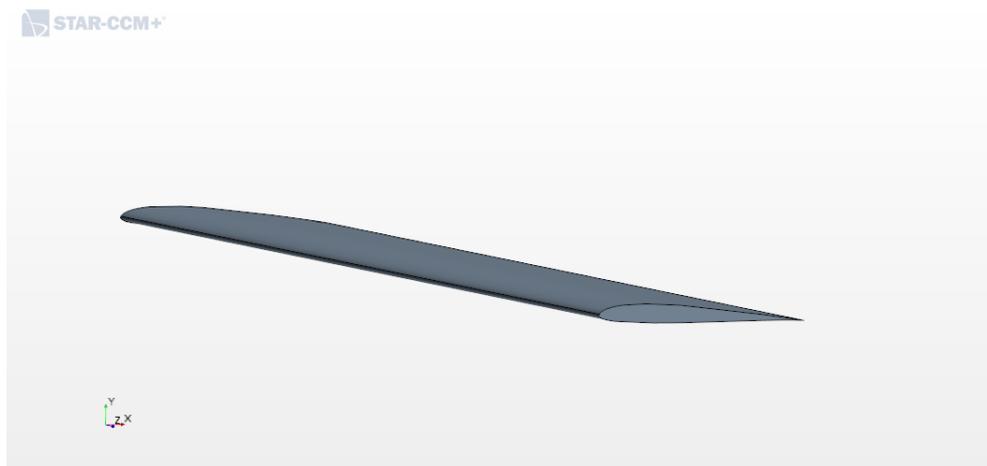
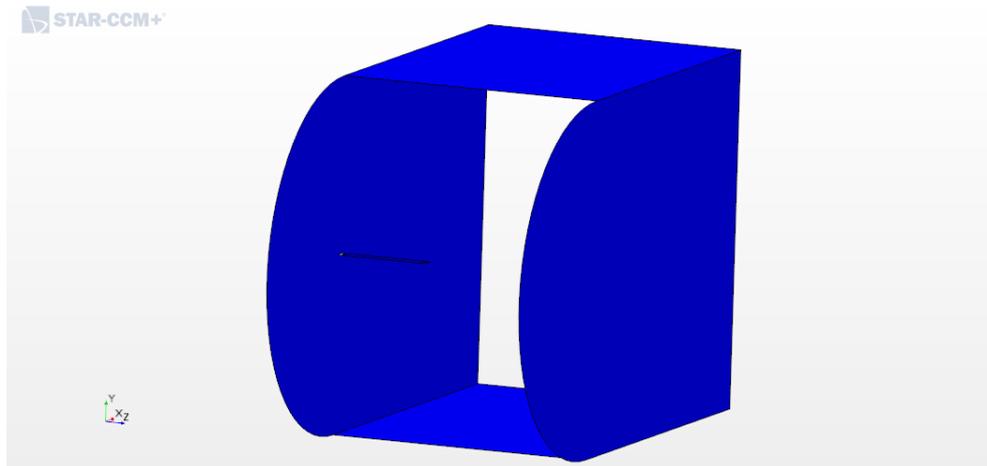


Figura 4.10: Condiciones de *Wall*.

- **Symmetry Plane.** Una condición de simetría se puede utilizar de dos maneras aunque su finalidad siempre es la misma: reducir el dominio y por tanto el coste computacional. En primer lugar, cuando tanto el fluido y como la geometría son simétricos; este sería el caso del plano que separa las dos semi-alas en el caso de estudio de este trabajo. En segundo lugar, se puede utilizar como una pared plana con condición de deslizamiento; esta sería la utilidad en el resto de paredes que todavía no se mencionadas.

Figura 4.11: Condiciones de *Symmetry Plane*.

4.1.5. Criterios de convergencia

Durante una simulación CFD, se resuelve el problema planteado de forma iterativa. Si se ha configurado bien el caso y se tiene una malla lo suficientemente buena, la solución convergerá; sin embargo, se debe decidir cuando esta solución ha convergido. Por ello, se deben establecer los criterios de convergencia que detendrán el caso cuando se cumplan. Un criterio habitual es establecer un número máximo de iteraciones. No obstante, este método es poco óptimo pues puede suceder que el número de iteraciones establecido no sea suficiente y la solución no sea acertada o, por el contrario, el número de iteraciones podría ser excesivo provocando que se utilicen recursos una vez ya encontrada la solución sin obtener una mejora notable en esta. Por tanto, en este trabajo se opta por unos criterios distintos:

- **Monitores.** El método principal utilizado, el cual detendrá el cálculo en última instancia, será el de monitorizar el valor de una o varias variables y detener el cálculo cuando la variación de estas durante cierto número de iteraciones sea menor que un error que el usuario define. En concreto, son dos los parámetros seleccionados: C_L y C_D . En cuanto al coeficiente de sustentación, se ha decidido que la diferencia entre el valor máximo y mínimo de este durante un intervalo de 50 iteraciones debe ser menor que 10^{-5} . Para el coeficiente de resistencia, se ha optado por una variación máxima de 10^{-7} .

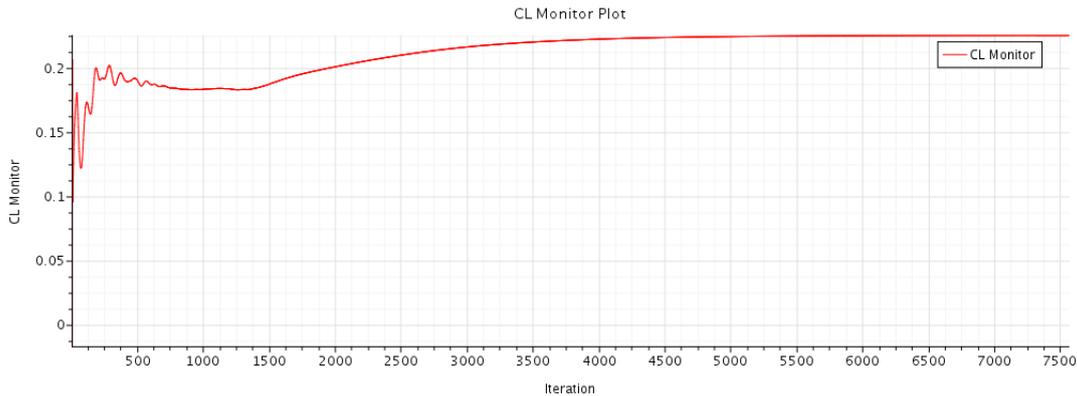


Figura 4.12: Valor del C_L durante una simulación.

- Residuales.** Los residuales son una manera de medir la diferencia en el valor de una magnitud entre dos iteraciones. Dicho de otra manera, un residual que decrece le está informando al usuario que esa variable es, a cada iteración, más parecida a esa misma variable en la iteración anterior, que está convergiendo a un valor. Si bien por si mismos los residuales no aseguran la convergencia, sí que son una buena comprobación tras haber utilizado otro método como podría ser el explicado anteriormente. En la Figura 4.13 se pueden observar los distintos residuales que el software extrae por defecto. Se aprecia como, al detener la simulación, los residuales del momento en cada una de la tres direcciones (X, Y, Z) siguen decreciendo mientras que otros se han estabilizado en torno a un valor relativamente bajo (del orden de 0,0001), esto indica que esa variable en concreto ha convergido.

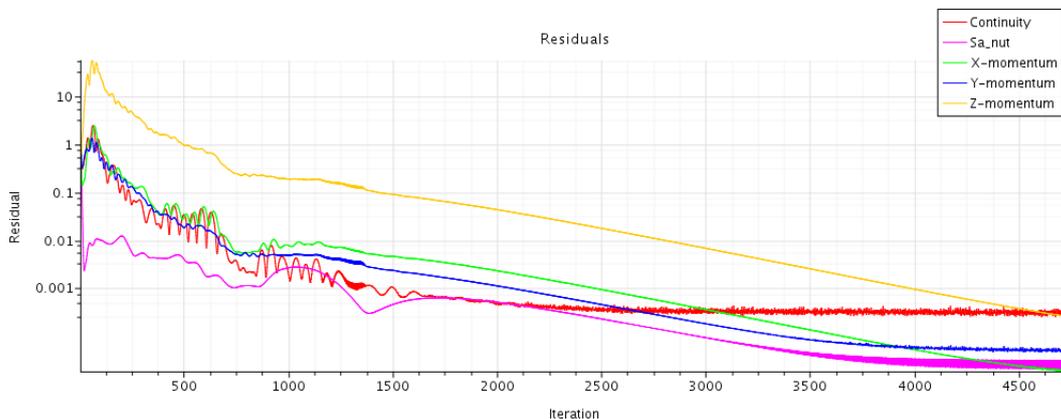


Figura 4.13: Residuales durante un simulación.

4.1.6. Post-procesado

La fase de post-procesado consiste en obtener toda la información y datos relevantes de la simulaciones realizadas. Esta información puede venir representada de distintas manera: escenas de un cierto parámetro en un plano de corte, escenas de distribución de un escalar sobre una superficie, distribución de una variable sobre

una isoclinea, valores numéricos... Se hará uso de una combinación de los anteriores para representar en cada caso los resultados de una manera lo más clara posible. Destacar que los parámetros más relevantes son los siguientes:

- **Coefficiente de sustentación.** Representa de forma adimensional la sustentación producida por el ala. El software lo calcula utilizando la Ecuación 4.3, donde L es la sustentación, ρ es la densidad, V es la velocidad y S es la superficie de referencia, en este caso la superficie alar.

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

- **Coefficiente de resistencia.** Representa de forma adimensional la resistencia producida por el ala. El software lo calcula utilizando la Ecuación 4.4, donde D representa la resistencia del ala la sustentación.

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

- **Eficiencia aerodinámica.** Relación entre empuje y resistencia del ala.

$$EA = \frac{C_L}{C_D} \quad (4.5)$$

- **Parámetro de avance.** Representa la relación entre velocidad de avance de la hélice, V_∞ , y velocidad de giro, n , donde D_p es el diámetro de la hélice.

$$J = \frac{V_\infty}{nD_p} \quad (4.6)$$

- **Rendimiento propulsivo.** Representa que cantidad de potencia del eje de la hélice se está convirtiendo en potencia de empuje. T es el empuje de la hélice, P la potencia del eje y τ el par de giro del eje.

$$\eta_p = \frac{TV_\infty}{P} = \frac{TV_\infty}{\tau n} \quad (4.7)$$

- **Coefficiente de empuje.** Representa de forma adimensional el empuje proporcionado por la hélice.

$$C_T = \frac{T}{\rho n^2 D_p^4} \quad (4.8)$$

4.2. Optimización Misión

Mediante el lenguaje de programación *Python*, se realiza se simula una misión real con el objetivo de estudiar el combustible necesario para volar cierto rango con las distintas configuraciones estudiadas. Para ello, se hace uso de los resultados obtenidos de las simulaciones CFD y de otros datos externos como podría ser el mapa del motor de combustión [11].

Caso base

Se calcula el rango de una misión con peso inicial W_i y peso final W_f con una configuración convencional mediante la fórmula de *Breguet* (Ecuación 4.9), donde η_p es el rendimiento propulsivo, η_m es el rendimiento mecánico debido a la multiplicadora, $BSFC$ es el consumo específico, g es la aceleración debido a la gravedad, $\frac{C_L}{C_D}$ representa la eficiencia aerodinámica y W es el peso de la aeronave.

$$R_{base} = \int_{W_f}^{W_i} \frac{\eta_p \cdot \eta_m}{BSFC \cdot g} \cdot \frac{C_L}{C_D} \cdot \frac{dW}{W} \quad (4.9)$$

En primer lugar, se calcula la velocidad de la aeronave en función del peso de ésta mediante la llamada ley de pilotaje según la Ecuación 4.10. Esta ley representa una variación lineal de la velocidad con el peso de la aeronave, donde los coeficientes p_0 y p_1 se ajustan para maximizar el rango de la aeronave.

$$V = p_0W + p_1 \quad (4.10)$$

A continuación, se calcula el rango específico de la aeronave, siendo este el integrando de la Ecuación 4.9. Para ello, se hace uso de los resultados extraídos de las simulaciones y se crean superficies cuadráticas con las que poder interpolar en función del Reynolds, pudiendo calcular todos los parámetros necesarios en función de la velocidad de vuelo. El proceso seguido sería el siguiente:

1. Se ajustan los coeficiente de la ley de pilotaje de manera que el rango de la misión sea máximo.
2. Conociendo el peso de la aeronave, se puede calcular la velocidad de la aeronave en cada momento.
3. Se calcula el coeficiente de sustentación utilizando la Ecuación 4.3.
4. Se calcula la resistencia utilizando una superficie cuadrática a partir de los datos de las simulaciones que sea función del número de Reynolds y el coeficiente de sustentación de la siguiente manera:

$$x_0 \cdot C_L^2 + x_1 \cdot C_L + x_2 \cdot Re^2 + x_3 \cdot Re + x_4 \cdot Re \cdot C_L + x_5 \quad (4.11)$$

5. Se calcula el régimen de giro de la hélice utilizando una superficie cuadrática en función del empuje, que se iguala a la resistencia calculada, y la velocidad de vuelo.
6. A partir de la velocidad de giro de la hélice, mediante una superficie de interpolación se calcula el rendimiento propulsivo y con esto se tiene información suficiente para calcular potencia propulsiva, régimen de giro del motor y par motor.

7. Por último, utilizando el mapa motor se calcula el consumo específico a partir de la velocidad de giro y el par motor.

Este proceso se repite reduciendo el peso de la aeronave a cada paso hasta que el peso es igual hasta W_f . De esta manera, se tiene la evolución de cada uno de los parámetros calculados a lo largo de la misión.

Caso híbrido

Para los casos híbridos, ya sean con o sin DEP, el proceso que se sigue es el inverso. Siendo conocido el rango de la misión pues se iguala al rango base, se calcula el combustible necesario para volar dicha distancia para estudiar si existe un ahorro de consumo o no. En este caso, se utiliza la Ecuación 4.12 para calcular el rango específico en cada momento. Destacar que, debido al desacoplamiento del ICE, de tiene mayor margen a la hora de adaptar la velocidad de manera que se minimice el consumo específico por lo que no es necesario utilizar una ley de pilotaje. Remarcar también que no existe rendimiento mecánico al no tener multiplicadora pero se debe tener en cuenta el rendimiento eléctrico, η_e , de los procesos de generación eléctrica. Además, el peso en vacío, $W_{f,hybrid}$, se considera un 2% mayor que el caso base para el caso híbrido sin DEP y un 3% mayor para los casos híbridos con DEP debido a los componentes eléctricos adicional que se necesitan, como viene recogido en [7].

$$R_{hybrid} = \int_{W_{f,hybrid}}^{W_{i,hybrid}} \frac{\eta_p \cdot \eta_e}{BSFC \cdot g} \cdot \frac{C_L}{C_D} \cdot \frac{dW}{W} \quad (4.12)$$

Capítulo 5

Resultados

En el siguiente capítulo, se procede a analizar los resultados obtenidos. Primero, se exponen los resultados obtenidos para la optimización de misión de los distintos casos y se halla la solución óptima desde el punto de vista de las emisiones. A continuación, se estudia los resultados obtenidos mediante el cálculo CFD para los distintos casos, analizando los efectos sobre el flujo y las prestaciones tanto del ala como de las hélices de los distintos parámetros estudiados (ángulo de ataque, número de Reynolds y número de motores).

5.1. Optimización de misión

La Tabla 5.1 muestra el combustible consumido para la realización de la misión y el ahorro de este respecto al caso base, así como los kilogramos de dióxido de carbono emitidos a la atmósfera durante ésta. Como se puede observar, el caso híbrido sin DEP presenta un ahorro de combustible respecto al caso base, tal y como se esperaba. Sin embargo, los casos híbridos con DEP no presentan ninguna mejora, sino que ofrecen peores resultados. A continuación, se va intentar dar una explicación a estos resultados estudiando la evolución de distintos parámetros a lo largo de la misión que representen las prestaciones y el comportamiento de la aeronave y sus sistemas.

Caso	Combustible [kg]	Ahorro combustible [-]	Emisiones CO_2 [kg]
Base	10	-	30,53
Híbrido sin DEP	9,04	-9,60 %	27,61
DEP con 4 propulsores	10,73	7,30 %	32,76
DEP con 6 propulsores	10,57	5,70 %	32,26
DEP con 8 propulsores	10,65	6,54 %	32,53

Tabla 5.1: Consumo de combustible y emisiones totales para los distintos casos.

5.1.1. Consumo específico

En primer lugar, se muestra la operación sobre el mapa motor para los distintos casos estudiados. Las líneas rojas representan la evolución del punto de operación a lo largo de la misión y esta se representa sobre el mapa motor de modo que se pueda extraer el consumo específico en cada momento. Para el caso base (Figura 5.1), se observa como el punto de operación varía de modo que la potencia disminuye, estando en el rango de $[950, 500]$ W aproximadamente. Según avanza la misión, la aeronave quema combustible y su peso disminuye provocando que se necesite una menor potencia para propulsar la aeronave. De igual manera, esta reducción de peso también genera un cambio en el consumo específico a lo largo de la misión. Como se aprecia en la Figura 5.3, el consumo específico, aunque al principio disminuya, tiende a aumentar lo cual se puede apreciar de forma más clara observando de nuevo la evolución del punto de operación en la Figura 5.1.

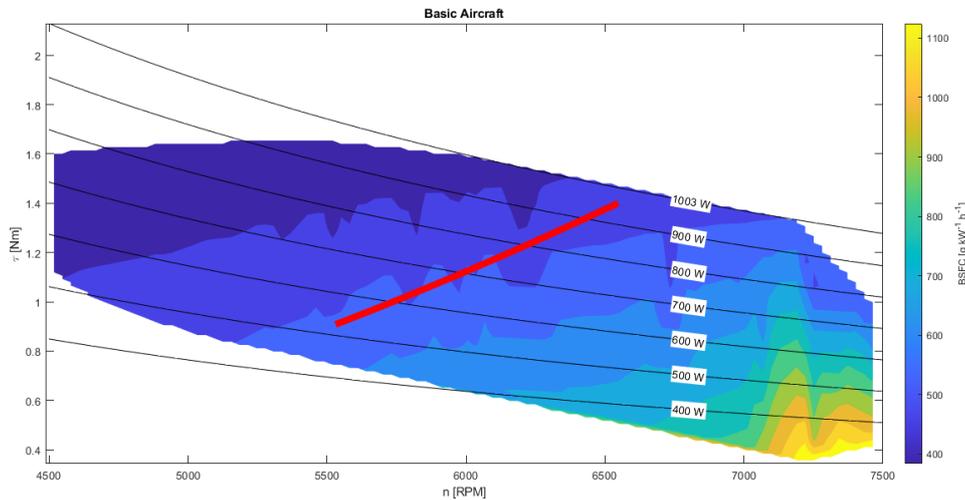


Figura 5.1: Operación sobre mapa motor en el caso base.

En cuanto a los casos híbridos, lo primero a destacar en la Figura 5.2 es que existen tramos de la misión en lo que se está trabajando fuera del mapa motor del que se dispone. Este fenómeno se da en los tramos iniciales de la misión en los que el peso es mayor y la potencia necesaria excede la potencia máxima del mapa, la cual se encuentra en torno a los 1003 W; como se puede observar el rango de potencia es de $[1000, 650]$ W para el caso híbrido sin DEP y de $[1000, 750]$ W para los casos con DEP. El proceso de optimización de misión está programado de tal manera que se calcule el régimen de giro óptimo, n_{opt} , en función de la potencia requerida. Si potencia requerida es mayor que el valor máximo del mapa, n_{opt} se calcula utilizando este valor de $P_{max} = 1003$ W. Por tanto, mientras el valor de potencia excede P_{max} , el valor de n_{opt} se mantiene constante y aparecen esas líneas verticales en la operación del motor.

Sin embargo, si se obvian estos tramos, se puede observar el efecto de la hibridación sobre el punto de operación del motor. Debido a que todos los casos híbridos, ya sean con o sin DEP, tiene un sistema propulsivo desacoplado del motor de com-

bustión, el comportamiento en todos ellos es similar. Con el objetivo de minimizar el consumo específico, se tiende a operar a regímenes de giro bajos y a altos valores de par, pues en esta zona del mapa donde se da el menor consumo específico.

Destacar también que el mapa del que se dispone no es completo. Si se tuviese el mapa completo se podría solventar el problema en el tramo inicial de la misión en el que la potencia excede la potencia máxima y, además, se podría operar en zonas de menor consumo específico de las cuales con el actual mapa no se tiene información.

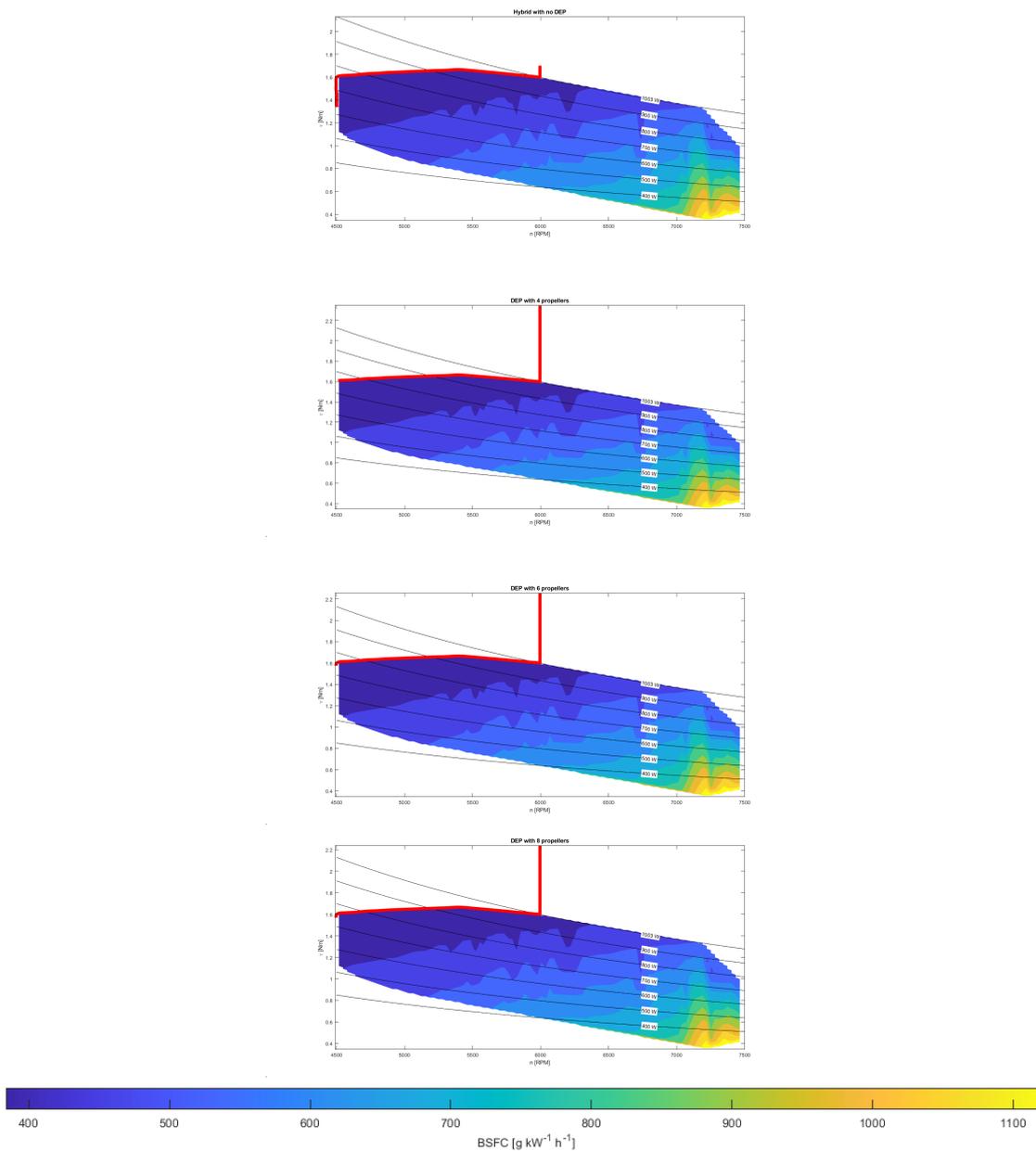


Figura 5.2: Operación sobre mapa motor en los casos híbridos con y sin DEP.

Por último, en la Figura 5.3 se muestra la evolución del consumo específico a lo largo de la misión para los distintos casos. Se observa la mejora que ofrece la hibridación pues los valores para los casos híbridos son muy inferiores para todos los casos y en todo el rango en comparación con el caso base. Además, las tendencias

son distintas también. En el caso base tiende a aumentar debido a las limitaciones del acoplamiento entre los sistemas mientras que en los casos híbridos se busca el calor óptimo en cada momento y, por tanto, tiende a disminuir.

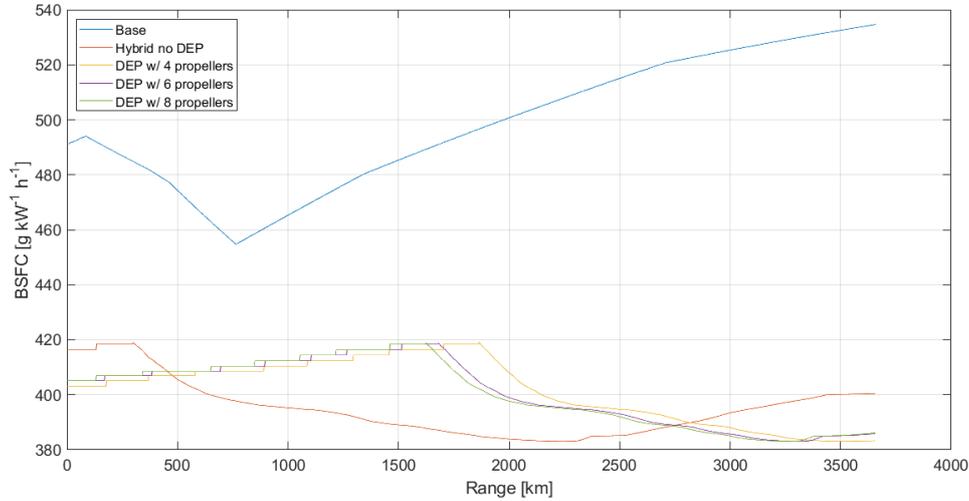


Figura 5.3: Consumo específico a lo largo de la misión.

5.1.2. Velocidad de vuelo

A continuación, se muestra un resumen de la misión mostrando la velocidad de vuelo durante esta (Figura 5.4) así como la velocidad en función de la masa de la aeronave (Figura 5.5). Para el caso base, tal y como se aprecia en la Figura 5.5 a medida que la aeronave quema combustible y pierde peso a lo largo de la misión la potencia requerida es menor y, por tanto, la velocidad de vuelo disminuye, buscando el menor consumo específico que cumpla con la potencia necesaria.

En cuanto a los casos híbridos, pese a que la tendencia de la velocidad es también decreciente, la evolución de esta es diferente al encontrarse la hélice desacoplada del motor de combustión interna. Esto genera que la velocidad disminuya e incremente, generando pico y valles, para asegurar un consumo específico mínimo mientras la potencia necesario disminuye también

Destacar también que, como se aprecia en la Figura 5.4, debido a trabajar en puntos de operación de mayor potencia aunque menor consumo específico, la diferencia de potencia entre los casos híbridos y el base provoca que la velocidad de vuelo sea mayor en los casos con DEP.

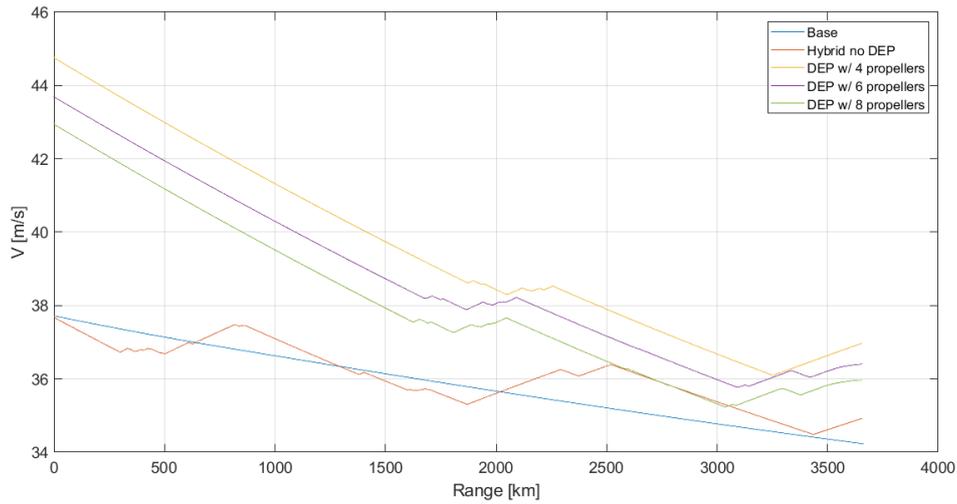


Figura 5.4: Velocidad de vuelo a la largo de la misión.

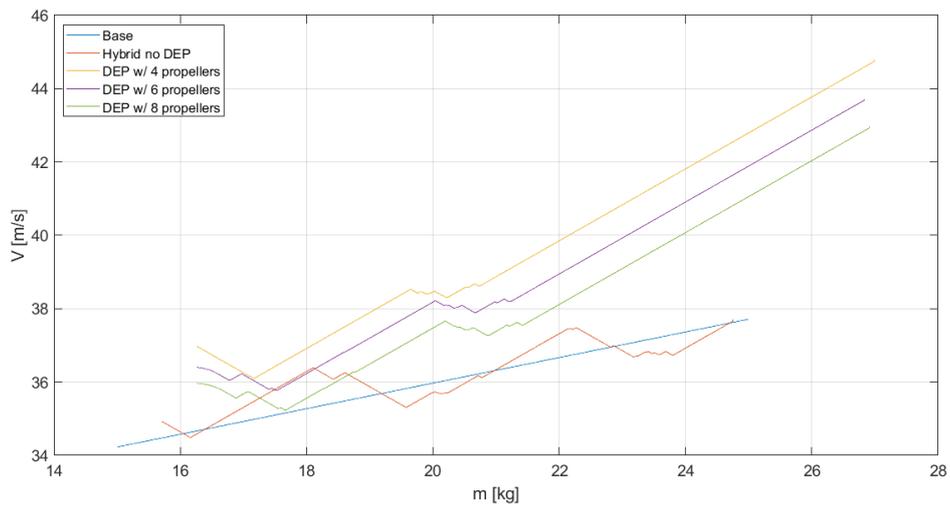


Figura 5.5: Velocidad de vuelo en función de la masa de la aeronave.

Como es lógico, la diferencia de velocidades se traduce en que se necesiten distintos tiempos para completar la misión. Como se aprecia en la Figura 5.6, los casos que menos tiempo emplean para volar el rango completo se corresponden con los casos con DEP, siendo el más rápido de todos el caso con 4 hélices, que necesita tan solo 25 horas y 48 minutos para completar la misión, un ahorro del 9,8% del tiempo respecto al caso base que necesita 28 horas y 37 minutos.

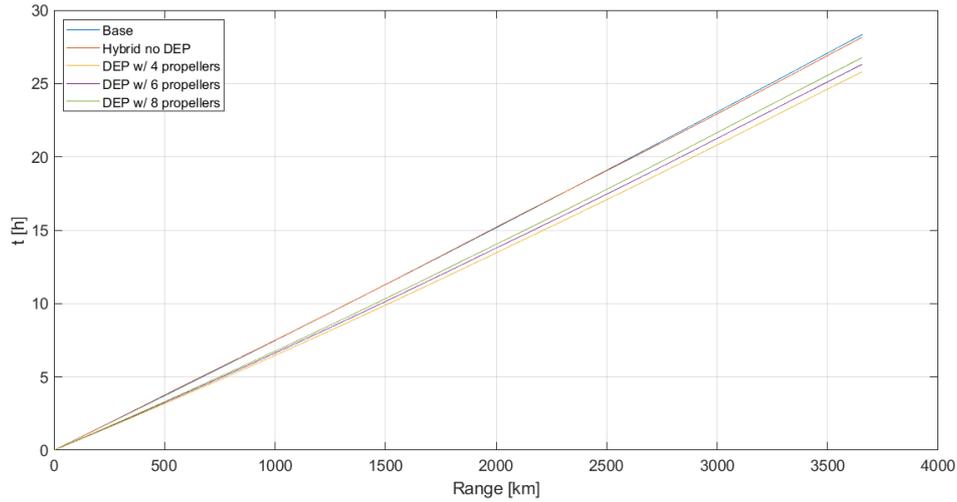


Figura 5.6: Tiempo de vuelo de la misión.

5.1.3. Eficiencia aerodinámica

La Figura 5.7 muestra la eficiencia aerodinámica a lo largo de la misión para los distintos casos. La evolución del peso de la aeronave y la consiguiente reducción de velocidad genera que la sustentación necesaria varíe, y con ello que varíe la resistencia de la aeronave y, por ultimo, la eficiencia aerodinámica siguiendo la evolución mostrada en la Figura 5.7. Cabe destacar que los casos con DEP presentan una mayor eficiencia aerodinámica casi en la totalidad de la misión. Esto puede ser consecuencia a la mayor velocidad de vuelo de estos casos, provocando que un menor coeficiente de sustentación sea necesario y, por tanto, que la aeronave este volando a un ángulo de ataque en el que la eficiencia sea óptima.

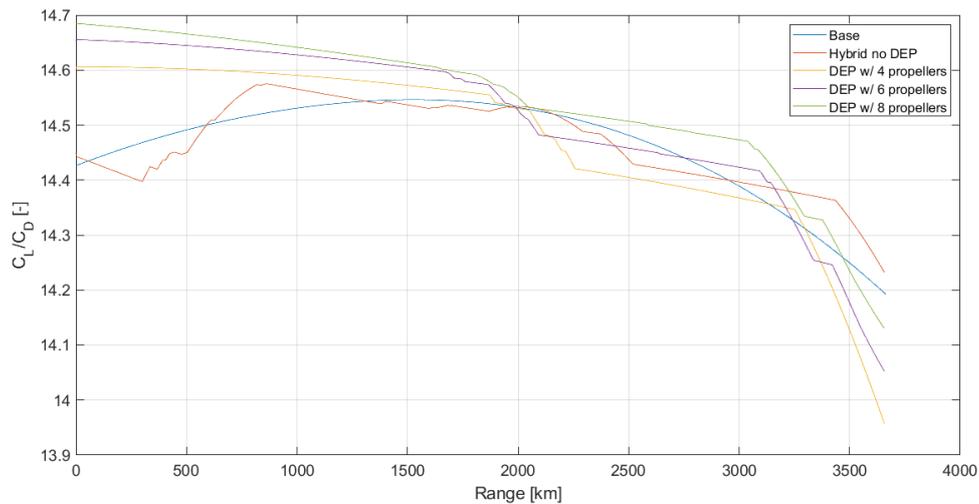


Figura 5.7: Eficiencia aerodinámica a lo largo de la misión.

La Figura 5.8 y la Figura 5.9 muestran el coeficiente de sustentación y el coefi-

ciente de resistencia de la aeronave a lo largo de la misión, respectivamente. Como se verá más adelante, una clara mejora de la DEP es un incremento de sustentación respecto al ala sin ingestión de capa límite que genera una mayor eficiencia en cierto rango de valores de ángulo de ataque. Debido a que el coeficiente de sustentación depende de una serie de valores (peso de la aeronave, velocidad de vuelo...) y al estar volando cada caso a una velocidad distinta, es difícil cuantificar que peso tiene sobre la mejora en eficiencia aerodinámica este factor y que peso tiene estar volando a un ángulo de ataque más óptimo debido a la mayor velocidad de vuelo. Una posible opción sería realizar simulaciones en las que se aproveche la DEP pero no la BLI, como podría ser una configuración con los motores en el borde de ataque, para poder, en cierto modo, desagregar los datos y estudiar solo la mejora debido a la DEP. No obstante, sí es posible asegurar que la BLI está introduciendo una mejora adicional en cuanto a eficiencia aerodinámica.

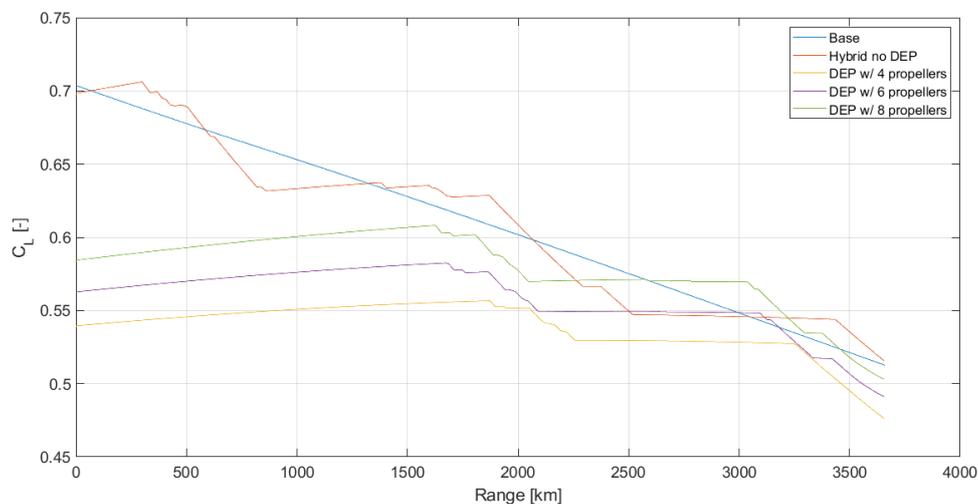


Figura 5.8: Coeficiente de sustentación a lo largo de la misión.

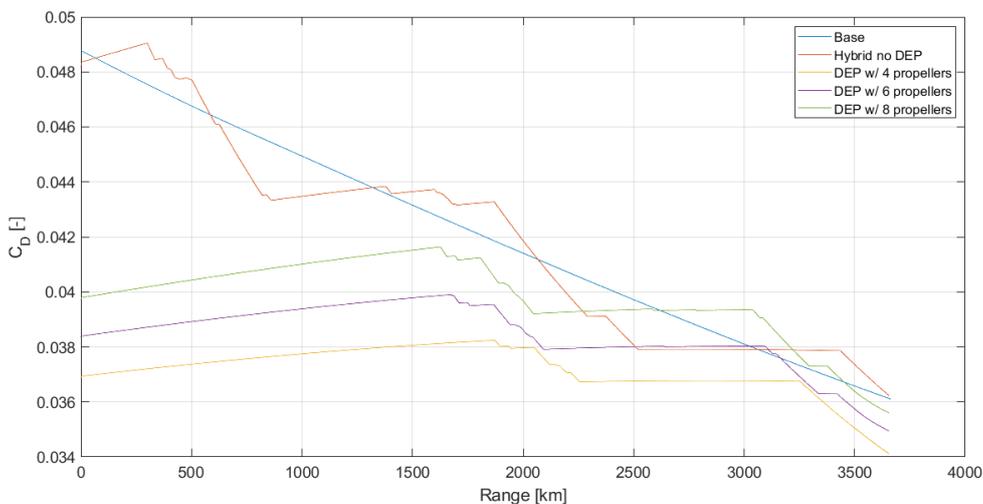


Figura 5.9: Coeficiente de resistencia a lo largo de la misión.

5.1.4. Rendimiento propulsivo

En cuanto al rendimiento propulsivo, si se observa la Figura 2.14 salta a la vista la gran diferencia que existe entre los casos con una configuración de hélice convencional y los con propulsión distribuida. Sorprende obtener una eficiencia tan baja para los casos con DEP pues, como se ha explicado de manera teórica, cabría esperar que la ingestión de capa límite generara una mejora en rendimiento propulsivo. Este fenómeno puede deberse a dos motivos. En primer lugar, como se ha visto en la Sección 4.1.2, la malla con la que se trabaja no es la más óptima pues al estar tratando con un dominio muy complejo en el que se necesita una malla fina en muchas zonas distintas, no se dispone de los suficientes recursos de cálculo para trabajar con mallas de estas características. Además, una de estas zonas corresponde a la ubicación de los modelos de disco actuador que sirven como hélices. Como se ha explicado en la Sección 4.1.3, es muy importante disponer de una malla muy fina para poder utilizar una resolución del disco actuador alta. Por tanto, se debe realizar un proceso de validación del modelo para poder asegurar que esta malla proporciona resultados fiables o, si por el contrario, confirmar que la malla es demasiado gruesa y se deberá refinarla.

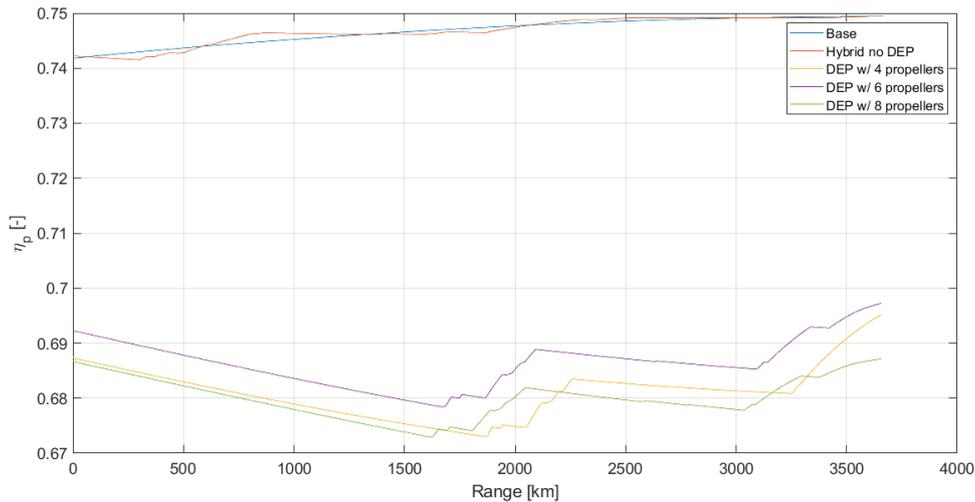


Figura 5.10: Rendimiento propulsivo a lo largo de la misión.

En segundo lugar, los resultados de la Figura 5.10 se pueden explicar estudiando el valor del parámetro de avance. Existe una relación entre parámetro de avance y rendimiento propulsivo en la que el rendimiento propulsivo máximo se dará para un valor de parámetro de avance óptimo, J_{opt} . Como se observa en la Figura 5.11, los casos sin DEP operan a valores de parámetro de avance similares y por tanto tienen un rendimiento propulsivo similar. Además, estos casos vuelan a un parámetro de avance en torno a $J = 0,58$. El caso con DEP que más se acerca a este valor es el caso con 6 propulsores, esto explica que este sea el caso con DEP que mejores resultados de rendimiento propulsivo ofrezca mientras que los otros dos casos, que vuelan con un parámetro de avance que dista más de los casos sin DEP, tienen un rendimiento peor.

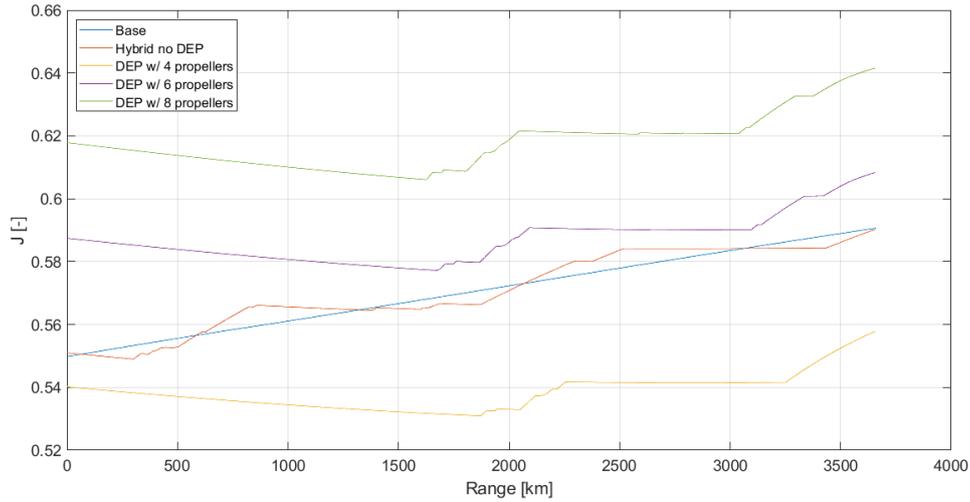


Figura 5.11: Parámetro de avance a lo largo de la misión.

La Figura 5.12 muestra el rendimiento propulsivo en función del parámetro de avance para cada caso, mostrando también los datos para la hélice en flujo libre. Se puede observar como los casos sin DEP ofrecen unos valores más altos de rendimiento propulsivo y trabajan cerca del valor de parámetro de avance óptimo. En cuanto a los casos con DEP, al no tener la hélice en un flujo libre la curva se desplaza y proporciona un rendimiento propulsivo menor. Como ya se ha comentado, es importante realizar un proceso de validación para determinar si estos resultados son reales o si por el contrario se necesitaría una malla más fina.

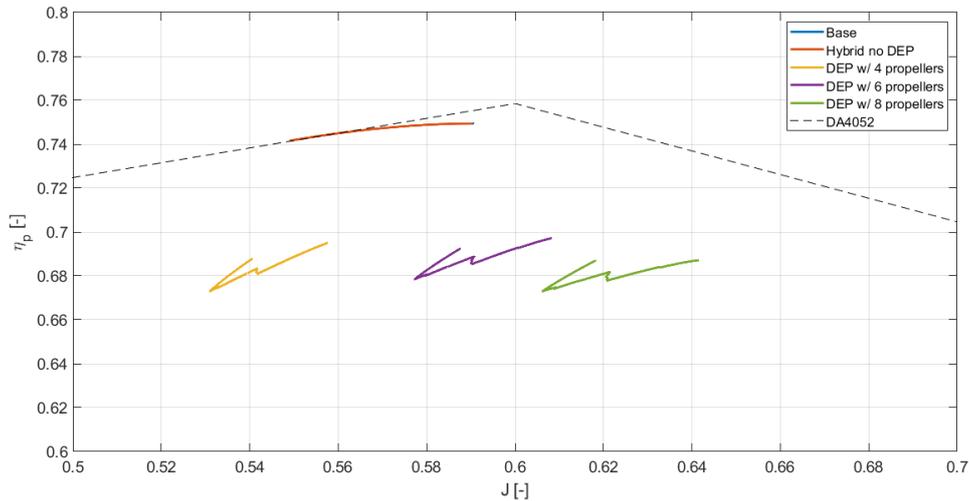


Figura 5.12: Rendimiento propulsivo en función del parámetro de avance.

5.1.5. Rendimiento global

De manera que se pueda tener en cuenta todo los factores vistos, se calcula el denominado rendimiento global, η_{global} , según la Ecuación 5.1. Como se puede dedu-

cir, el rendimiento global resulta de la multiplicación de la eficiencia aerodinámico, del rendimiento propulsivo y de la inversa del consumo específico de modo que sea más beneficioso tener una eficiencia aerodinámica y un rendimiento propulsivo alto mientras que se busca que el consumo específico sea bajo, como es lógico.

$$\eta_{global} = \frac{C_L}{C_D} \cdot \eta_p \cdot BSFC^{-1} \quad (5.1)$$

La Figura 5.13 muestra la evolución de este rendimiento global a lo largo de la misión. Se observa que, como cabría esperar pues es el caso que mejores resultados ofrece, el valor más alto se da en el caso híbrido sin DEP. Sin embargo, salta a la vista que los casos con DEP y BLI obtengan unos mejores resultados que el caso base en cuanto a rendimiento global pero que los resultados de consumo total de la Tabla 5.1 sean peores. Además, también es sorprendente el gran salto de rendimiento global que se da entre el caso base y el caso híbrido.

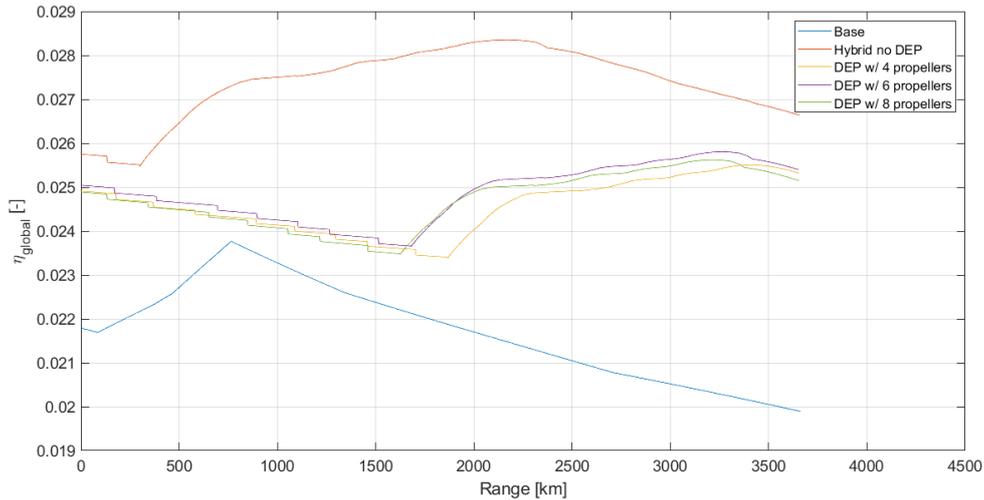


Figura 5.13: Rendimiento global a lo largo de la misión.

De las unidades del consumo específico, $[g \cdot kW^{-1} \cdot h^{-1}]$, se observa que esta medida no esta teniendo en cuenta la potencia del punto del mapa motor en el que se está operando. Como se ha visto en la Sección 5.1.1, los casos híbridos trabajan a potencias más altas que el caso base. Teniendo esto en cuenta se obtiene la Figura 5.14. Esta muestra el consumo de combustible por unidad de tiempo a lo largo de la misión que, si se compara con la Figura 5.3, muestra el efecto que tiene sobre el consumo de combustible estar trabajando a potencias mayores.

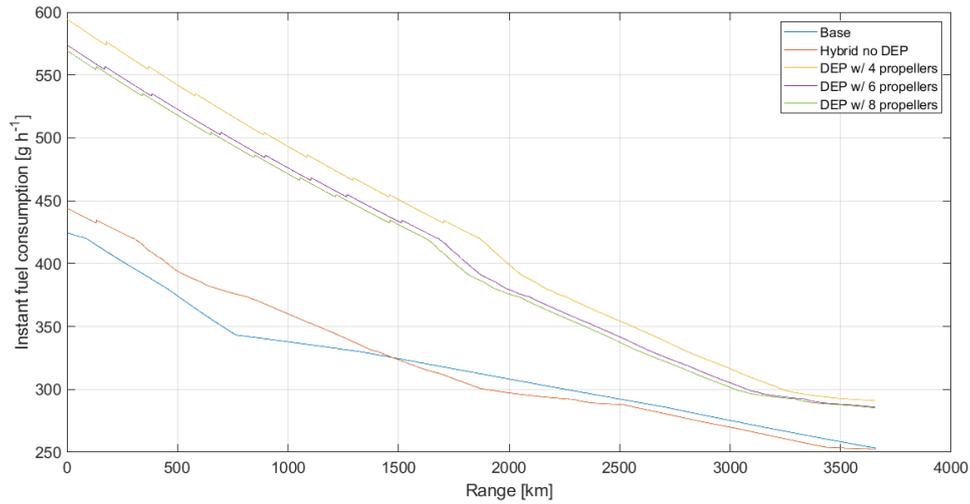


Figura 5.14: Consumo instantánea de combustible a lo largo de la misión.

Si se utiliza el consumo por unidad de tiempo en vez del consumo específico para calcular el rendimiento global se obtiene los resultados de la Figura 5.15. Esta gráfica sí muestra un comportamiento acorde con los resultados de la Tabla 5.1. Los casos base e híbrido sin DEP ofrecen unos valores similares siendo ligeramente superiores para el caso híbrido durante un mayor tramo de la misión. En cuanto a los casos con DEP, muestran unos resultados peores que los otros dos casos que explicaría las diferencias en cuanto a consumo total. Además, de estos tres casos el que peor rendimiento global tiene es el caso con 4 hélices, que coincide con los peores resultados de la Tabla 5.1.

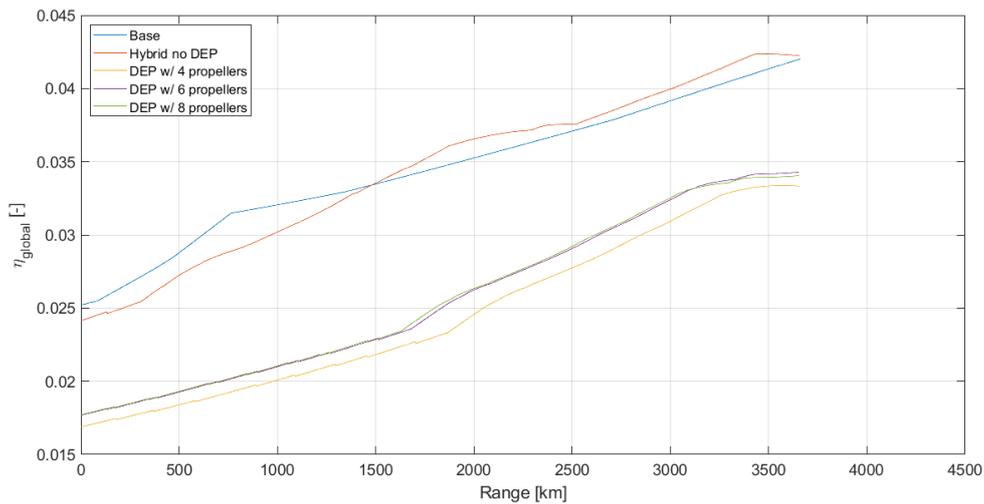


Figura 5.15: Rendimiento global utilizando el consumo por unidad de tiempo a lo largo de la misión.

5.1.6. Emisiones

Por último, en la Figura 5.16 se muestran los resultados para las emisiones por unidad de tiempo para cada caso. Como es lógico, la tendencia que se sigue es muy similar a la de la Figura 5.14 ya que la cantidad de CO_2 emitido depende únicamente del combustible consumido. Destacar también que la tendencia para todos los casos es decreciente. A medida que la misión avanza y la aeronave disminuye de peso, la potencia requerida será menor y, por tanto, el consumo de combustible también lo será generando la reducción de emisiones de la Figura 5.16.

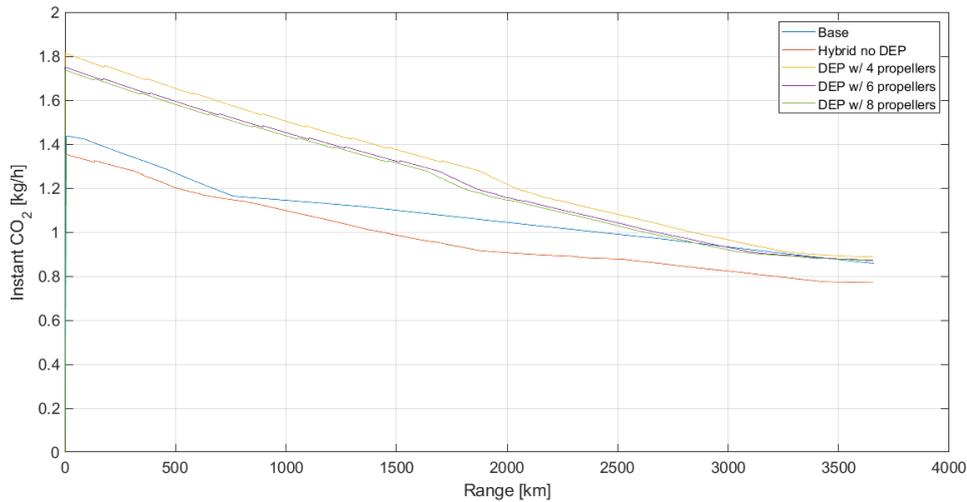


Figura 5.16: Emisión instantánea de CO_2 a lo largo de la misión.

5.2. Análisis de CFD

En este apartado se presentan los resultados obtenidos de los cálculos CFD representados mediante escenas, valores numéricos y gráficas. Primero, se analiza si el perfil se comporta como cabría esperar al variar el ángulo de ataque y el número de Reynolds y como afectan estos parámetros a las prestaciones de las hélices y el ala para, posteriormente, estudiar los casos con distinto número de hélices.

5.2.1. Ángulo de ataque

En la Figura 5.17 se representa el coeficiente de presión en la zona de borde de ataque para ángulo de ataque de 1° , 3° y 5° con $Re = 500.000$ y 6 hélices, centrando el plano de corte en la tercera de las hélices para representar una posición de envergadura relativamente centrada. Como se puede observar, al aumentar el ángulo de ataque, se consigue un menor coeficiente de presión en el extradós debido a la deceleración del flujo. Como cabría esperar, esto genera una mayor sustentación cuanto mayor sea el ángulo de ataque (Figura 5.18).

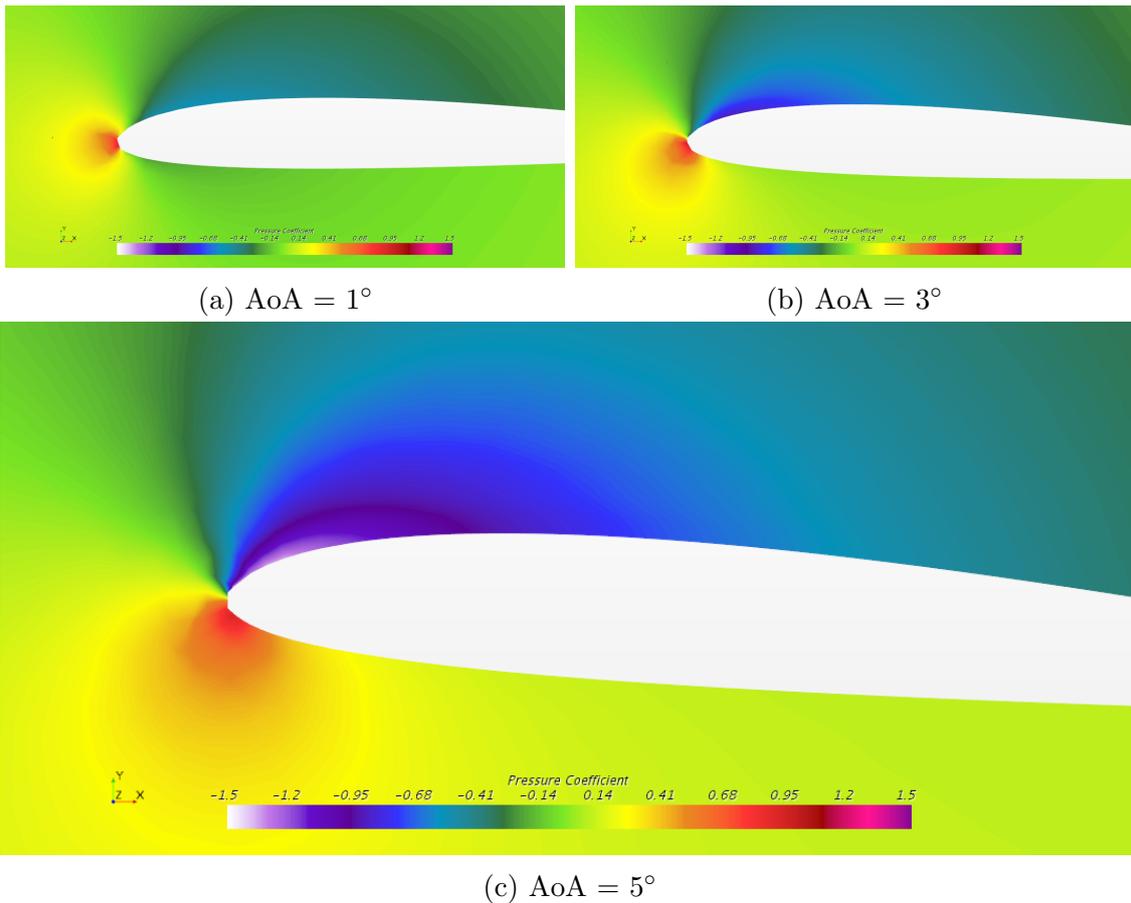


Figura 5.17: Coeficiente de presión en el borde de ataque para el caso de $Re = 500.000$ y 6 motores para distintos número de ángulo ataque.

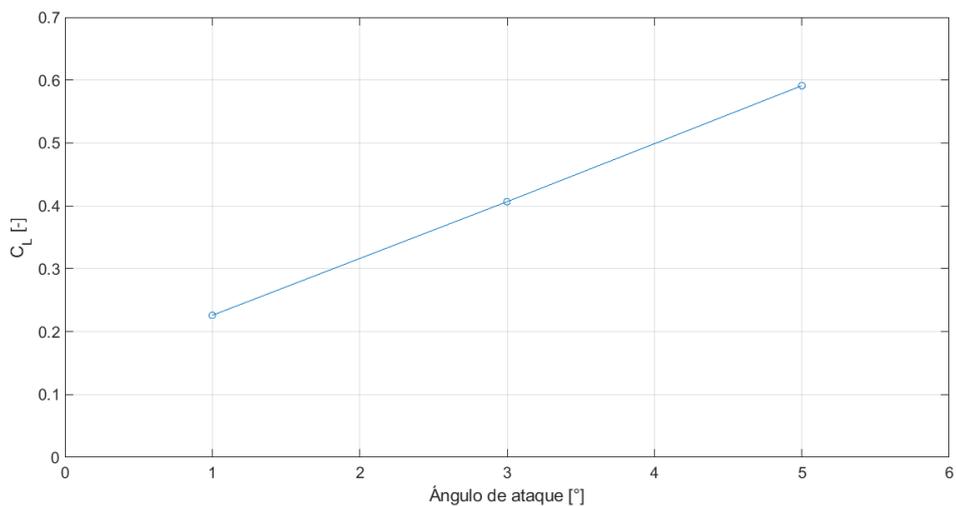


Figura 5.18: Coeficiente de sustentación.

Por otro lado en la Figura 5.19, se muestra una vista completa del perfil junto con la hélice y como ésta absorbe la estela del perfil. Se observa como el pico de succión se desplaza aguas arriba sobre el extradós, tal y como se expone en la Sección

2.1.3.

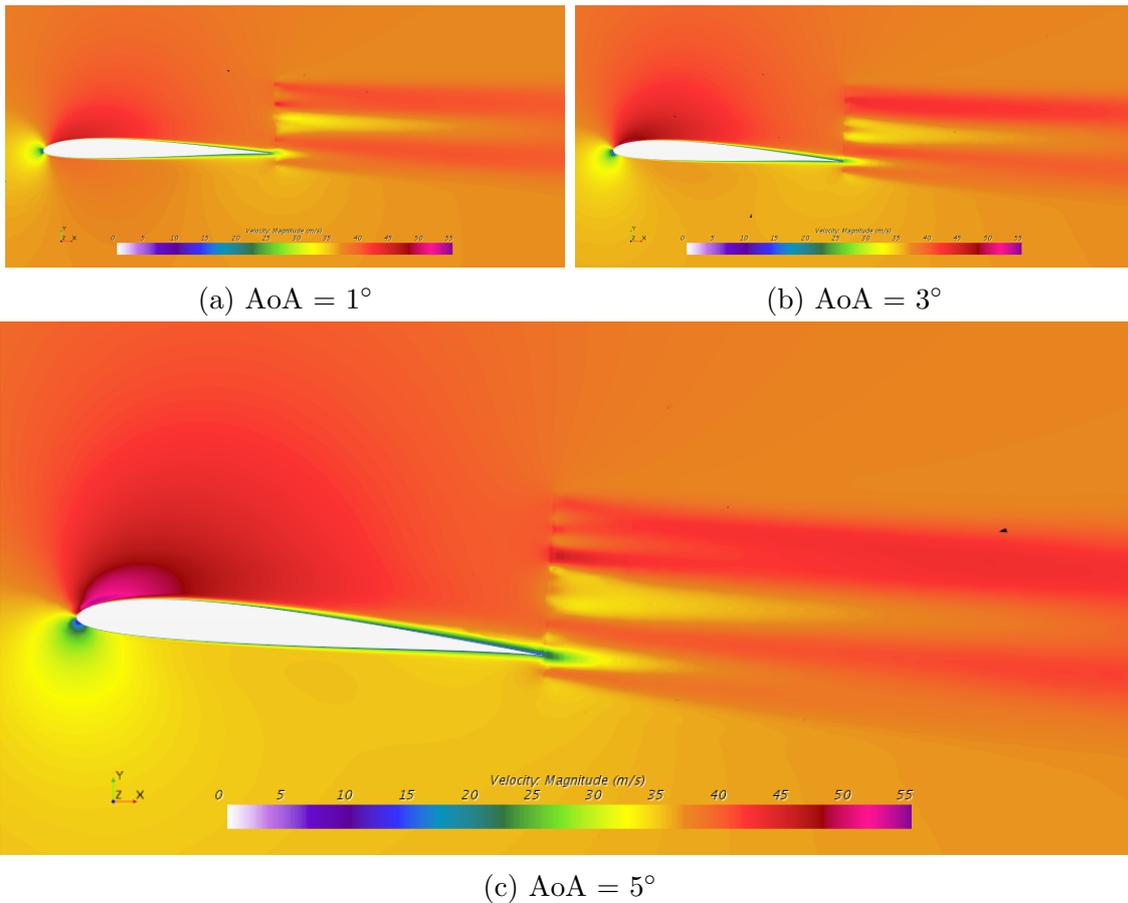


Figura 5.19: Velocidad para el caso de $Re = 500.000$ y 6 motores para distintos número de ángulo ataque.

Además, en la Figura 5.20 se observa como la capa límite aumenta de espesor así como se da un mayor desprendimiento al aumentar el ángulo de ataque generando un incremento de la resistencia (Figura 5.21). Como se ha explicado en la Sección 2.1.3, esto es debido al mayor gradiente de presión adversa con el que se encuentra la capa límite al aumentar el ángulo de ataque, tal y como se puede ver en la Figura 5.22.

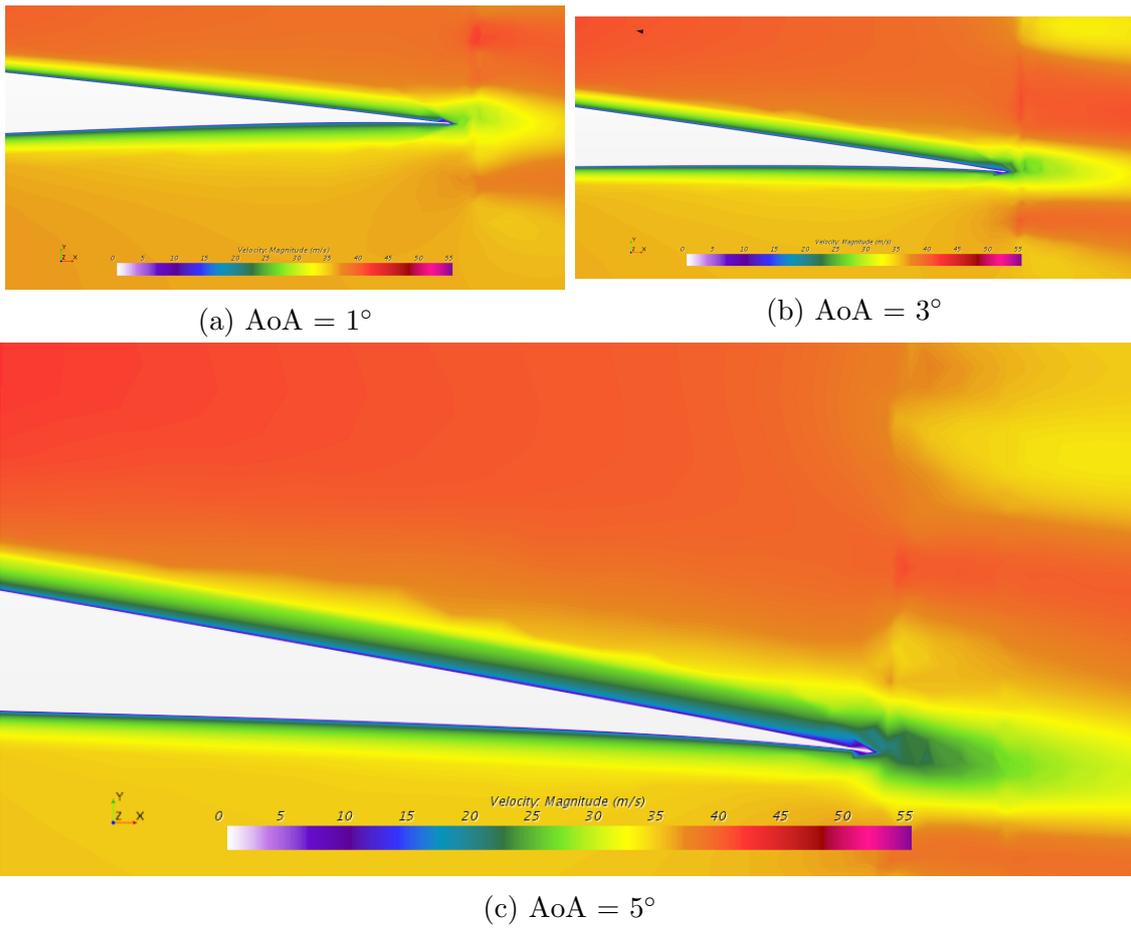


Figura 5.20: Velocidad en el borde de salida para el caso de $Re = 500.000$ y 6 motores para distintos de ángulo ataque.

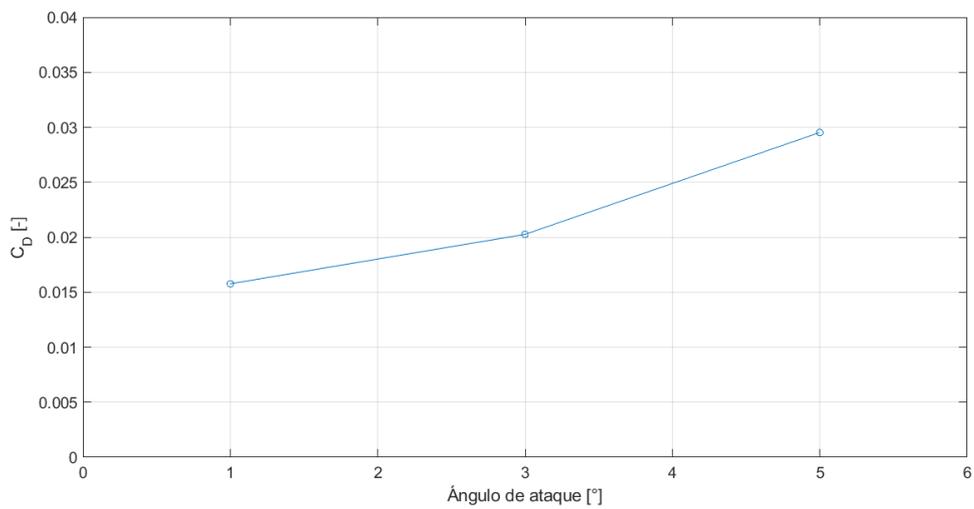


Figura 5.21: Coeficiente de resistencia.

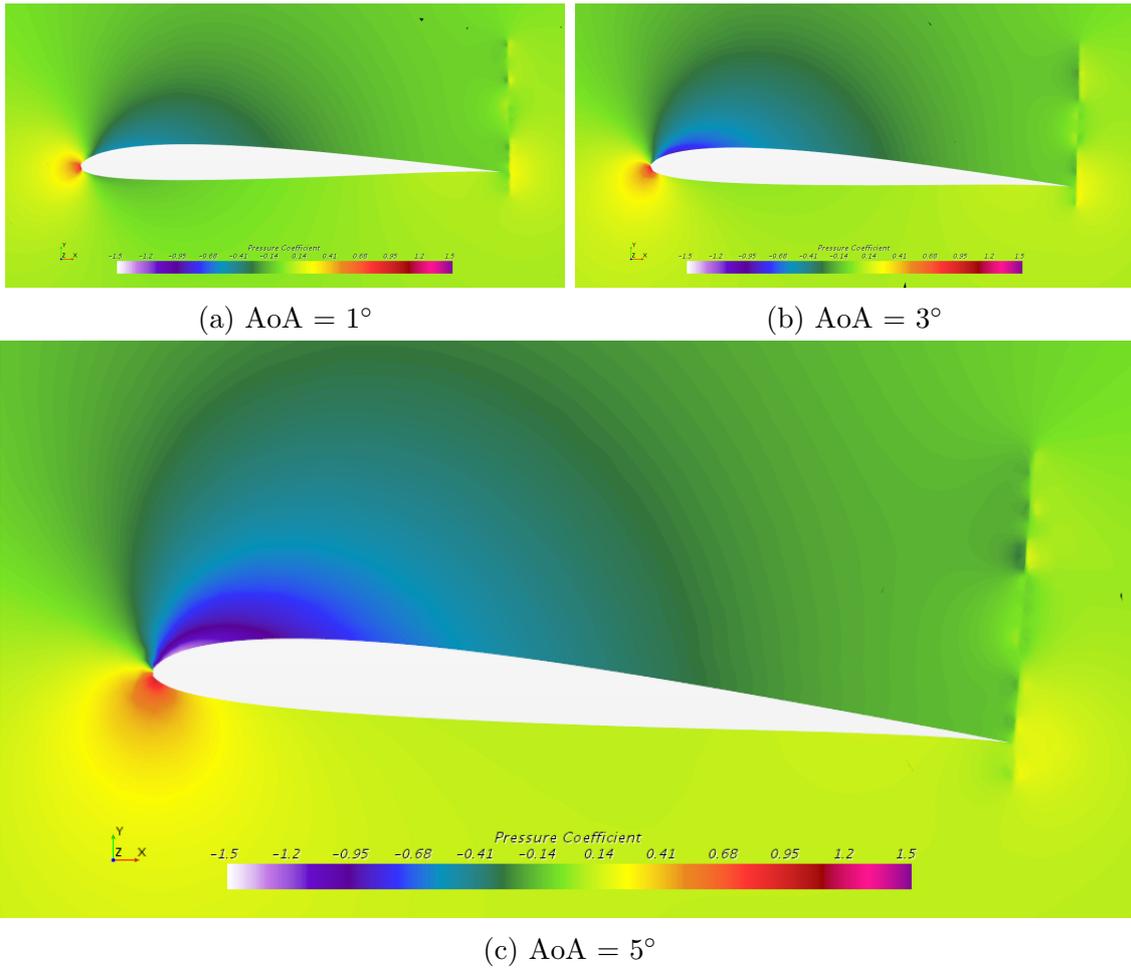


Figura 5.22: Coeficiente de presión para el caso de $Re = 500.000$ y 6 motores para distintos número de ángulo ataque.

5.2.2. Número de Reynolds

Re	C_L	C_D	EA	$Re_{propeller}$	J	η_p	$EA \cdot \eta_p$
300.000	0,4055	0,02140	18,95	37.742	0,6150	0,6678	12,658
500.000	0,4066	0,02026	20,07	62.126	0,6227	0,6982	14,011
700.000	0,4072	0,01960	20,77	86.348	0,6273	0,7161	14,874

Tabla 5.2: Resultados para distinto valor de número de Reynolds.

En la siguiente sección se analiza el efecto del número de Reynolds y, por tanto, la velocidad de vuelo sobre los resultados. Como cabría esperar, cuanto mayor sea el número de Reynolds, menor es el desprendimiento de capa límite. Teniendo estos resultados, sería lógico pensar que el caso con menor Reynolds debería obtener un rendimiento propulsivo mayor. Sin embargo, ocurre lo opuesto: cuanto mayor sea el número de Reynolds, mayor es el rendimiento propulsivo (Tabla 5.2).

Este fenómeno tiene dos posibles explicaciones. En primer lugar, a medida que aumenta el número de Reynolds, está aumentando el parámetro de avance. Es po-

sible que para el valor de Reynolds máximo todavía no se haya llegado al valor de parámetro avance óptimo generando el incremento de rendimiento propulsivo. La segunda hipótesis está relacionada con el número de Reynolds al que trabaja el perfil de la hélice, estimado mediante la cuerda del perfil y la velocidad de giro. Como se observa en la Tabla 5.2, los valor de $Re_{propeller}$ son bajos y, por tanto, se trabaja en régimen laminar. En condiciones como está se da el fenómeno de burbuja de separación laminar, provocando que disminuya la sustentación (el empuje de la hélice) y aumente la resistencia (aumento de par necesario) que deriva en una perdida de rendimiento propulsivo. A medida que aumenta el número de Reynolds de vuelo, también aumenta la velocidad de giro de la hélice y consigo el número de Reynolds de la hélice. Al aumentar $Re_{propeller}$, se reduce el efecto de la burbuja de separación laminar, por lo que aumenta el rendimiento propulsivo [28].

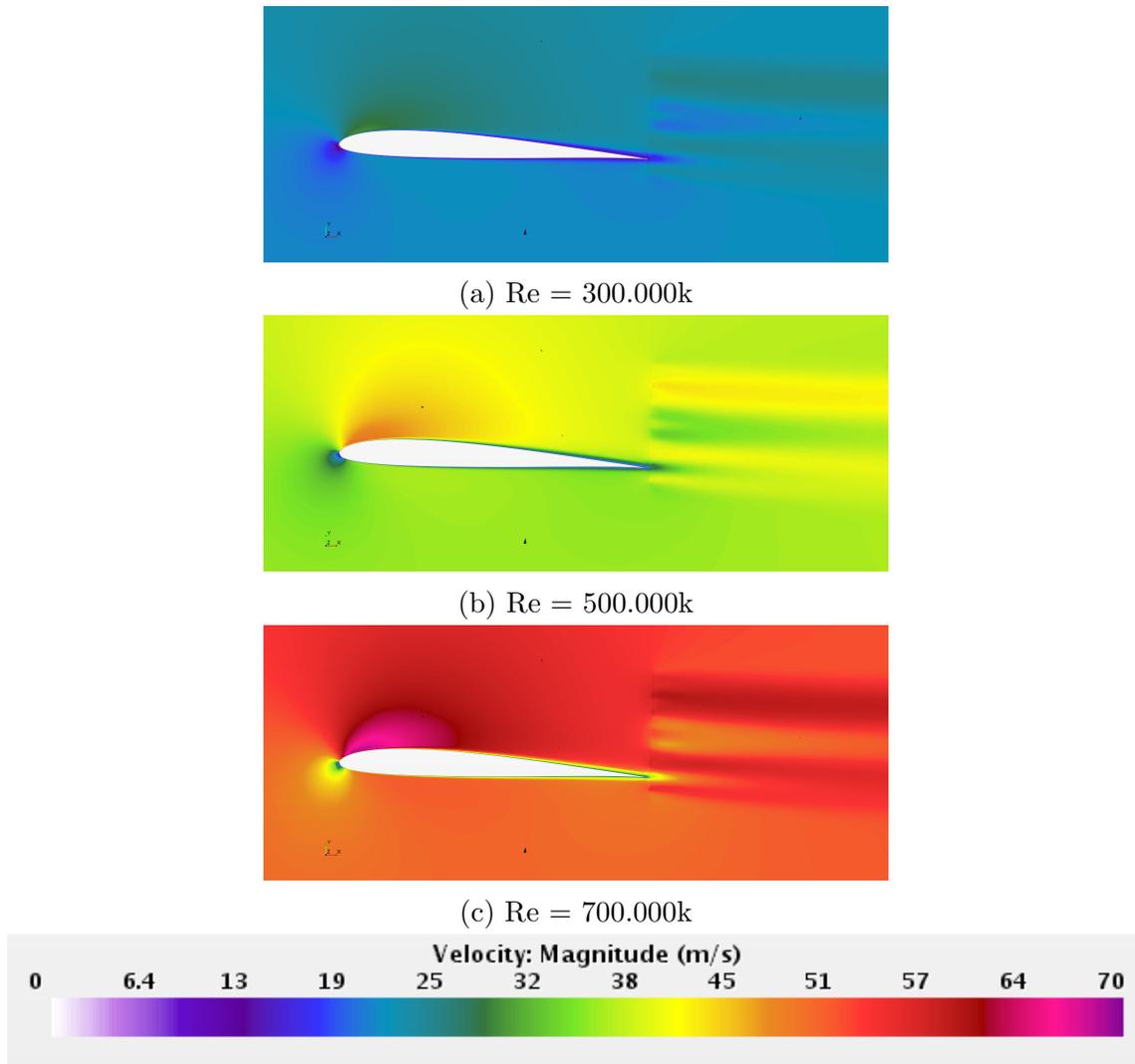


Figura 5.23: Velocidad en el borde de salida para el caso de $AoA = 3^\circ$ y 6 motores para distinto número de Reynolds.

5.2.3. Número de discos

A continuación, se va a exponer y explicar los resultados obtenidos del CFD para las distintas configuraciones en cuanto a número de discos y se van a comparar con los obtenidos para el mismo caso pero solo teniendo en cuenta el ala. De esta manera se puede analizar los efectos que tiene la BLI sobre la aerodinámica del ala. Para poder comparar los resultados, se analiza las prestaciones a distintos ángulos de ataque pero tomando siempre la misma velocidad de vuelo, la correspondiente a un número de Reynolds de 500.000.

En primer lugar, se quiere demostrar los efectos que tiene la ingestión de capa límite sobre el flujo del perfil. La Figura 5.24 muestra la distribución del coeficiente de presión sobre un corte centrado en un disco actuador para distintos casos, se han invertido los ejes del gráfico para una mejor comprensión de éste. Se puede apreciar como el pico de succión, que se da para un valor aproximado de $x = 0,01m$, es mayor para los casos con DEP pues las hélices están acelerando el flujo generando un menor presión en el extradós.

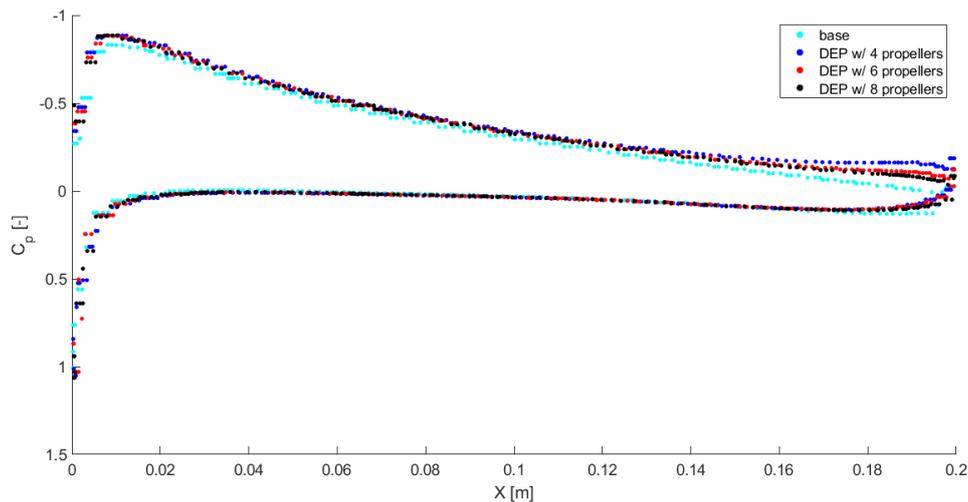


Figura 5.24: Coeficiente de presión para un corte del perfil centrado en un disco actuador.

Analizando en detalle el coeficiente de presión en el borde de salida (Figura 5.25), se puede observar de forma clara los efectos de la BLI sobre el flujo. Por un lado, todos los casos con DEP presentan un coeficiente de presión mayor que el caso base debido a reenergización de la capa límite. Por otro lado, si se comparan los distintos casos con DEP, debido a que un mayor número de motores provoca un menor régimen de giro debido a que la potencia se reparte entre más motores, se demuestra que una mayor aceleración del flujo desprendido provoca que la reenergización sea mayor y que el coeficiente de presión sea menor, obteniendo una mayor sustentación.

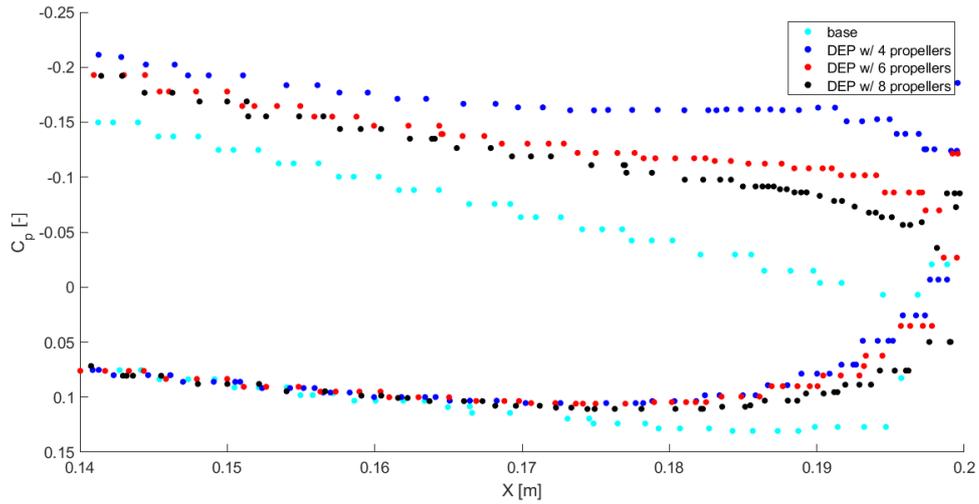


Figura 5.25: Detalle del coeficiente de presión en el borde de salida para un corte del perfil centrado en un disco actuador.

La Figura 5.26 muestra los valores que toma el coeficiente de sustentación para los distintos casos. Como se puede observar, los casos con DEP sufren un aumento notable de sustentación respecto al caso base, de entorno al 7%. Además, la pendiente de la recta apenas se afecta y la línea se ha desplazado hacia la izquierda para los casos con BLI, lo que indica que los propulsores situados en el borde de salida están modificando el flujo sobre el perfil de tal manera que el ángulo de ataque efectivo que "ve" el ala aumenta en aproximadamente $0,5^\circ$.

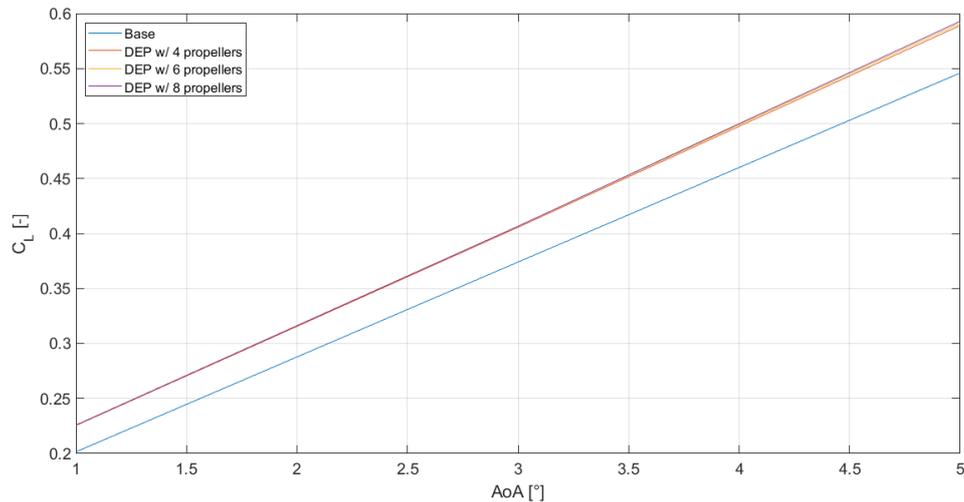


Figura 5.26: Coeficiente de sustentación para los distintos casos.

Si se compara solamente los casos con BLI, pese a que los valores de coeficiente de sustentación son muy similares a ángulos de ataque de hasta 3° , a valores de ángulo de ataque mayores el caso si existen ligeras diferencias, siendo el caso con 8 propulsores el de mayor sustentación y el de 4 propulsores el de menor. Es lógico que este fenómeno aumente el incrementar el ángulo de ataque, también aumenta el

desprendimiento de la capa límite, como se ha explicado anteriormente, mejorando el efecto de la BLI. Asimismo, cuanto mayor número de propulsores, mayor el la superficie del ala que se ve afectada por la aceleración del flujo y por tanto mayor será la sustentación.

Sin embargo, existen otros factores a considerar. El primero, que pese a que aumente la sustentación al aumentar el número de propulsores, también hay que analizar como afecta esto a la resistencia, y por consecuencia a la eficiencia aerodinámica, y como se comporta el rendimiento propulsivo. Al aumentar el número de propulsores, disminuye el empuje que debe proporcionar cada motor y, por tanto, el régimen de giro afectando al parámetro de avance y al rendimiento propulsivo. En segundo lugar, hay que tener en cuenta que el ángulo de ataque de un vuelo real para una aeronave de estas características será reducido normalmente, pues es aconsejable que el vector empuje que genera las hélices sea lo más paralelo posible al vector de dirección de vuelo para que el empuje efectivo sea lo máximo posible.

En la Figura 5.27 se muestra el coeficiente de presión sobre el extradós para la semiala completa. Centrándose en la zona del borde de salida, se aprecia como los valor de C_P son menores en los casos con DEP comparados con el caso base, lo que significa un mayor pico de succión. En cuanto a la zona de punta de ala, se observa claramente el fenómeno de recirculación explicado en la Sección 2.1.1 al igual que efecto que tiene la DEP sobre este. El disco actuador acelera el flujo cerca del borde de salida, ayudando así a reducir la recirculación, ocurriendo esto en mayor medida cuanto menor sea el número de hélices ya que la situada en punta de ala se encontrará rotando a un régimen de giro mayor.

Comparando los casos con DEP, se observa lo explicado anteriormente, para el caso con 4 motores, pese a que la aceleración del flujo es mayor (menor C_P) debido a un también mayor régimen de giro, la superficie sobre la actúan las hélices en global es menor. Para el caso con 8 motores ocurre lo contrario, una menor velocidad de rotación es compensada con una mayor superficie, obteniendo así mejores resultados.

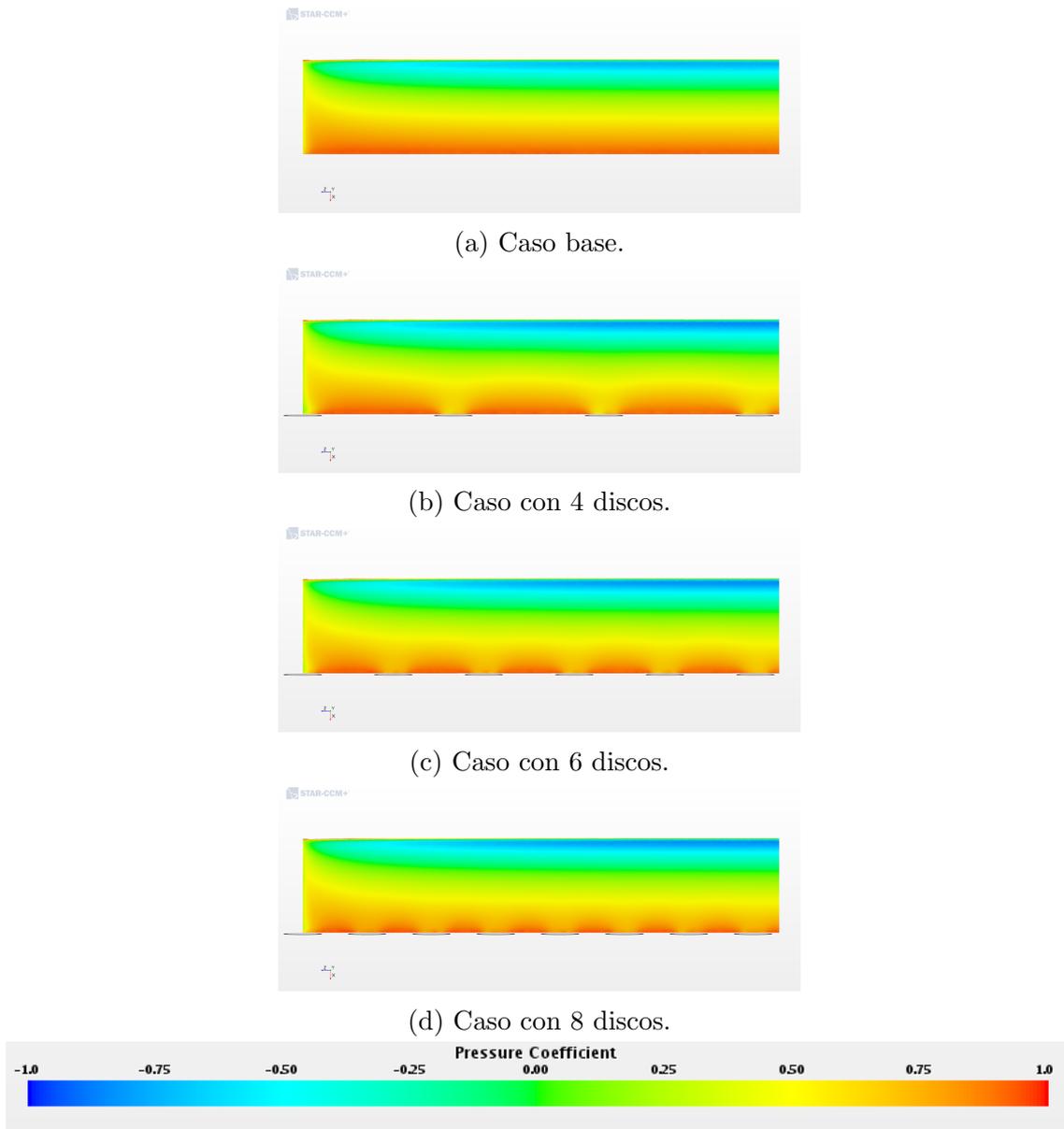


Figura 5.27: Escena del coeficiente de presión sobre el extradós para los distintos casos.

Del mismo modo que anteriormente se explicaba el aumento de sustentación debido a la BLI mediante el coeficiente de presión, esta vez se trata de explicar el cambio en resistencia aerodinámica mediante el coeficiente de fricción, C_f . La Figura 5.28 muestra la distribución del coeficiente de fricción sobre el mismo corte que anteriormente. A diferencia que en el caso anterior, el coeficiente de fricción de fricción no presenta diferencias notables a lo largo de toda la cuerda del perfil. Sin embargo, si aparecen diferencias en la zona del borde de salida donde el efecto de la BLI.

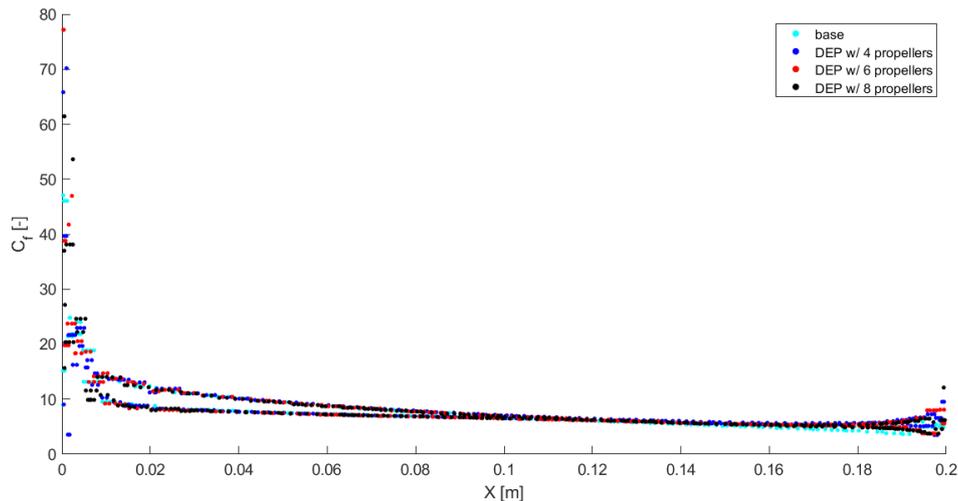


Figura 5.28: Coeficiente de fricción para un corte del perfil centrado en un disco actuador.

En la Figura 5.29 se aprecia como el coeficiente de fricción es mayor para los casos con BLI siendo el caso con 4 motores el de mayor C_f debido a la mayor velocidad de giro tal y como se ha explicado anteriormente. La aceleración de la capa límite genera que esta posea mayor energía y por tanto esté más adherida a la superficie de ala. Como consecuencia, la fricción es mayor como demuestra la Figura 5.29, provocando que aumenta la resistencia por fricción.

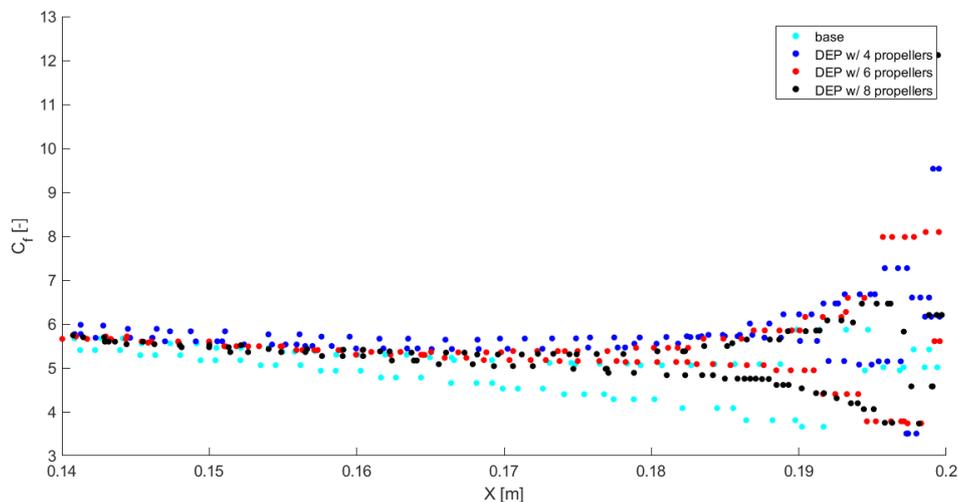


Figura 5.29: Detalle del coeficiente de fricción en el borde de salida para un corte del perfil centrado en un disco actuador.

Como consecuencia de lo descrito anteriormente, la resistencia de los casos con BLI aumenta respecto el caso base para todo el rango de ángulo de ataque estudiado (Figura 5.30). Sin embargo, resulta llamativo que el caso con BLI con mayor resistencia sea el caso con 8 motores mientras el caso con menor resistencia no sea el caso con 4 motores, sino el caso con 6 motores. Hay que considerar que

aumentar el número de motores tienen dos efectos contrarios sobre la resistencia. Por un lado, aumentar el número de motores tiene como consecuencia una reducción de resistencia que genera cada motor debido a una velocidad de giro menor de este, como demuestra la Figura 5.29. Por otro lado, aumentar el número de motores también provoca que aumente la superficie del perfil sobre la que está actuando la DEP en global provocando que aumente la resistencia. Teniendo en cuenta estos factores, la configuración óptima será aquella que consiga un mejor balance entre ellos, en este caso se consigue con 6 motores.

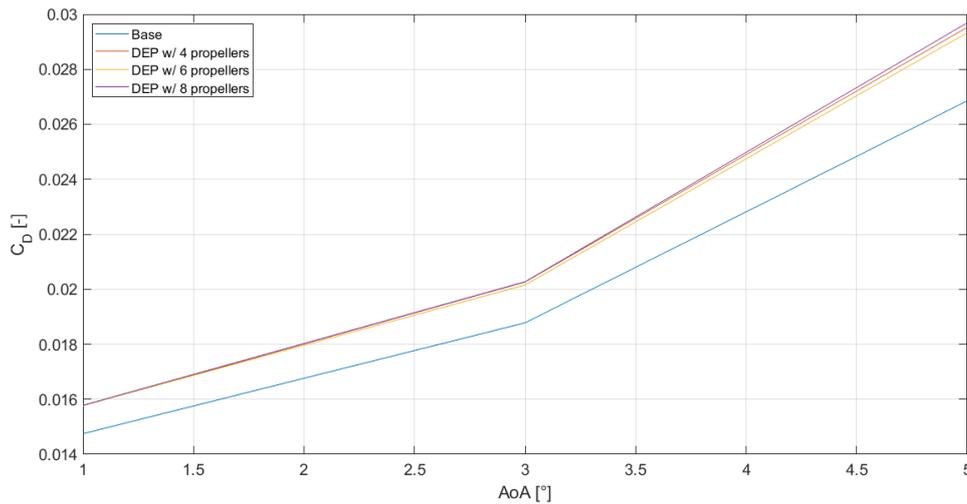


Figura 5.30: Coeficiente de resistencia para los distintos casos.

La Figura 5.28 muestra de forma más clara lo explicado anteriormente. En el caso con 8 discos, pese a que el aumento de C_f que genera cada disco por separado es menor que en los otros dos casos, la superficie sobre la que están actuando en global es superior provocando que el resultado final sea una mayor sustentación. El caso más óptimo (6 Discos) consigue un buen equilibrio entre superficie sobre la que actúa y aumento de fricción debido a cada disco, obteniendo una menor resistencia.

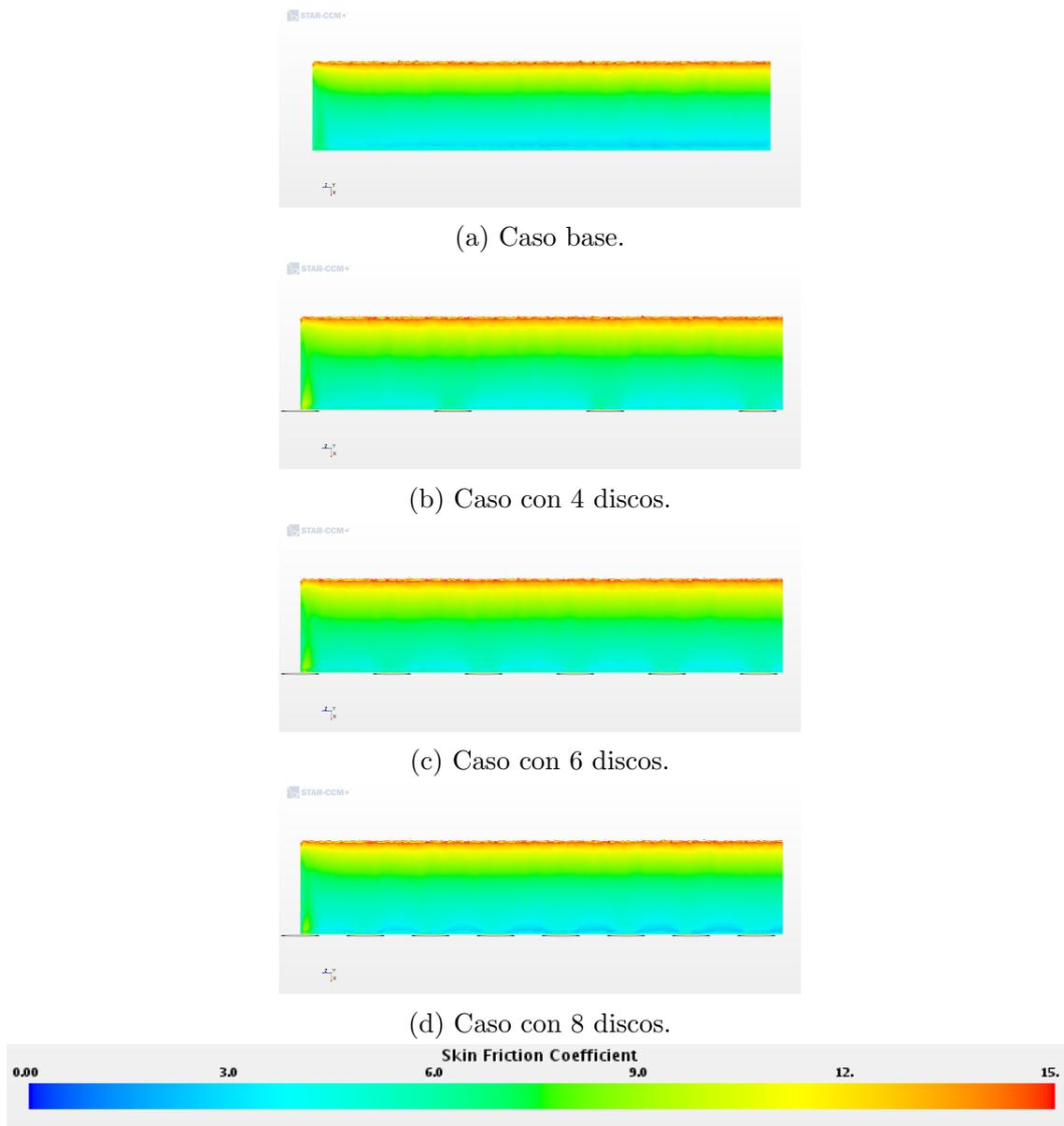


Figura 5.31: Escena del coeficiente de fricción sobre el extradós para los distintos casos.

Se ha visto que la DEP consigue una mayor sustentación pero que esta conlleva un aumento de la resistencia. La evolución de la eficiencia aerodinámica permite determinar si este aumento de sustentación resulta beneficioso o no. Como se puede observar en la Figura 5.32, la DEP proporciona una mejora en eficiencia a ángulos bajos mientras que para ángulos superiores a 4° la mejora en sustentación no compensa el incremento de resistencia. Como ya se ha explicado, este tipo de aeronaves volarán habitualmente a ángulo de ataque reducidos por lo que el aumento de eficiencia se delimite solamente a un rango de ángulo de ataque menor a 4° no supone ningún problema pues en condiciones de crucero no se debería llegar a estos valores. Además, si se analizan solamente los casos con DEP, la configuración con 6 motores resulta ser la más óptima. Como se ha visto anteriormente las diferencias en cuanto a C_L eran muy reducidas y solo se dan a valores de ángulo de ataque altos mientras que en resistencia si se obtiene diferencias más notables en las que el mejor caso es

el de 6 hélices

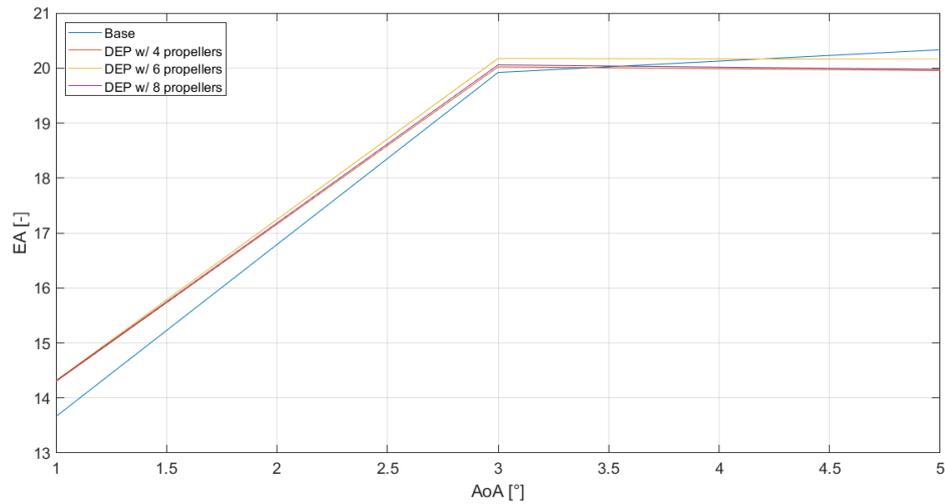


Figura 5.32: Eficiencia aerodinámica para los distintos casos.

Por último, la Tabla 5.3 muestra a modo de resumen los resultados más relevantes para cada caso. En cuanto a las prestaciones del ala, el caso de con 6 motores es el más óptimo, como se ha visto anteriormente, presentando la mayor eficiencia aerodinámica.

Caso	C_L	C_D	EA	J	η_p	$EA \cdot \eta_p$
Base	0,3741	0,01878	19,92	-	-	-
NP4	0,4057	0,02026	20,02	0,5695	0,6985	13,984
NP6	0,4066	0,02016	20,17	0,6275	0,6982	14,085
NP8	0,4066	0,02027	20,06	0,6571	0,6838	13,714

Tabla 5.3: Resultados para las distintas configuraciones con $AoA = 3^\circ$ y $Re = 500.000$.

Capítulo 6

Validación de resultados

En cualquier proceso de simulación CFD es importante realizar una validación de los resultados obtenidos para dar fiabilidad a estos. En este trabajo, debido a la limitación de recursos y lo que esto ha supuesto a la hora de definir los parámetros de las mallas a utilizar, el proceso de validación es todavía más relevante.

La validación se puede realizar de distintas maneras. La más óptima es realizar de forma experimental algunas de las simulaciones llevadas a cabo y comparar los resultados obtenidos. Este es el método que se utiliza en la validación del modelo de disco actuador en este caso, utilizando datos experimentales de otras fuentes. Sin embargo, no siempre se dispone de los recursos necesarios para realizar estos experimentos y puede que estos resultados no se puedan encontrar de fuentes fiables; en estos casos, los resultados obtenidos mediante simulación CFD se pueden comparar con los que se hayan obtenido mediante algún otro método numérico.

6.1. Modelo de disco actuador

Para validar los resultados obtenidos mediante el modelo de disco actuador, se dispone de los resultados experimentales proporcionados por UIUC [27]. El proceso de validación consiste en realizar una serie de simulaciones utilizando los mismos parámetros de mallado que se han utilizado para obtener los resultados CFD y en las mismas condiciones que los resultados experimentales siendo estas una hélice de 9 *in* de diámetro rotando a 5026 *RPM*.

Como se puede observar en la Figura 6.1, aunque los resultados experimentales y los CFD se asemejan, existen discrepancias entre estos provocadas por la malla que se emplea y por la resolución que se ha tenido que utilizar en el modelo de disco actuador y que se podrían reducir con una malla más fina.

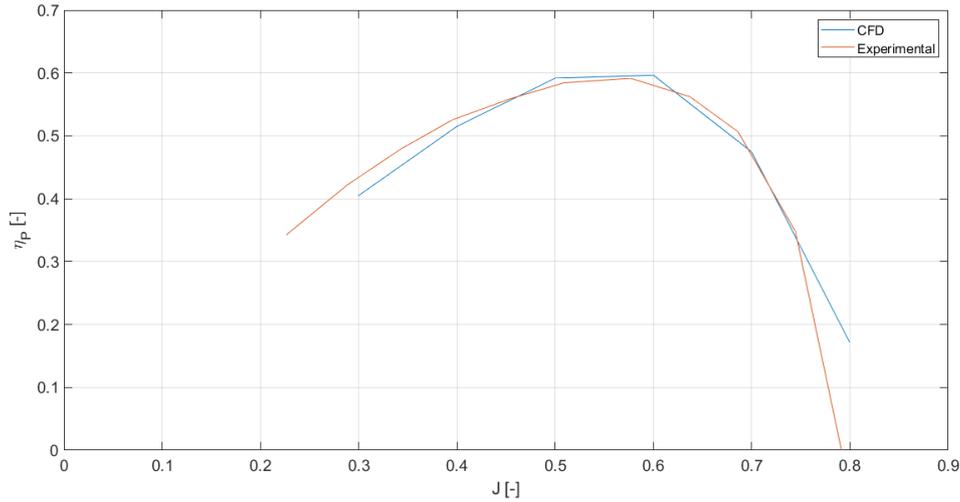


Figura 6.1: Rendimiento propulsivo experimental y el obtenido mediante el modelo de disco actuador.

Se ha simulado uno de los casos utilizando una malla refinada y se han comparado con los resultados originales. Como se puede observar en la Tabla 6.1, al refinar la malla se obtienen unos resultados considerablemente distintos tanto en lo respectivo al ala como en los resultados para la hélice. Además, destacar que se obtiene un incremento de un 3,6% en rendimiento propulsivo. Si esta tendencia se repitiese para todas las simulaciones, se podría obtener unos resultados que se ajusten más a lo que cabría esperar al realizar la optimización de misión. No obstante, la malla refinada está compuesta por más de 18.000.000 de elementos mientras que la original no superaba los 7.000.000. Esto supone pasar de trabajar con archivos de 5GB de peso en memoria a archivos de 12GB para cada simulación. Esta diferencia supone un aumento de recursos tanto en tiempo, como en potencia de cálculo y en memoria necesarios de los que no se dispone para la realización de este trabajo.

	Original	Refinada
C_L	0,225	0,225
C_D	0,0158	0,0141
EA	14,29	15,93
J	0,548	0,572
η_p	0,633	0,656
$EA \cdot \eta_p$	9,043	10,442

Tabla 6.1: Comparativa de resultados obtenidos con la malla original y una malla refinada.

Capítulo 7

Conclusiones y trabajo futuros

Tras la realización del presente proyecto, se pueden extraer varias conclusiones del estudio teórico y numérico llevado a cabo. Además, todas estas ideas recogidas y los resultados obtenidos pueden servir como base para trabajos futuros y mejoras que se le puedan realizar a este.

En primer lugar, se ha estudiado de manera teórica los posibles beneficios de utilizar configuraciones no convencionales en RPAS. Tanto la hibridación como la utilización de DEP y sistemas de BLI consiguen mejoras en rendimiento global y reducciones en consumo de combustible y emisiones. Principalmente, esto se debe a tres motivos: al desacoplamiento entre el motor de combustión interna y la hélice que permite la hibridación, a la mejora en eficiencia aerodinámica derivada de configuraciones con DEP y BLI y la mejora en rendimiento propulsivo que se consigue gracias a la ingestión de capa límite. Además, estas configuraciones traen consigo otros beneficios como puede ser una mejora en fiabilidad y el ahorro en peso y complejidad de diseño al utilizar la DEP como sistema de control.

En cuanto a los retos a los que se deben enfrentar estos sistemas, queda claro que la principal limitación hoy en día es la baja densidad energética de las baterías, provocando que estas configuraciones solo sean viables en aeronaves de reducido tamaño como RPAS.

En cuanto al estudio llevado a cabo, esta ha servido para confirmar algunos de los beneficios anteriormente expuestos pero también para poner de manifiesto las limitaciones con las que se contaba a la hora de realizar dicho estudio. Por un lado, se ha podido comprobar como la BLI modifica el flujo sobre un perfil aerodinámico de tal manera que puede aumentar la eficiencia aerodinámica. Asimismo, se ha explicado la influencia sobre un ala completa de utilizar una configuración con más o menos motores, como el número total de motores afectará el régimen de giro de las hélices y como estos dos factores afectan la sustentación y la resistencia de ala.

En lo que se refiere a estudio de optimización de una misión, ha quedado demostrado que una configuración híbrida sin DEP ya es suficiente para obtener una mejora en consumo de combustible al poder hacer trabajar al motor en un punto del mapa motor de menor consumo específico. Sin embargo, los resultados para las configuraciones con DEP y BLI no ha ofrecido los resultados esperados ya que,

pese a volar con una mayor eficiencia aerodinámica, esta configuración sufría una considerable reducción de rendimiento propulsivo.

El proceso de validación de resultados ha servido a encontrarle explicación a esto pues ha quedado demostrado que la malla empleada no es lo suficientemente fina y que está estaba influenciando los resultados obtenidos. Además, se ha visto como utilizando una malla más fina los resultados mejoran en la dirección que cabría esperar, obteniendo un mejor rendimiento propulsivo. No obstante, no se disponen de los recursos necesarios para llevar a cabo todas las simulaciones con mallas de estas características. Por tanto, es obvio que un posible trabajo futuro sería el realizar todas las simulaciones con mallas más finas y volver a realizar el estudio de optimización de misión con dichos resultados.

Por último, son distintas las mejoras y ampliaciones que se le pueden realizar al presente estudio. En primer lugar, como ya se ha mencionado sería conveniente repetir el estudio con una malla más fina si los recursos lo permiten. Además, se ha trabajado con configuraciones en las que las hélices se encuentran equiespaciadas las unas de la otras, sería interesante estudiar distintas configuraciones con el fin de encontrar la más óptima. En cuanto a la posición de cada hélice con respecto al borde de salida, solo se ha probado la solución heredada de un trabajo pasado [30], por lo que también sería conveniente probar diferentes posiciones y tamaños de hélice. Por último, el presente estudio solo se ha limitado a emplear al hélice DA4052 para sus cálculos debido a la existencia de valores experimentales por lo que se podría intentar configuraciones con hélices distintas para intentar encontrar la más óptima.

Capítulo 8

Presupuesto

En el siguiente capítulo se hace una estimación de los costes derivados de la realización del presente Trabajo de Final de Máster. Estos costes pueden desglosarse en costes de licencias, costes de *hardware*, coste de personal y costes indirectos.

8.1. Coste de licencias

El coste de licencias tiene en cuenta el coste asociado del uso de distintos programas informáticos y las licencias que se necesita contratar para poder emplearlos. La Tabla 8.1 recoge los costes detallados y el tiempo de uso que se ha hecho de cada *software*.

Software	Coste	Uso	Coste Total
MATLAB R2020a	69,00 €/año	1 año	69,00 €
Microsoft Office 365	250,00 €/año	1 año	250,00 €
Star-CCM+	0,06 €/h	3000 h	180,00 €
TOTAL			499,00 €

Tabla 8.1: Coste de licencias

8.2. Coste de *hardware*

El *hardware* empleado se componen por un portátil personal modelo *HP 15s-fq2089ns* y por las horas de cálculo llevadas a cabo en el clúster de cálculo de *Universitat Politècnica de València*. Para el cálculo del coste de utilización del portátil se utiliza una amortización a 5 años del precio total del equipo, equivalente a 749,00€, mientras que para el coste de uso del clúster se utiliza un coste por hora de 0,16€.

Equipo	Coste	Uso	Coste Total
HP 15s-fq2089ns	149,80 €/año	7 meses	87,40 €
Clúster UPV	0,16 €/h	2500 h	400 €
		TOTAL	487,40 €

Tabla 8.2: Coste de *hardware*.

8.3. Coste de personal

Para el cálculo de coste de personal se considera el tiempo invertido por el autor, un ingeniero aeroespacial, y el tiempo empleado por el tutor y el cotutor, ambos ingenieros aeronáuticos superiores pero con diferente experiencia. Para un ingeniero aeroespacial sin experiencia se considera un sueldo anual bruto de 19.500,00€, para un ingeniero aeroespacial superior con experiencia menor a 10 años se considera un sueldo anual bruto de 30.000,00€y para un ingeniero aeroespacial superior con experiencia superior a 10 años se considera un sueldo anual bruto de 40.000,00€. Teniendo en cuenta la cotizaciones a la seguridad social, una jornada laboral de 8 horas y 215 días laborables según el calendario laboral de 2021, se obtiene el siguiente coste por hora:

	Sueldo anual bruto	Cotizaciones Seguridad Social	Coste anual total	Coste por hora
Autor	19.500,00 €	9.218,70 €	28.718,70 €	16,70 €
Cotutor	30.000,00 €	14.182,62 €	44.182,62 €	25,68 €
Tutor	40.000,00 €	18.910,16 €	58.910,16 €	34,25 €

Tabla 8.3: Coste por hora de personal.

	Coste por hora	Horas	Coste total
Autor	16,70 €	500	835,00 €
Cotutor	25,68€	50	1284,50€
Tutor	34,25€	20	685,00€
		TOTAL	2804,50 €

Tabla 8.4: Coste de personal.

8.4. Presupuesto total

La Tabla 8.5 muestra una estimación del coste total del proyecto.

CAPÍTULO 8. PRESUPUESTO

Concepto	Importe
Licencias	499,00€
<i>Hardware</i>	487,40€
Personal	2804,50€
TOTAL	3790,50€

Tabla 8.5: Coste total del proyecto.

Capítulo 9

Pliego de condiciones

A continuación, se detalla la normativa vigente relativa a las ordenanzas de seguridad, higiene y salud en el puesto de trabajo. Los anexo y sus consiguientes apartados se definen en 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 para garantizar el cumplimiento de la Ley 31/1995, de 8 de noviembre, de prevención de Riesgos Laborales.

Se hace constar que las condiciones que a continuación se describen son de obligado cumplimiento en cualquiera que sea el lugar en el que se desarrolla el trabajo, habiéndose llevado a cabo en espacios de la *Universitat Politècnica de València* y en el domicilio particular del autor.

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

El Anexo I define las condiciones generales de seguridad a cumplir en los lugares de trabajo.

Apartado 1 - Seguridad estructural. Se estipula que *todos los elementos, estructurales o de servicio, incluidas las plataformas de trabajo, escaleras y escalas, deberán tener la solidez y la resistencia necesarias para soportar las cargas o esfuerzos a que sean sometidos y disponer de un sistema de armado, sujeción o apoyo que asegure su estabilidad, así como se prohíbe sobrecargar los elementos citados en el apartado anterior.* Todos estos requerimientos se cumplen en el lugar de trabajo.

Apartado 2 - Espacios de trabajo y zonas peligrosas. Se estipula que *Las dimensiones de los locales de trabajo deberán permitir que los trabajadores realicen su trabajo sin riesgos para su seguridad y salud y en condiciones ergonómicas aceptables y que la separación entre los elementos materiales existentes en el puesto de trabajo será suficiente para que los trabajadores puedan ejecutar su labor en condiciones de seguridad, salud y bienestar.* Todos estos requerimientos se cumplen en el lugar de trabajo.

Apartado 3 - Suelos, aberturas y desniveles, y barandillas. Se estipula que *los suelos de los locales de trabajo deberán ser fijos, estables y no resbaladizos, sin irregularidades ni pendientes peligrosas y, además, las aberturas o desniveles que supongan un riesgo de caída de personas se protegerán mediante barandillas u otros sistemas de protección de seguridad equivalente, que podrán tener partes móviles cuando sea necesario disponer de acceso a la abertura.* En cuanto a las barandillas, *deberán ser de materiales rígidos, tendrán una altura mínima de 90 centímetros y dispondrán de una protección que impida el paso o deslizamiento por debajo de las mismas o la caída de objetos sobre personas.* Todos estos requerimientos se cumplen en el lugar de trabajo.

Apartado 4 - Tabiques, ventanas y vanos. Se estipula que *los tabiques transparentes o translúcidos y, en especial, los tabiques acristalados situados en los locales o en las proximidades de los puestos de trabajo y vías de circulación, deberán estar claramente señalizados y fabricados con materiales seguros y que, se deberán poder realizar de forma segura las operaciones de abertura, cierre, ajuste o fijación de ventanas, vanos de iluminación cenital y dispositivos de ventilación.* Todos estos requerimientos se cumplen en el lugar de trabajo.

Apartado 5 - Vías de circulación. Se estipula que *las vías de circulación de los lugares de trabajo, tanto las situadas en el exterior de los edificios y locales como en el interior de los mismos, incluidas las puertas, pasillos, escaleras, escalas fijas, rampas y muelles de carga, deberán poder utilizarse conforme a su uso previsto, de forma fácil y con total seguridad para los peatones o vehículos que circulen por ellas y para el personal que trabaje en sus proximidades.* Todos estos requerimientos se cumplen en el lugar de trabajo.

Apartado 6, 7, 8 y 9 - Puertas y portones; rampas, escaleras fijas y de servicio; escalas fijas y escaleras de mano. Se estipula las dimensiones mínimas que deben cumplir estos elementos. Todos estos requerimientos se cumplen en el lugar de trabajo.

Apartado 10 - Vías y salidas de evacuación. Se enumeran los requerimientos en cuanto a número, dimensionamiento y señalización de estos elementos. Todos estos requerimientos se cumplen en el lugar de trabajo.

Apartado 11 - Condiciones de protección contra incendios. Se estipula que *los lugares de trabajo deberán ajustarse a lo dispuesto en la normativa que resulte de aplicación sobre condiciones de protección contra incendios.* Todos estos requerimientos se cumplen en el lugar de trabajo.

Apartado 12 - Instalación eléctrica. Se estipula que *la instalación eléctrica de los lugares de trabajo deberá ajustarse a lo dispuesto en su normativa específica.* Todos estos requerimientos se cumplen en el lugar de trabajo.

Apartado 13 - Minusválidos. Se estipula que *los lugares de trabajo y, en particular, las puertas, vías de circulación, escaleras, servicios higiénicos y puestos de trabajo, utilizados u ocupados por trabajadores minusválidos, deberán estar acondicionados para que dichos trabajadores puedan utilizarlos.* Todos estos requerimientos se cumplen en el lugar de trabajo.

9.2. Anexo II: Orden, limpieza y mantenimiento

El Anexo II define las condiciones orden, limpieza y mantenimiento del puesto de trabajo. En el se estipulan que las zonas de paso, vías de circulación y salidas deben estar libres de obstáculos que dificulten la circulación por ellas, se definen las condiciones de limpieza y que las tareas de mantenimiento y limpieza no deben suponer ningún riesgo. Todos estos requerimientos se cumplen en el lugar de trabajo.

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

El Anexo III define las condiciones ambientales de los lugares de trabajo. Se definen los valores de temperatura, humedad relativa y velocidad de aire aceptables que permiten desempeñar cualquier trabajo de forma correcta, Además, se estipula que las condiciones ambientales no deben suponer ningún riesgo para la salud de los trabajadores y se definen los requerimientos de los sistemas de ventilación para que esto se cumpla. Todos estos requerimientos se cumplen en el lugar de trabajo.

9.4. Anexo IV: Iluminación de los lugares de trabajo

El Anexo IV define la iluminación de los lugares de trabajo. En el se estipula las condiciones de iluminación mínima, que esta será natural cuando sea posible y se definen los criterios sobre distribución de luz a cumplir. Todos estos requerimientos se cumplen en el lugar de trabajo.

9.5. Anexo V: Servicios higiénicos y locales de descanso

El Anexo V define las condiciones de los servicios higiénicos y locales de descanso. En primer lugar, el lugar de trabajo deberá disponer de agua potable y se estipula las condiciones mínimas que deben cumplir vestuarios, duchas, lavabos y retretes. En segundo lugar, en lo que respecta a locales de descanso, se deberá disponer de ellos siempre y cuando la seguridad y/o salud de los trabajadores lo exiga. Además, en aquellos casos en los que el trabajo se realice lejos del lugar de residencia, se deberá contar con dormitorios y comedores a disposición de los trabajadores. Todos estos requerimientos se cumplen en el lugar de trabajo.

9.6. Anexo VI: Material y locales de primeros auxilios

El Anexo VI define las condiciones del material y de los locales de primeros auxilios. Se estipula que el material necesario dependerá del número de trabajadores y los riesgos a los que se vean expuestos. Además, se define los materiales mínimos con los que deben contar los locales de primeros auxilios, siendo estos: botiquín, camilla y fuente de agua potable. Todos estos requerimientos se cumplen en el lugar de trabajo.

Bibliografía

- [1] Los malos humos amenazan a la aviación (2019). Retrieved 9 September 2021, from https://elpais.com/sociedad/2019/06/21/actualidad/1561139209_974079.html
- [2] Chan, C., & Chau, K. (2001). *Modern electric vehicle technology*. New York: Oxford.
- [3] Rodríguez, E. (2020). *Estudio de sustentación y empuje en un perfil en movimiento oscilatorio*. 10.13140/RG.2.2.15842.15046.
- [4] Mohebbi, F., & Sellier, M. (2014). *Aerodynamic Optimal Shape Design Based on Body-Fitted Grid Generation*. *Mathematical Problems In Engineering*, 2014, 1-22. doi: 10.1155/2014/505372
- [5] Fuerzas que actuan en un vuelo. (2021). Retrieved 9 September 2021, from <https://puertolastarraga.wordpress.com/2014/11/10/fuerzas-que-actuan-en-un-vuelo/>
- [6] Ausserer, J., & Harmon, F. (2012). Integration, Validation, and Testing of a Hybrid-Electric Propulsion System for a Small Remotely Piloted Aircraft. *10th International Energy Conversion Engineering Conference*. doi: 10.2514/6.2012-4239
- [7] Harmon, F., Frank, A., & Chattot, J. (2006). Conceptual Design and Simulation of a Small Hybrid-Electric Unmanned Aerial Vehicle. *Journal Of Aircraft*, *43*(5), 1490-1498. doi: 10.2514/1.15816
- [8] Schoemann, J., & Hornung, M. (2012). Modeling of Hybrid Electric Propulsion Systems for Small Unmanned Aerial Vehicles. *12th AIAA Aviation Technology, Integration, And Operations (ATIO) Conference And 14th AIAA/ISSMO Multidisciplinary Analysis And Optimization Conference*. doi: 10.2514/6.2012-5610
- [9] Trawick, D., Moroniti, D., & Mavris, D. (2015). Development of a Series Hybrid Propulsion System for Unmanned Aerial Vehicles. *51st AIAA/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference*. doi: 10.2514/6.2015-4168
- [10] Rouser, K., Lucido, N., Durkee, M., Bellcock, A., & Zimbelman, T. (2018). Development of Turboelectric Propulsion and Power for Small Unmanned Aircraft. *2018 Joint Propulsion Conference*. doi: 10.2514/6.2018-4618

- [11] Mengistu, Isseyas H. (2011). Small Internal Combustion Engine Testing for a Hybrid-Electric Remotely-Piloted Aircraft. *Theses and Dissertations*. 1341. <https://scholar.ait.edu/etd/1341>
- [12] Kim, C., NamGoong, E., Lee, S., Kim, T., & Kim, H. (1999). Fuel Economy Optimization for Parallel Hybrid Vehicles with CVT. *SAE Technical Paper Series*. doi: 10.4271/1999-01-1148
- [13] X-57 Maxwell. (2021). Retrieved 12 August 2021, from <https://www.nasa.gov/sites/default/files/atoms/files/x-57-litho-print-v4.pdf>
- [14] Payri González, F., & Desantes Fernández, J. (2014) *Motores de combustión interna alternativo*. Barcelona: Reverté.
- [15] Lilium Jet: el taxi volador para cinco pasajeros despegará hacia 2025. (2021). Retrieved 12 August 2021, from <https://www.caranddriver.com/es/estilo-de-vida/a60086/lilium-jet/>
- [16] Appendix F. (2021). Retrieved 12 August 2021, from <https://history.nasa.gov/SP-4103/app-f.htm>
- [17] Prandtl, L. (1904) über Flüssigkeitsbewegung bei sehr kleiner Reibung. *Verhandl III Intern. Math. Kongr. Heidelberg*, Auch: *Gesammelte Abhandlungen*, 2, 484-491.
- [18] About the definition of boundary layer. (2021). Retrieved 12 August 2021, from <https://physics.stackexchange.com/questions/281281/about-the-definition-of-boundary-layer>
- [19] Boundary Layer Separation and Pressure Drag – Aerospace Engineering Blog. (2021). Retrieved 12 August 2021, from <https://aerospaceengineeringblog.com/boundary-layer-separation-and-pressure-drag/>
- [20] de Paula, A., Kleine, V., & Porto, F. (2017). The Thickness Effect on Symmetrical Airfoil Flow Characteristics at low Reynolds number. *55th AIAA Aerospace Sciences Meeting*. doi: 10.2514/6.2017-1422
- [21] Airfoil - Aircraft Aerodynamics. (2021). Retrieved 12 August 2021, from <https://www.aircraftsystemstech.com/p/airfoil.html>
- [22] Drela, M. (2009). Power Balance in Aerodynamic Flows. *AIAA Journal*, 47(7), 1761-1771. doi: 10.2514/1.42409
- [23] Budziszewski, N., & Friedrichs, J. (2018). Modelling of A Boundary Layer Ingesting Propulsor. *Energies*, 11(4), 708. doi: 10.3390/en11040708
- [24] España. Real Decreto 1036/2017, de 15 de diciembre, por el que se regula la utilización civil de alas aeronaves pilotadas por control remoto. *Boletín Oficial del Estado*, 29 de diciembre de 2017, núm, 316, pp, 129609 a 129641
- [25] UAV Factory. Penguin C UAS. (2021). Retrieved 22 July 2021 <https://uavfactory.com/en/penguin-c-uas>

BIBLIOGRAFÍA

- [26] Engine model details - Honda Engines. (2021). Retrieved 12 August 2021, from <https://www.honda-engines-eu.com/es/web/eec-public-site/engine-model-details?e=30>
- [27] UIUC PDB - Vol 2. (2021). Retrieved 12 August 2021, from <https://m-selig.ae.illinois.edu/props/volume-2/propDB-volume-2.html>
- [28] Deters, R., Ananda Krishnan, G., & Selig, M. (2014). Reynolds Number Effects on the Performance of Small-Scale Propellers. *32nd AIAA Applied Aerodynamics Conference*. doi: 10.2514/6.2014-2151
- [29] Zuazaga, A. (2019). Trabajo Fin de Grado Sobre las actuaciones aerodinámicas del perfil SD7003 a bajo número de Reynolds.
- [30] Forriol, F.J. (2020). Optimización de RPAS mediante propulsión eléctrica distribuida con ingestión de capa límite.