



UNIVERSITAT  
POLITÈCNICA  
DE VALÈNCIA



UNIVERSITAT POLITÈCNICA DE VALÈNCIA

Escuela Técnica Superior de Ingeniería del Diseño

Caracterización aerodinámica de un Quadrotor mediante  
CFD

Trabajo Fin de Grado

Grado en Ingeniería Aeroespacial

AUTOR/A: Rubio Gómez, Luis

Tutor/a: Quintero Igeño, Pedro Manuel

CURSO ACADÉMICO: 2022/2023



# Agradecimientos

A mi madre, Rosa, por no fallar nunca y apoyarme en todo lo que me propongo.

A mi padre, Luis, por enseñarme desde pequeño a mirar siempre arriba cuando pasa un avión.

Y a mi tutor, Pedro, por confiar en mí y sacarme y resolver mis dudas infinitas.

# Resumen

Durante el presente Trabajo de Fin de Grado se llevará a cabo la caracterización y obtención de un modelo aerodinámico para un vehículo aéreo no tripulado (UAV) mediante el uso de CFD (Computational Fluid Dynamics).

Para ello, el estudio se dividirá en varias secciones: obteniéndose primero las curvas características de cada hélice y del fuselaje del dron por separado; después se caracterizarán las hélices juntas y finalmente se caracterizará el dron completo con hélices y fuselaje.

El objetivo final es obtener un modelo aerodinámico completo y detallado de un dron tipo Quadrotor con el que poder mejorar y optimizar su diseño y rendimiento aerodinámico, con posibles aplicaciones a diversos campos relacionados como pueden ser el control o la aeroacústica.

**Palabras clave:** CFD, dron, caracterización, aerodinámica, UAV, hélice

# Abstract

During this Bachelor's Thesis, the characterization and obtaining of an aerodynamic model for an unmanned aerial vehicle (UAV) will be carried out using Computational Fluid Dynamics (CFD).

To achieve this, the study will be divided into several sections: first, the characteristic curves of each propeller and the drone's fuselage will be obtained separately. Then, the propellers will be characterized together, followed by the complete characterization of the drone with both the propellers and the fuselage.

The ultimate goal is to obtain a comprehensive and detailed aerodynamic model of a Quadrotor drone, which can be used to improve and optimize its design and aerodynamic performance. The potential applications of this model are diverse, including areas such as control and aeroacoustics.

**Keywords:** CFD, drone, characterization, aerodynamics, UAV, propeller

# Resum

Durant el present Treball de Fi de Grau es durà a terme la caracterització i obtenció d'un model aerodinàmic per a un vehicle aeri no tripulat (UAV) mitjançant l'ús de CFD (Computational Fluid Dynamics).

Per a això, l'estudi es dividirà en diverses seccions: obtenint primer les corbes característiques de cada hèlix i del fuselatge del dron per separat; després es caracteritzaran les hèlixs juntes i finalment es caracteritzarà el dron complet amb hèlixs i fuselatge.

L'objectiu final és obtindre un model aerodinàmic complet i detallat d'un dron tipus Quadrotor amb el qual poder millorar i optimitzar el seu disseny i rendiment aerodinàmic, amb possibles aplicacions a diversos camps relacionats com poden ser el control o l'aeroacústica.

**Paraules clau:** CFD, dron, caracterització, aerodinàmica, UAV, hèlix

# Índice general

<b>I</b>	<b>Memoria</b>	<b>2</b>
<b>1.</b>	<b>Introducción</b>	<b>4</b>
1.1.	Panorama del uso de aeronaves no tripuladas . . . . .	4
1.2.	Motivación . . . . .	7
1.3.	Objetivos . . . . .	8
1.4.	Estructura del documento . . . . .	8
<b>2.</b>	<b>Fundamentos teóricos</b>	<b>10</b>
2.1.	El perfil aerodinámico . . . . .	10
2.1.1.	Definición . . . . .	10
2.1.2.	Perfiles NACA . . . . .	12
2.1.3.	Fundamentos de aerodinámica . . . . .	12
2.1.4.	Capa límite cinemática sobre perfiles . . . . .	16
2.1.5.	Curvas aerodinámicas características . . . . .	18
2.1.6.	Entrada en pérdida . . . . .	21
2.1.7.	Análisis de perfiles aerodinámicos mediante software . . . . .	22
2.2.	Fuerzas aerodinámicas sobre hélices y rotores . . . . .	23
2.2.1.	Teoría de cantidad de movimiento (TCM) . . . . .	25
2.2.2.	Teoría del elemento de pala (TEP) . . . . .	27
2.2.3.	Combinación TCM-TEP . . . . .	29
2.2.4.	Efectos del número de Reynolds . . . . .	31
2.2.5.	Entrada en pérdida de hélices . . . . .	32
<b>3.</b>	<b>Fundamentos de Mecánica de Fluidos Computacional</b>	<b>33</b>
3.1.	Definición, reseña histórica y estado del arte . . . . .	33
3.2.	Metodología de un estudio CFD . . . . .	35
3.2.1.	Pre-proceso . . . . .	35
3.2.2.	Solver . . . . .	44
3.2.3.	Post-proceso . . . . .	46
3.2.4.	Modelado de la turbulencia . . . . .	47
3.3.	Modelado de la capa límite . . . . .	48

<b>4. Metodología</b>	<b>51</b>
4.1. Modelo de Quadrotor escogido . . . . .	51
4.2. Planteamiento de los casos de estudio . . . . .	52
4.3. Simulación de flujos rotatorios en STAR-CCM+ . . . . .	55
4.4. Modelado de los casos de estudio . . . . .	56
4.4.1. Geometría . . . . .	56
4.4.2. Dominio computacional . . . . .	57
4.4.3. Estrategia de mallado de capa límite . . . . .	61
4.4.4. Mallado . . . . .	66
4.4.5. Estudio de independencia de malla . . . . .	71
4.5. Configuración de las simulaciones . . . . .	73
4.5.1. Condiciones de contorno . . . . .	73
4.5.2. Propiedades del fluido . . . . .	75
4.5.3. Modelos físicos . . . . .	75
4.6. Convergencia y validación de resultados . . . . .	78
<b>5. Análisis de resultados</b>	<b>79</b>
5.1. Curvas características de la hélice . . . . .	79
5.2. Resultados de la interferencia entre hélices . . . . .	82
5.3. Coeficientes aerodinámicos del fuselaje . . . . .	83
5.4. Resultados de la caracterización aerodinámica del Quadrotor . . . . .	85
5.5. Influencia de fenómenos no estacionarios . . . . .	86
5.6. Comparación con simplificación mediante disco actuador . . . . .	91
<b>6. Conclusiones</b>	<b>96</b>
6.1. Estudios futuros . . . . .	97
<b>II Pliego de condiciones</b>	<b>98</b>
<b>7. Pliego de condiciones</b>	<b>100</b>
7.1. Condiciones de especificaciones técnicas . . . . .	100
7.1.1. Materiales y equipos utilizados . . . . .	100
7.2. Condiciones laborales . . . . .	101
<b>III Presupuesto</b>	<b>103</b>
<b>8. Presupuesto</b>	<b>105</b>
8.1. Coste de recursos humanos . . . . .	105
8.2. Coste computacional y de equipos informáticos . . . . .	106
8.3. Presupuesto total del proyecto . . . . .	107



<b>IV</b>	<b>Apéndices</b>	<b>108</b>
<b>A.</b>	<b>Geometría del rotor</b>	<b>109</b>
<b>B.</b>	<b>Relación del trabajo con los Objetivos de Desarrollo Sostenibles</b>	<b>111</b>
<b>V</b>	<b>Bibliografía</b>	<b>113</b>

# Índice de figuras

1.1. Dron de ala fija. . . . .	5
1.2. Distintos tipos de dron multirroto. . . . .	5
1.3. Dron combinado. . . . .	6
1.4. Rotor articulado de un helicóptero CH-47 Chinook. . . . .	6
2.1. Definición de perfil aerodinámico. . . . .	10
2.2. Partes de un perfil aerodinámico. . . . .	11
2.3. Definición de ángulo de ataque. . . . .	12
2.4. Principio de Bernoulli aplicado en un perfil. . . . .	13
2.5. Distribución de presiones y fuerza resultante sobre el perfil. . . . .	13
2.6. Fuerzas aerodinámicas sobre el perfil. . . . .	14
2.7. Distribución de presión y cortante sobre la superficie del perfil. . . . .	14
2.8. Perfil de velocidades sobre la superficie de un cuerpo. . . . .	17
2.9. Transición de capa límite laminar a turbulenta. . . . .	17
2.10. Variación típica del coeficiente de sustentación en función del ángulo de ataque. . . . .	18
2.11. Diferencia de presiones entre intradós y extradós. . . . .	19
2.12. Generación de torbellinos de punta ala. . . . .	19
2.13. Resistencia total, resistencia parásita y resistencia inducida. . . . .	20
2.14. Ejemplo de coeficiente de presión para un perfil aerodinámico. . . . .	21
2.15. Ejemplo de entrada en pérdida sobre un perfil aerodinámico. . . . .	22
2.16. Volumen de control y magnitudes físicas empleadas en la formulación de la TCM. . . . .	26
2.17. Distribución de perfiles a lo largo de una hélice y su ángulo de incidencia. . . . .	27
2.18. Elemento de pala $dr$ a una posición radial $r$ . . . . .	28
2.19. Tubo de corriente de espesor diferencial como volumen de control . . . . .	30
2.20. Región de recirculación en capa límite laminar. . . . .	31
3.1. Diagrama de flujo de un estudio CFD. . . . .	35
3.2. Ejemplo de mallado estructurado alrededor de un perfil aerodinámico. . . . .	37
3.3. Ejemplo de mallado no estructurado poliédrico alrededor del perfil aerodinámico de un aleron. . . . .	37
3.4. Ejemplo de mallado híbrido sobre un perfil aerodinámico. . . . .	38
3.5. Número de Courant y condición CFL en un dominio computacional. . . . .	44
3.6. Ejemplo de criterios de convergencia. . . . .	46

3.7.	Comparación entre modelos de turbulencia RANS, LES y DNS. . . . .	48
3.8.	Estructura de la capa límite turbulenta. . . . .	49
3.9.	Perfil de velocidades adimensionalizado en la capa límite. . . . .	49
4.1.	DJI <i>Phantom 3</i> . . . . .	52
4.2.	Modelo CAD de la hélice del DJI <i>Phantom 3</i> , con su diámetro acotado. . . . .	56
4.3.	Modelo CAD del DJI <i>Phantom 3</i> , con su longitud de referencia acotada. . . . .	57
4.4.	Dominio externo en forma de bala, con región rotatoria y volumen de refinamiento internos. . . . .	58
4.5.	Dimensiones dominio forma de bala para el caso de una hélice aislada. . . . .	58
4.6.	Dominio externo en forma de bala, con regiones rotatorias y volumen de refinamiento internos. . . . .	59
4.7.	Dimensiones del dominio en forma de bala para el caso de interferencia entre hélices. . . . .	59
4.8.	Túnel de viento virtual para los casos del fuselaje y el dron completo. . . . .	60
4.9.	Dimensiones túnel de viento virtual para caso dron completo. . . . .	61
4.10.	Histograma del valor de $y^+$ en función de la superficie de la hélice para varias velocidades de rotación . . . . .	63
4.11.	Detalle de mallado de capa límite sobre el encastre y la punta de la hélice. . . . .	64
4.12.	Detalle de mallado de capa límite sobre el extradós de la pala de la hélice. . . . .	64
4.13.	Histograma del valor de $y^+$ en función de la superficie del fuselaje para varios regímenes de vuelo . . . . .	65
4.14.	Detalle de mallado de capa límite sobre la superficie del dron. . . . .	65
4.15.	Mallado del dominio fluido sobre un corte transversal al plano de la hélice con ampliación en dominio rotatorio. . . . .	67
4.16.	Mallado superficial sobre dominio rotatorio y sobre la pala. . . . .	68
4.17.	Mallado del dominio fluido sobre un corte transversal al plano de las hélices con ampliación en dominios rotatorios. . . . .	68
4.18.	Detalle del mallado del túnel de viento virtual en el plano de simetría longitudinal. . . . .	69
4.19.	Vista isométrica superior del mallado sobre la superficie del Quadrotor, desdoble del plano de simetría. . . . .	69
4.20.	Vista isométrica inferior del mallado sobre la superficie del Quadrotor, desdoble del plano de simetría. . . . .	70
4.21.	Vista isométrica superior del mallado superficial sobre los dominios rotatorios del Quadrotor. . . . .	70
4.22.	Vista isométrica superior del mallado del caso del disco virtual, desdoble del plano de simetría. . . . .	71
4.23.	Condiciones de contorno para el dominio en forma de bala en los casos de hélice aislada e interferencia entre hélices. . . . .	74
4.24.	Condiciones de contorno para el túnel de viento virtual en el caso del fuselaje y el Quadrotor. . . . .	74
4.25.	Perfil aerodinámico para la primera posición de la distribución radial de la pala de una hélice del DJI <i>Phantom 3</i> . . . . .	77

4.26. Ejemplo de criterios de convergencia seguidos durante la realización del trabajo: disminución de los residuales y convergencia de las variables de interés frente al número de iteraciones. . . . .	78
5.1. Curvas características de la hélice en función del ratio de avance para distintas velocidades angulares. . . . .	80
5.2. Curvas características de la hélice en función de la velocidad angular para un ratio de avance $J = 0.4$ constante. . . . .	81
5.3. Distribución de velocidades sobre el perfil aerodinámico al 75 % del radio de la pala para distintas velocidades de rotación de la hélice. . . . .	81
5.4. Comparación de las curvas obtenidas para cada hélice en el estudio de interferencia frente a la curva de una hélice aislada en función de la velocidad de rotación para $J = 0.4$ . . . . .	82
5.5. Evolución de coeficientes aerodinámicos del fuselaje en función del ángulo de ataque. . . . .	83
5.6. Contorno de velocidades alrededor de la estela del dron para varias configuraciones de vuelo y ángulos de ataque. . . . .	84
5.7. $J = 0$ y $\Omega = 5000$ rpm . . . . .	85
5.8. $J = 0.4$ y $\Omega = 5000$ rpm . . . . .	85
5.9. Contornos de velocidades alrededor del Quadrotor para vuelo a punto fijo y vuelo de ascenso. . . . .	85
5.10. Contornos de velocidad en la estela formada detrás de la hélice con enfoque no estacionario para $J = 0.4$ y $\Omega = 5000$ rpm. . . . .	87
5.11. Escenas de magnitud de vorticidad y Criterio-Q generados por la hélice tras varias revoluciones para $J = 0.4$ y $\Omega = 5000$ rpm. . . . .	87
5.12. Contornos de velocidad en la estelas formada detrás de cada hélice con enfoque no estacionario para $J = 0.4$ y $\Omega = 5000$ rpm.. . . .	88
5.13. Escenas de magnitud de vorticidad y Criterio-Q generados por ambas hélices tras varias revoluciones para $J = 0.4$ y $\Omega = 5000$ rpm. . . . .	89
5.14. Contorno de velocidades alrededor de la estela del Quadrotor en el plano de los rotores y en el plano de simetría. . . . .	90
5.15. Magnitudes de vorticidad y Criterio-Q generados por la hélices tras una vuelta. . . . .	91
5.16. Comparación de las curvas obtenidas mediante la simplificación de disco actuador para cada hélice con método BFP frente a la curva de una hélice aislada en función de la velocidad de rotación para $J = 0.4$ . . . . .	92
5.17. Comparación de las curvas obtenidas mediante la simplificación de disco actuador para cada hélice con método TEP frente a la curva de una hélice aislada en función de la velocidad de rotación para $J = 0.4$ . . . . .	93
5.18. Contornos de velocidad en la estela formada detrás de los discos actuadores con el método TEP para $J = 0.4$ y $\Omega = 5000$ rpm. . . . .	94
5.19. Escena de vectores de velocidad atravesando el plano del disco actuador. . . . .	94
5.20. Magnitud de vorticidad inducida por la presencia del disco actuador sobre el Quadrotor y sentido inducido de la rotación dentro del disco actuador. . . . .	95

A.1. Distribución radial de perfiles aerodinámicos de la pala del DJI Phantom 3 . . . . 110

# Índice de tablas

2.1. Parámetros para el estudio de hélices . . . . .	23
3.1. Términos de la ecuación de transporte. . . . .	42
4.1. Características del DJI <i>Phantom 3</i> . . . . .	51
4.2. Parámetros variables en la caracterización de la hélice. . . . .	53
4.3. Parámetros variables para el caso hélices en tándem. . . . .	53
4.4. Parámetros variables para estudio del fuselaje. . . . .	53
4.5. Parámetros variables para el caso hélices en tándem. . . . .	54
4.6. Variables para el cálculo de la capa límite. . . . .	63
4.7. Resumen parámetros de mallado automático escogidos para cada caso. . . . .	67
4.8. Resumen de los resultados de la independencia de malla para distintos tamaños de celda en el estudio de la hélice aislada. . . . .	72
4.9. Resumen de los resultados de la independencia de malla para distintos tamaños de celda en el estudio del fuselaje. . . . .	72
4.10. Parámetros de la atmósfera ISA estándar a nivel del mar. . . . .	75
4.11. Selección de modelos físicos para simulaciones estacionarias. . . . .	75
5.1. Efectos de la interferencia entre hélices para $\Omega = 5000\text{rpm}$ y $J = 0.4$ . . . . .	83
5.2. Comparación de coeficientes obtenidos para el Quadrotor completo frente al estudio de interferencia entre hélices para vuelo de ascenso. . . . .	85
5.3. Influencia de fenómenos no estacionarios los coeficientes característicos en el estudio de la hélice aislada a $5000\text{rpm}$ . . . . .	86
5.4. Tiempo total empleado para calcular caso de hélice aislada en estacionario y no estacionario a $5000\text{rpm}$ . . . . .	86
5.5. Influencia de fenómenos no estacionarios en el estudio de interferencia entre hélices a $5000\text{rpm}$ . . . . .	88
5.6. Tiempo total empleado para calcular el caso de interferencia entre hélices en estacionario y no estacionario a $5000\text{rpm}$ . . . . .	88
5.7. Influencia de fenómenos no estacionarios en el estudio del dron completo a velocidad de rotación constante de $5000\text{rpm}$ de todos los rotores. . . . .	89
5.8. Tiempo total empleado para calcular los casos con el dron completo en estacionario y no estacionario a $5000\text{rpm}$ . . . . .	90

8.1. Presupuesto destinado al personal involucrado en el proyecto. . . . .	106
8.2. Presupuesto destinado al <i>software</i> empleado. . . . .	107
8.3. Presupuesto total del proyecto. . . . .	107
A.1. Geometría radial de la pala del DJI Phantom 3 . . . . .	109
B.1. Relación del trabajo con los Onjetivos de Desarrollo Sostenibles . . . . .	111

# **Parte I**

## **Memoria**





# Capítulo 1

## Introducción

### 1.1. Panorama del uso de aeronaves no tripuladas

Es indiscutible que el sector aeronáutico está inclinándose cada vez más hacia el uso y desarrollo de vehículos aéreos no tripulados (VANT), más conocidos por sus siglas en inglés UAV (Unmanned Aerial Vehicle) o por el término común “dron”. Durante los últimos años, los ingresos derivados del sector de aeronaves no tripuladas han crecido exponencialmente, estimándose que la inversión supere los 35 millones de euros para 2026 [1].

En el ámbito militar, la inversión en el uso y desarrollo de UAVs es evidente, ya que al no necesitar estas aeronaves cargar con un piloto y manejarse o mediante un sistema autónomo o un operador a distancia, se consiguen desarrollar aeronaves más pequeñas, ágiles y maniobrables, independientes las limitaciones tanto de dimensiones, soporte vital, movimiento, y maniobras que supone el acomodar uno o varios pilotos a bordo evitándose posibles riesgos para los mismos tanto provocados por pilotar en condiciones extremas como por cansancio en largas operaciones. Sin embargo, también cuentan con una amplia variedad de usos en el ámbito civil debido a su gran versatilidad, sobre todo para la realización de tareas peligrosas, como puede ser por ejemplo una inspección de cables de alta tensión de líneas eléctricas [2]. Otras aplicaciones de menor peligrosidad pero no de menor importancia, también podrían ser labores de búsqueda y rescate, vigilancia, control de tráfico, extinción de incendios [3] o algunas más sencillas y cotidianas como reparto a domicilio o fotografía.

Debido al amplio rango de usos, los UAV cuentan con una gran variedad de clasificaciones [4], como pueden ser por su autonomía, clase de licencia de vuelo, peso o carga útil, ámbito de uso, etc. El criterio principal para la clasificación de drones es en función del tipo de ala, existiendo dos tipos principales, algunos derivados y combinados:

- **Drones de ala fija:** Más similares a una aeronave convencional. No cuentan con capacidad VTOL (*Vertical Take-Off and Landing*), por tanto necesitan una pista para aterrizar y despegar. Un ejemplo de este tipo se muestra en la Figura 1.1.



*Figura 1.1: Dron de ala fija.*

- **Drones de ala rotatoria o multirrotores:** Este es el tipo de dron más extendido y utilizado, tanto a nivel de ocio como profesional. Cuentan con capacidad VTOL y se pueden clasificar a su vez según el número de rotores o su configuración. La Figura 1.2 muestra varios tipos de drones multirrotor.



*(a) Tricóptero*



*(b) Cuadricóptero*



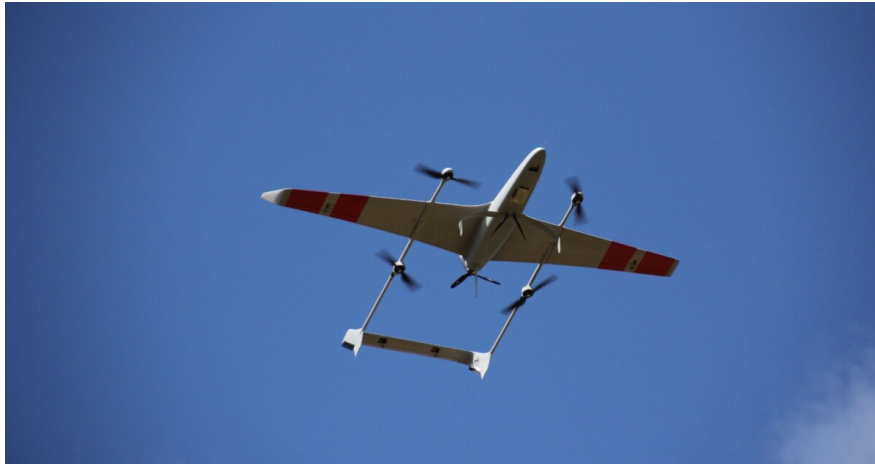
*(c) Octocóptero*



*(d) Coaxial*

*Figura 1.2: Distintos tipos de dron multirrotor.*

- **Dron combinado:** Combina las capacidades de un dron de ala fija con la capacidad VTOL de un dron multirrotor, como el mostrado en la Figura 1.3.



*Figura 1.3: Dron combinado.*

De todos los tipos de configuraciones de dron, sin duda alguna el más extendido en el mercado es el cuadricóptero o Quadrotor; una configuración de multirrotor que usa dos pares de rotores contrarrotantes para conseguir proporcionar sustentación y control direccional. Los Quadrotor cuentan con hélices de paso fijo y varían su empuje aumentando o disminuyendo la velocidad de rotación de sus rotores, por lo que de esta manera el control de altitud se ve regulado únicamente por la velocidad de rotación de los rotores, a diferencia de los helicópteros convencionales que utilizan un complejo mecanismo en el rotor principal (Figura 1.4) para conseguir un ciclo de ángulo de paso de la pala para cada revolución del rotor, obteniendo el control de la orientación del plano del rotor y así controlar la altitud del helicóptero.



*Figura 1.4: Rotor articulado de un helicóptero CH-47 Chinook.*

Al eliminar el complejo mecanismo de rotación del helicóptero convencional y utilizar en su lugar un diseño simple, pequeño y sin complejidades mecánicas, se consigue una aeronave fácil de manejar, con probabilidad casi nula de fallos catastróficos durante el vuelo. El mantenimiento de componentes será escaso y económico, permitiendo que esta configuración resulte accesible para el público general.

Es por esto que dos de los principales motivos que explican la popularidad de la configuración de los drones cuadricópteros son la fiabilidad y la compactibilidad; esenciales para la construcción de un sistema sencillo, altamente portable y útil para ser manejado en proximidad de personas y estructuras en distintas aplicaciones comerciales.

## **1.2. Motivación**

Debido al incremento de la popularidad de los drones Quadrotor, el interés por su estudio y optimización ha aumentado durante los últimos años. Los ámbitos de estudio habituales suelen ser relativos a la dinámica de control lineal [5] y al diseño de algoritmos de control para la estimación de la posición [6]

Muchos de estos estudios utilizan aproximaciones para estimar las fuerzas aerodinámicas o directamente las obvian, no incluyéndolas en sus modelos, simplificaciones únicamente válidas a pequeñas velocidades [7] y que no tienen en cuenta los factores relevantes como las variaciones en el ángulo de ataque o en la velocidad del flujo libre.

Estimar las fuerzas aerodinámicas de los cuadricópteros no es tarea sencilla, siendo la principal fuente de información la experimentación en túnel de viento. Sin embargo, para llevar a cabo experimentos de este tipo se requiere instalaciones grandes y costosas y muchas veces no se pueden reproducir las condiciones de flujo real, debido a interferencias entre el modelo y las paredes del túnel o errores de magnitud.

Por todo esto, la simulación mediante Mecánica de Fluidos Computacional (CFD) está asentándose como la base para el desarrollo de UAVs, pero pocos investigadores han profundizado en los Quadrotor y la caracterización del flujo generado por las hélices [8], que determina la capacidad de empuje. Pese a que la complejidad de un cálculo CFD de estas características pueda llegar a ser considerable, desarrollando una adecuada metodología para poder conseguir simulaciones robustas, precisas y poco costosas computacionalmente es posible obtener las fuerzas e interacciones aerodinámicas de un dron tipo Quadrotor de manera fiable y eficaz.

Estas fuerzas e interacciones podrán ser usadas posteriormente para optimizar los diseños de nuevos UAVs o para obtener correlaciones semiempíricas que permitan agilizar todavía más el proceso de diseño y además completar estudios previos o abrir nuevos campos de investigación.

### 1.3. Objetivos

Mediante la realización de este Trabajo de Fin de Grado se pretenden conseguir los siguientes objetivos:

- Definir el marco teórico para el estudio aerodinámico de los drones QuadRotor.
- Analizar incrementalmente en complejidad los diversos casos planteados mediante CFD.
- Visualizar los fenómenos no estacionarios del dron completo y las actuaciones de sus componentes individualmente y en conjunto.
- Proponer modelos computacionales simplificadorios capaces de acelerar el cálculo mediante CFD.
- Concluir cuál será la metodología óptima para el estudio computacional de este tipo de aeronaves.

### 1.4. Estructura del documento

Se describe a continuación la estructura básica del documento, indicando de manera breve los contenidos que se tratarán en cada sección:

#### Parte I: Memoria

Consta de varios capítulos diferenciados en los que se desarrollará progresivamente el trabajo desde el marco teórico al análisis de los resultados obtenidos:

1. En el *primer capítulo* se ha realizado una breve introducción al panorama actual de los UAV, las motivaciones para la realización del trabajo y los objetivos del mismo. Se hace además una descripción de la estructura del documento en esta misma sección.
2. En el *segundo capítulo* se definirán los fundamentos teóricos de los drones cuadricópteros y algunas teorías fundamentales que explican las fuerzas aerodinámicas sobre hélices.
3. En el *tercer capítulo* se tratará la teoría relativa al CFD, su estado del arte, aplicaciones, fundamentos y metodología.
4. En el *cuarto capítulo* se describirán los distintos casos de estudio en CFD, explicando sus geometrías, condiciones de contorno, mallado y modelos físicos utilizados.
5. En el *quinto capítulo* se expondrán y validarán los distintos resultados obtenidos de las simulaciones previas.
6. Durante el *sexto capítulo* se expondrán las conclusiones sobre los resultados generales del trabajo y su desarrollo. Además, se harán una serie de propuestas para continuar el trabajo y aprovechar los resultados obtenidos por este.

## **Parte II: Pliego de condiciones**

Dividido en dos capítulos:

1. En el *primer capítulo* se presentan las condiciones de especificaciones técnicas
2. El *segundo capítulo* se encarga de enumerar las condiciones laborales seguidas durante la elaboración del trabajo.

## **Parte III: Presupuesto**

Desglose de todos los costes que conllevaría la realización del proyecto, desde las licencias de los programas informáticos utilizados, los equipos físicos empleados, etc.

## **Parte IV: Apéndices**

1. En el **Apéndice A** se muestran los parámetros geométricos del rotor y su distribución radial de perfiles aerodinámicos.
2. En el **Apéndice B** se expone el grado de relación del trabajo con los Objetivos de Desarrollo Sostenibles.

## **Parte V: Bibliografía**

Se listan en esta sección los artículos académicos, libros, páginas web consultadas y demás material utilizado para la realización de este trabajo.

# Capítulo 2

## Fundamentos teóricos

### 2.1. El perfil aerodinámico

Para poder definir posteriormente los conceptos aerodinámicos teóricos sobre hélices y alas giratorias es necesario primero definir el perfil aerodinámico; sus conceptos básicos y propiedades, dado que al final un ala o una hélice no son más que una sucesión de perfiles aerodinámicos a lo largo de su envergadura.

#### 2.1.1. Definición

Se define perfil alar o perfil aerodinámico a cualquier sección del área cortada por un plano perpendicular a su envergadura [9], que al desplazarse a través del aire es capaz de generar a su alrededor una distribución de presiones que genere sustentación. La definición de perfil aerodinámico se muestra en la Figura 2.1.

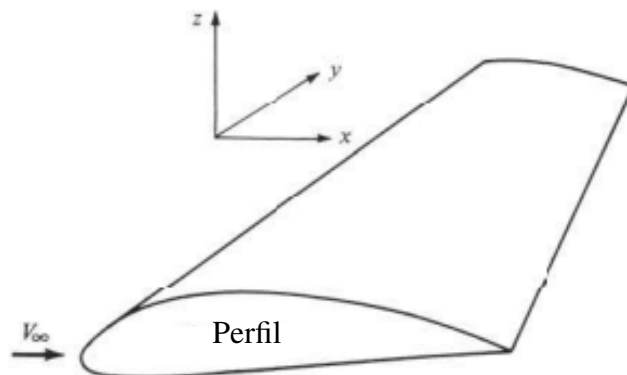


Figura 2.1: Definición de perfil aerodinámico.



Su correcto diseño es de suma importancia en el diseño de superficies sustentadoras como alas o hélices y según el propósito de su diseño, los perfiles serán más finos o gruesos, curvos o poligonales, simétricos o no. Además, el estudio del perfil permitirá obtener las propiedades aerodinámicas tratando un problema matemáticamente más sencillo en dos dimensiones y cuya solución podrá extrapolarse luego al caso en tres dimensiones.

El perfil aerodinámico cuenta con distintas partes y parámetros geométricos cuya nomenclatura se puede apreciar en la Figura 2.2.

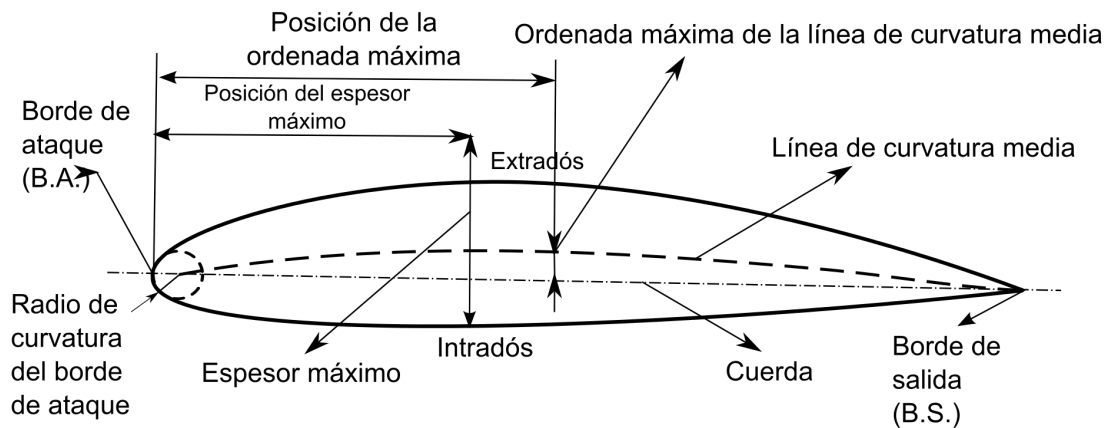


Figura 2.2: Partes de un perfil aerodinámico.

- **Borde de ataque (*leading edge*):** Parte delantera de un perfil alar; donde se sitúa el punto de remanso, es decir, el punto de máxima presión.
- **Borde de fuga (*trailing edge*):** Zona donde confluyen las corrientes de aire provenientes del intradós y el extradós abandonan el perfil.
- **Intradós:** Parte inferior del perfil, definida como cara de presión.
- **Extradós:** Parte superior del perfil, definida como cara de succión.
- **Cuerda (*chord*):** Línea recta que une el borde de ataque con el borde de salida.
- **Espesor máximo:** Distancia máxima perpendicular a la cuerda entre el extradós y el intradós.
- **Línea de curvatura media:** Línea equidistante al intradós y al extradós, indica si la curvatura del perfil es positiva, simétrica o negativa en función de su posición respecto a la cuerda.

Además de las partes del perfil; es importante definir también el ángulo de ataque (Figura 2.3), que es el ángulo entre la cuerda del perfil y la dirección del flujo.

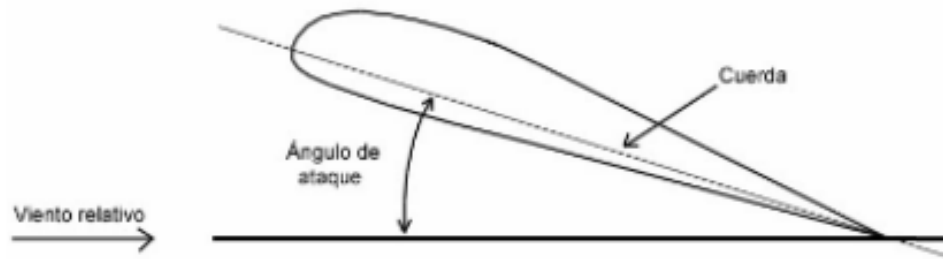


Figura 2.3: Definición de ángulo de ataque.

### 2.1.2. Perfiles NACA

Los perfiles NACA son una serie de perfiles creados por la NACA (*National Advisory Committee for Aeronautics*). Se clasifican según sus características geométricas [10] mediante distintos dígitos. Existen una amplia variedad de series, modificaciones y clasificaciones de perfiles aerodinámicos pensadas para una amplia variedad de usos.

Por ejemplo; un perfil, NACA de 4 dígitos (NACA  $abt_1t_2$ ) se lee como un perfil de curvatura máxima como porcentaje de la cuerda  $a\%$  a una distancia  $10b\%$  de la cuerda desde el borde de ataque y con un espesor máximo de la cuerda definido por los dos últimos dígitos  $t_1t_2\%$  como porcentaje de la cuerda.

### 2.1.3. Fundamentos de aerodinámica

Para un fluido considerado incompresible, es decir, con número de Mach  $M < 0.3$ , el balance de los tres términos del principio de Bernoulli (Ecuación 2.1) debe ser constante.

$$\frac{U^2}{2} + g \cdot z + \frac{p}{\rho} = cte \quad (2.1)$$

Si se considera una altitud constante para el extradós y el intradós y multiplicando por la densidad constante  $\rho$ , se llegará a la Ecuación 2.2.

$$\frac{\rho \cdot U^2}{2} + p = cte \quad (2.2)$$

Donde el primer término será la presión dinámica en función de la velocidad y el segundo la presión estática.

El flujo de aire alrededor de un perfil aerodinámico se puede explicar mediante la Ecuación 2.2, lo que ocurre es que al dividirse la corriente de aire en el punto de remanso del borde ataque, atravesará una sección más curva en el extradós. Esta curvatura es debida a que el perfil vuela con un ángulo de ataque, la propia curvatura del perfil, o ambas al mismo tiempo, y provocará que el fluido se acelere en el extradós y por ende, una disminución de la presión estática.

En el intradós sucederá lo contrario, el fluido se frenará, provocando una subida de presión. La Figura 2.4 muestra un resumen de lo explicado y la aplicación del principio de Bernoulli sobre un perfil aerodinámico. Esta diferencia de presión entre el extradós y el intradós generará una fuerza resultante sobre la superficie del perfil (Figura 2.5).

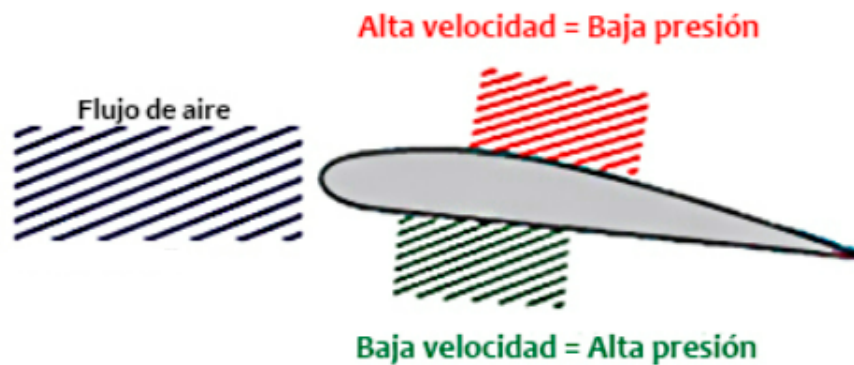


Figura 2.4: Principio de Bernoulli aplicado en un perfil.

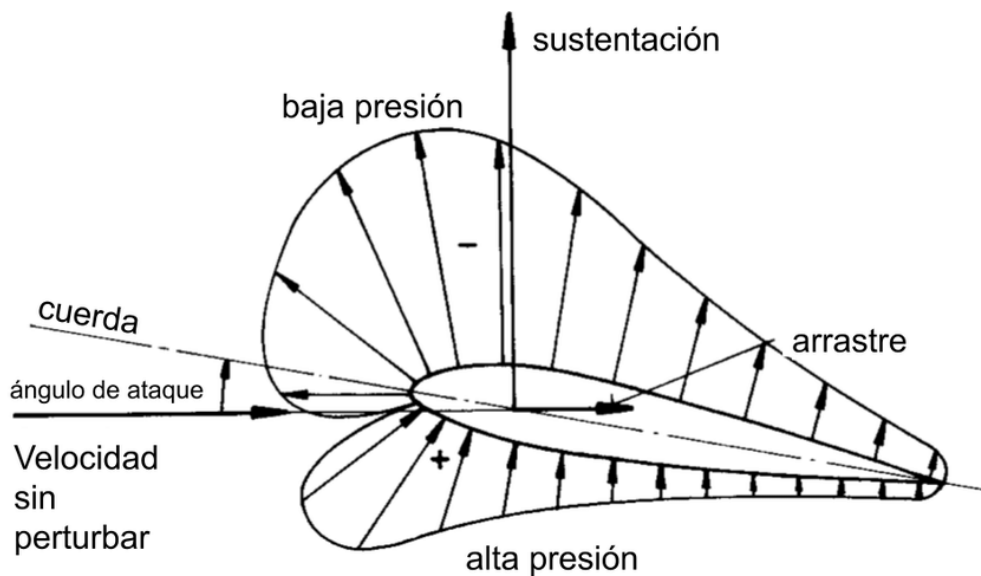


Figura 2.5: Distribución de presiones y fuerza resultante sobre el perfil.

La fuerza resultante sobre el perfil y sus distintas proyecciones se muestran en la Figura 2.6. Se puede descomponer la resultante respecto a la cuerda del perfil en una componente normal (N) y una componente axial (A), o también respecto a la corriente incidente en una fuerza normal sustentación o *Lift* (L) y una fuerza longitudinal, resistencia aerodinámica o *Drag* (D).

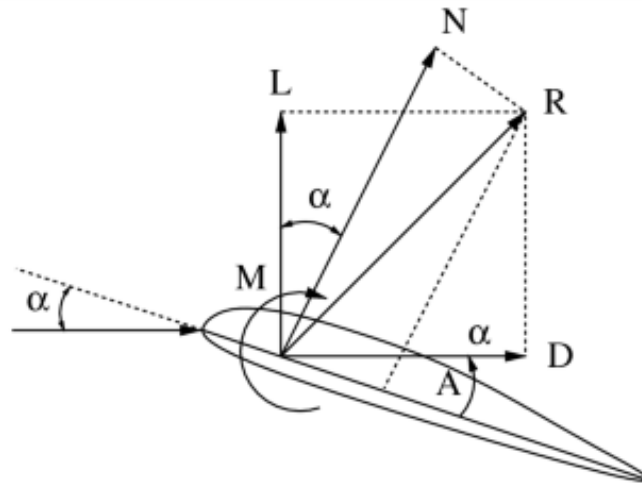


Figura 2.6: Fuerzas aerodinámicas sobre el perfil.

Considerando ahora un perfil aerodinámico (Figura 2.7) sobre el que se escoge un elemento diferencial de longitud de arco  $dS$ , se toma el origen de coordenadas cartesianas en el borde de ataque, donde las coordenadas  $x$  e  $y$  son paralelas y perpendiculares respectivamente [11].

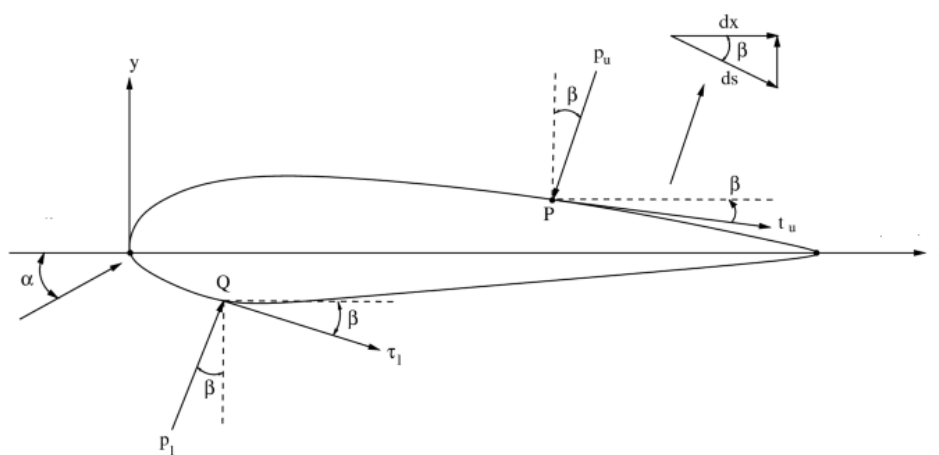


Figura 2.7: Distribución de presión y cortante sobre la superficie del perfil.

Los ángulos medidos sobre este perfil en sentido horario serán considerados positivos. Examinando las Figuras 2.6 y 2.7, la fuerza normal y axial sobre por unidad de envergadura actuando sobre el punto P en una superficie diferencial del extradós se muestra en la Ecuación 2.3 y De igual manera, las fuerzas actuando sobre el punto Q del intradós serán las de la Ecuación 2.4.

$$\begin{aligned} dN_u &= -p_u dS_u \cos \beta - \tau_u dS_u \sin \beta \\ dA_u &= -p_u dS_u \sin \beta + \tau_u dS_u \cos \beta \end{aligned} \quad (2.3)$$

$$\begin{aligned} dN_l &= p_l dS_l \cos \beta - \tau_l dS_l \sin \beta \\ dA_l &= p_l dS_l \sin \beta + \tau_l dS_l \cos \beta \end{aligned} \quad (2.4)$$

Integrando ahora ambos diferenciales desde el borde de ataque (BA) del perfil hasta el borde de salida (BS) se obtendrá:

$$\begin{aligned} N &= \int_{BA}^{BS} dN_u + \int_{BA}^{BS} dN_l \\ A &= \int_{BA}^{BS} dA_u + \int_{BA}^{BS} dA_l \end{aligned} \quad (2.5)$$

También se podrá evaluar el diferencial de momento aerodinámico sobre el intradós y extradós respecto al borde de ataque (Ecuación 2.6); tomando las distancias x e y respecto al mismo de los elementos diferenciales anteriores.

$$\begin{aligned} dM_u &= -x \cdot dN_u + y \cdot dA_u \\ dM_l &= -x \cdot dN_l + y \cdot dA_l \end{aligned} \quad (2.6)$$

Y para calcular el momento total por unidad de envergadura sobre el borde de ataque solo habrá que integrar la expresión anterior:

$$M = \int_{BA}^{BS} dM_u + \int_{BA}^{BS} dM_l \quad (2.7)$$

De esta forma se puede obtener de fácil manera la sustentación y la resistencia aerodinámica, más utilizada a la hora de analizar alas y perfiles aerodinámicos (Ecuación 2.8)

$$\begin{aligned} L &= N \cos \alpha - A \sin \alpha \\ D &= N \cos \alpha + A \sin \alpha \end{aligned} \quad (2.8)$$

Con el objetivo de obtener una visión genérica del problema a tratar y poder comparar distintos perfiles aerodinámicos de características distintas resulta conveniente adimensionalizar las anteriores ecuaciones. Para ello se utiliza tanto la presión dinámica de la Ecuación 2.2 como distintos parámetros geométricos dependiendo del caso. Los coeficientes serán:

**Coefficiente de presión:**

$$C_p = \frac{p - p_\infty}{q_\infty} \quad (2.9)$$

**Coefficiente de sustentación:**

$$C_L = \frac{L}{q_\infty S_r} \quad (2.10)$$

**Coefficiente de resistencia:**

$$C_D = \frac{D}{q_\infty S_r} \quad (2.11)$$

**Coefficiente de momento:**

$$C_M = \frac{D}{q_\infty S_r c_r} \quad (2.12)$$

Donde  $q_\infty = \frac{1}{2}\rho V_\infty^2$  es la presión dinámica del flujo libre; con densidad  $\rho$ ,  $S_r$  la superficie de referencia, y  $c_r$  la longitud de referencia. Estas superficies y longitudes de referencia serán distintas dependiendo del caso a analizar; para un ala se tomará la superficie en planta de la misma y su cuerda aerodinámica media, mientras que por ejemplo en el caso de una esfera se toma el área de su sección transversal y su longitud de referencia será su diámetro.

Mencionar también que al tratar con perfiles aerodinámicos en dos dimensiones, los anteriores coeficientes se calcularán por unidad de envergadura.

#### 2.1.4. Capa límite cinemática sobre perfiles

Cuando un fluido; en este caso el aire, se mueve libremente sin obstáculos ni paredes que lo confinen, la velocidad en todos sus puntos es la misma. Sin embargo, al entrar en contacto con un cuerpo, la velocidad se verá afectada, apareciendo entonces el fenómeno de capa límite.

Debido a la viscosidad del aire, se generarán fuerzas de rozamiento al entrar en contacto con el cuerpo, debido a los esfuerzos cortantes (Ecuación 2.13) proporcionales a la variación del campo de velocidades en dirección transversal al flujo.

$$\tau = \mu \frac{dU}{dy} \quad (2.13)$$

Donde  $\mu$  es la viscosidad cinemática del fluido.

De esta manera, según la condición de contorno de no deslizamiento impuesto sobre la pared del cuerpo, la velocidad del fluido en contacto con este sobre la superficie será nula. A una cierta distancia del cuerpo el fluido seguirá manteniendo su velocidad inicial  $V_\infty$ , por lo que se creará una zona de transición en la que el flujo irá aumentando su velocidad desde 0 sobre la superficie del cuerpo hasta recuperar la velocidad del flujo libre  $V_\infty$ . Este fenómeno se observa más claramente en la Figura 2.8, que muestra el perfil de velocidades sobre la superficie de un cuerpo.

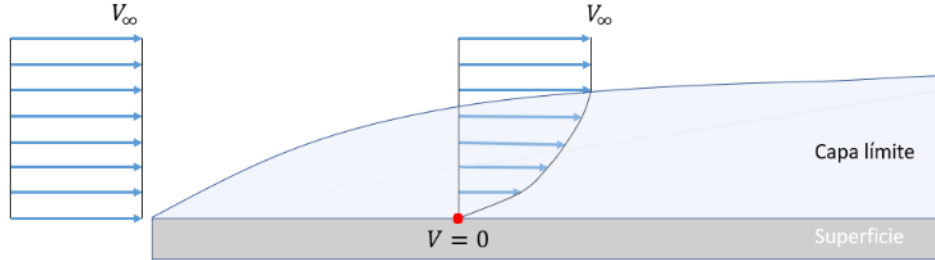


Figura 2.8: Perfil de velocidades sobre la superficie de un cuerpo.

Según el régimen del flujo; marcado por el número de Reynolds (Ecuación 2.14), que relaciona las fuerzas de carácter inercial y las viscosas de un fluido en movimiento, habrá dos tipos de capa límite: laminar o turbulenta.

$$Re = \frac{\rho V_{\infty} l_r}{\mu} \quad (2.14)$$

La capa límite laminar, con bajo número de Reynolds, presentará un flujo ordenado que originará menor fricción entre el fluido y la superficie. Contrariamente, un fluido dentro de la capa límite turbulenta con alto número de Reynolds presentará un comportamiento caótico, observándose la aparición de vórtices. Entre ambos tipos de capas límite aparecerá una etapa de transición, donde los fenómenos característicos de ambos tipos de capa se mezclan entre sí (Figura 2.9).

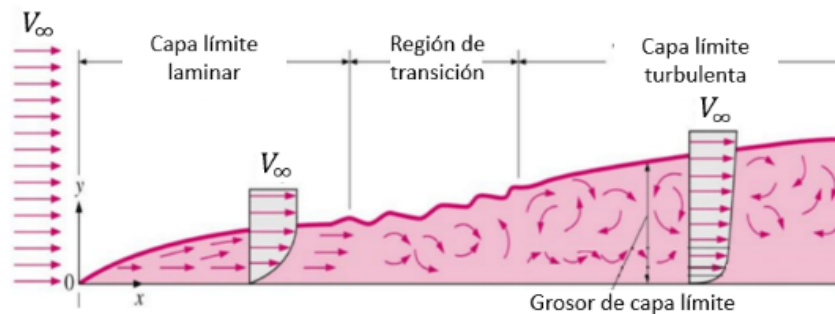


Figura 2.9: Transición de capa límite laminar a turbulenta.

En el caso de un perfil aerodinámico lo suficientemente largo, al avanzar el fluido sobre su superficie, transiciona de laminar a turbulento, por lo que tendrá mayor resistencia pero también mayor energía cinética. La capa límite turbulenta tiene un mayor espesor que la capa límite laminar, ya que al poseer mayor energía se opone mejor a los gradientes de presión, retrasando la entrada en pérdida del perfil.

### 2.1.5. Curvas aerodinámicas características

Para analizar los perfiles aerodinámicos se usan fundamentalmente cuatro curvas características. Estas son las gráficas en función del ángulo de ataque del perfil de los coeficientes  $C_L$ ,  $C_D$ ,  $C_M$ ,  $C_P$ .

#### Coefficiente de sustentación

Como se puede apreciar en la Figura 2.10 el coeficiente de sustentación tiene en primera instancia un carácter lineal conforme aumenta el ángulo de ataque hasta llegar a un ángulo crítico en el que el fluido se empieza a desprender y el perfil entra en pérdida.

Cuando se alcanza el  $C_{Lmax}$  el gradiente de presión a lo largo del perfil es adverso y el flujo no es capaz de adherirse al perfil causando la entrada en pérdida o *stall*. El ángulo de ataque para el que ocurre este fenómeno varía dependiendo del tipo de perfil y de si lleva incorporados o no dispositivos hipersustentadores.

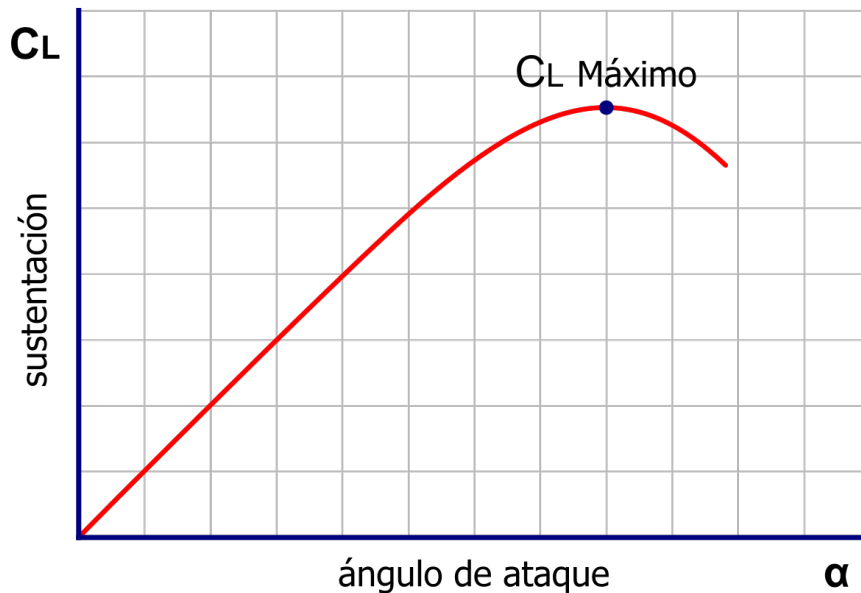


Figura 2.10: Variación típica del coeficiente de sustentación en función del ángulo de ataque.



## Coefficiente de resistencia

La resistencia aerodinámica o arrastre de un cuerpo inmerso en un fluido se divide en dos componentes principales:

- **Resistencia parasita:** no debida a la generación de sustentación. Se divide a su vez en varios tipos.
  - **Resistencia de forma:** Debida a la forma de la estela generada tras el cuerpo.
  - **Resistencia de fricción:** debida a la viscosidad del aire y a su interacción con el cuerpo. No depende del ángulo de ataque.
  - **Resistencia de forma:** provocada por los componentes del cuerpo que no producen sustentación.
  - **Resistencia de interferencia:** se debe a la interacción entre las capas límite de los distintos componentes del cuerpo debido a su proximidad.
  - **Resistencia de onda:** solo se tiene en cuenta en régimen transónico y supersónico y es debida a la aparición y propagación de ondas de choque sobre la superficie del perfil.
- **Resistencia inducida:** debida a la generación de sustentación. Se genera debido a la diferencia de presiones entre el extradós y el intradós (Figura 2.11). En la punta del ala existirá un punto donde ambas zonas entran en contacto generando torbellinos de punta de ala (Figura 2.12).

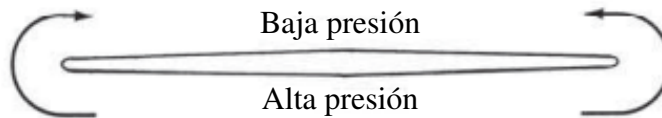


Figura 2.11: Diferencia de presiones entre intradós y extradós.

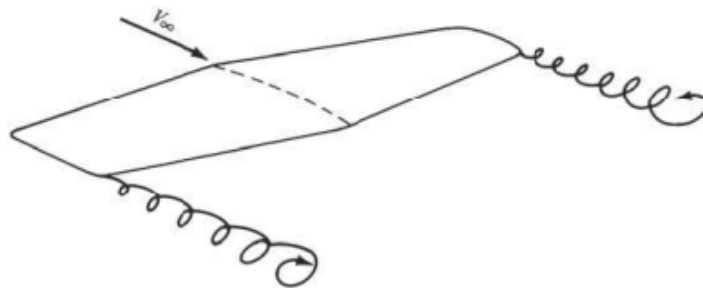


Figura 2.12: Generación de torbellinos de punta ala.

Conocidos ahora todos los componentes de la resistencia aerodinámica o arrastre, se pueden estudiar todos en conjunto y su variación con la velocidad de vuelo. Considerando constante la resistencia aerodinámica por fricción; el resultado de la suma de la resistencia de parásita y la resistencia inducida se muestra en la Figura 2.13

La resistencia inducida depende del ángulo de ataque, luego se podrá si para obtener una mayor sustentación se incrementa la velocidad y no el ángulo de ataque (Ecuación 2.10). Por el contrario, la resistencia parásita se incrementa con la velocidad del cuerpo y poco se puede hacer para disminuirla, al depender está del diseño del cuerpo.

Si con el aumento de velocidad disminuye la resistencia inducida y se incrementa la resistencia parásita, debe existir un punto en que la suma de ambas, la resistencia total, sea el menor posible. Este punto se da en el cruce entre ambas curvas.

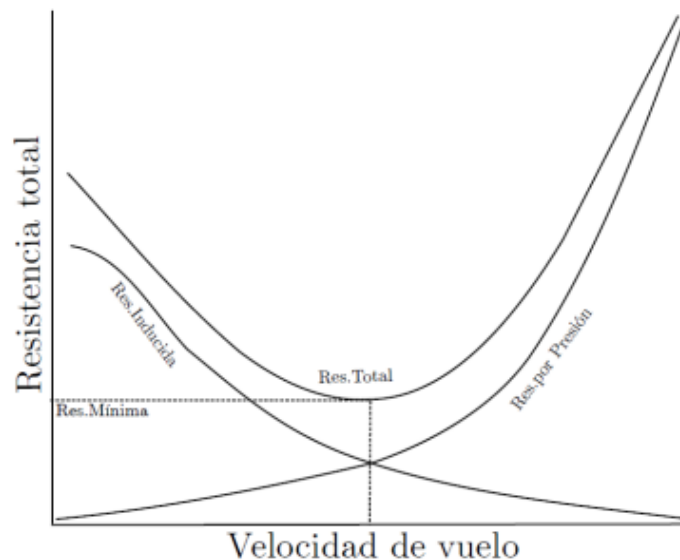


Figura 2.13: Resistencia total, resistencia parásita y resistencia inducida.

### **Coefficiente de momento**

El momento de cabeceo del perfil se puede definir desde cualquier punto de la cuerda del mismo, no necesariamente debe definirse desde el borde de ataque como en la Ecuación 2.12. Sin embargo el cálculo de estos momentos puede resultar demasiado complejo como para poder ser usado al realizar cálculos rápidos [12]. Se definirán por esto dos puntos, en los que el cálculo resulta sencillo bajo ciertas condiciones de vuelo comunes.

- **Centro de presiones:** punto alrededor del cual el momento generado es nulo, de forma que se puede suponer como punto de aplicación de las fuerzas aerodinámicas. Su inconveniente principal es que cambia de posición al variar el ángulo de ataque.
- **Centro aerodinámico:** punto alrededor del cual el coeficiente aerodinámico de cabeceo no cambia con la variación del ángulo de ataque. Para ángulos de ataque pequeños se localiza en el punto de un cuarto de cuerda y no cambia de posición.

### Coeficiente de presión

Mediante el coeficiente de presión se esquematiza la distribución de presiones adimensionalizada (Figura 2.14) del perfil aerodinámico y visualizar de manera simple características del perfil tales como picos de succión, zonas de aceleración de flujo, etc.

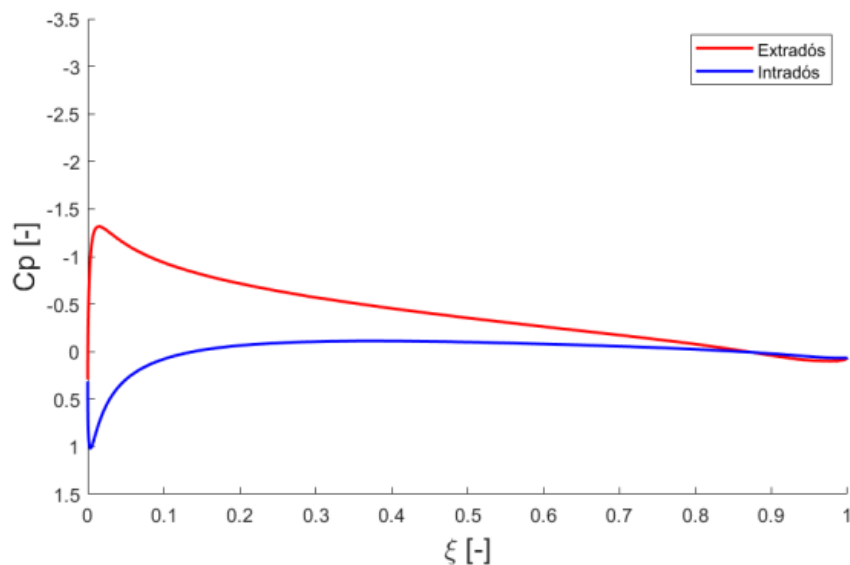


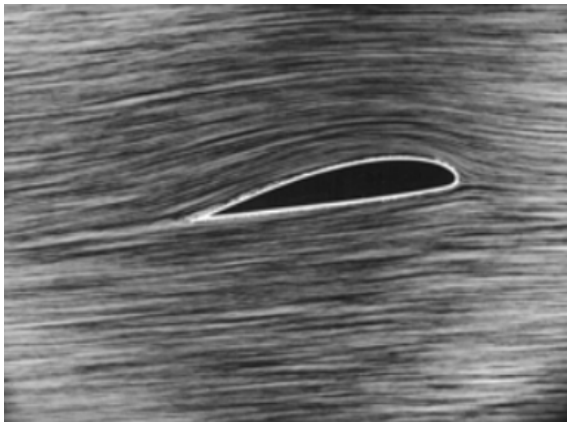
Figura 2.14: Ejemplo de coeficiente de presión para un perfil aerodinámico.

#### 2.1.6. Entrada en pérdida

El fenómeno conocido como entrada en pérdida consiste en la disminución del coeficiente de sustentación al alcanzar un ángulo de ataque determinado que se conoce como ángulo de entrada en pérdida, como se podía apreciar en la Figura 2.10.

Se debe al desprendimiento de la capa límite sobre el perfil aerodinámico, a consecuencia de la formación de gradientes adversos de presión formados en la parte final del extradós. Estos gradientes aumentan al incrementar el ángulo de ataque del perfil; traduciéndose en un incremento de la sustentación durante la zona lineal, pero al exceder el ángulo de ataque máximo el desprendimiento de la capa límite trae consigo una reducción de la energía que no consigue sobreponerse a los gradientes adversos.

De esta manera aumentará la resistencia de forma sobre el perfil a la vez que se reducirá la sustentación. Un ejemplo de entrada en pérdida sobre perfiles se puede ver en la Figura 2.15.



(a) Flujo adherido a bajo ángulo de ataque.



(b) Flujo desprendido a alto ángulo de ataque.

Figura 2.15: Ejemplo de entrada en pérdida sobre un perfil aerodinámico.

### 2.1.7. Análisis de perfiles aerodinámicos mediante software

Habitualmente, a la hora de analizar perfiles aerodinámicos; el método más utilizado es la experimentación en túnel de viento, proceso que puede resultar largo y tedioso pese a ser la manera más verídica de obtener datos correctos para el comportamiento de perfiles aerodinámicos [13].

La cantidad de datos, debe permitir obtener los valores para un amplio rango de valores de ángulos de ataque y números de Reynolds. Tal volumen de datos solo se encuentra disponible en bases de datos para pocos perfiles NACA, generalmente los más conocidos.

Una alternativa para el estudio podría ser analizar los perfiles mediante un modelo en CFD, el cual puede predecir el comportamiento completo del fluido alrededor del perfil. Sin embargo, dada la alta dependencia de los coeficientes  $C_L$  y  $C_D$  con el comportamiento del fluido en la superficie del perfil, es necesario crear mallas muy finas en las proximidades del perfil y seleccionar y escoger de forma concisa el modelo de turbulencia y sus parámetros, realizando estudios de independencia de modelos y teniendo que contrastar obligatoriamente los datos con experimentación real en túnel de viento para darlos por válidos.

Es por estas limitaciones que se necesita una herramienta alternativa para conseguir todos esos datos de una manera fácil y rápida. Para ello existen software que utilizan el método de los paneles como XFLR5 o JavaFoil [14] [15].

El método de los paneles se basa en la discretización del contorno de la superficie a tratar, en este caso un perfil aerodinámico, para incluir en el punto medio de los segmentos una singularidad. Ésta singularidad puede tratarse de un vórtice, torbellino, fuente o una combinación de ellos [16] cuyas intensidades dependen de las condiciones de frontera apropiadas. Una vez determinadas se podrá

hallar el campo de presiones alrededor del perfil y obtener así los coeficientes de sustentación, resistencia y momento.

## 2.2. Fuerzas aerodinámicas sobre hélices y rotores

El sistema de propulsión de un cuadricóptero consiste en cuatro hélices o rotores de paso fijo que convierten la energía mecánica de su movimiento giratorio en empuje aerodinámico [17]. Estas hélices pueden contar con una o más superficies sustentadoras llamadas palas. Durante el vuelo, las hélices se ven sometidas a una amplia variedad de condiciones distintas como el vuelo a punto fijo, avance, ascenso o diversos tipos de maniobras. Los efectos aerodinámicos para cada condición son distintos y tienen distintos efectos en su rendimiento.

La aerodinámica de las hélices es un tema complejo; dependiente, además de la propia geometría de las palas, de los parámetros mostrados en la Tabla 2.1

Parámetro	Símbolo	Unidades
Diámetro de la hélice	$D$	m
Velocidad del fluido	$V$	$\text{m/s}^2$
Densidad del fluido	$\rho$	$\text{kg/m}^3$
Viscosidad dinámica del fluido	$\mu$	$\text{Ns/m}^2$
Velocidad de rotación	$n$	rev/s
Velocidad del sonido	$a$	$\text{m/s}^2$

Tabla 2.1: Parámetros para el estudio de hélices

Mediante el análisis dimensional de estos parámetros se llega a la conclusión de que las actuaciones de la hélice son dependientes únicamente de tres números adimensionales: el ratio de avance (Ecuación 2.15), el número de Reynolds (Ecuación 2.16) y el número de Mach (Ecuación 2.17).

$$J = \frac{V}{nD} \quad (2.15)$$

$$Re = \frac{\rho n D^2}{\mu} \quad (2.16)$$

$$M = \frac{nD}{a} \quad (2.17)$$

Las dos magnitudes independientes que miden el rendimiento de la hélice serán el empuje ( $T$ ) y el momento ( $Q$ ), en inglés *Thrust* y *Torque*. Estas magnitudes podrán ser expresadas como coeficientes adimensionales; coeficiente de empuje (Ecuación 2.18) y coeficiente de momento (Ecuación 2.19), respectivamente:

$$C_T = \frac{T}{\rho n^2 D^4} \quad (2.18)$$

$$C_Q = \frac{Q}{\rho n^2 D^5} \quad (2.19)$$

Otras dos variables interesantes, derivadas de las anteriores, son la Potencia ( $P$ ) y la Eficiencia ( $\eta$ ). Se muestran en las Ecuaciones 2.20 y 2.21.

$$P = \Omega Q = 2\pi n Q \quad (2.20)$$

$$\eta = \frac{TV}{P} \quad (2.21)$$

El coeficiente de potencia (Ecuación 2.22) se define como:

$$C_P = \frac{P}{\rho n^3 D^5} = 2\pi C_Q \quad (2.22)$$

La eficiencia ya es un parámetro adimensional, pero se puede reescribir en función del resto de coeficientes como:

$$\eta = \frac{TV}{P} = J \frac{C_T}{C_Q} \quad (2.23)$$

Analizando estas ecuaciones, se puede observar que el comportamiento aerodinámico de las hélices vendrá definido por las curvas características de  $C_T = C_T(J, Re, M)$  y  $C_Q = C_Q(J, Re, M)$ . Normalmente, solo serán función de uno o dos de los parámetros. Esto da lugar a tres posibles escenarios para el estudio de las hélices.

- **Bajas velocidades y/o hélices de pequeña escala:** Lo implica bajos números de Reynolds y bajos números de Mach. De esta manera los coeficientes solo dependerían del ratio de avance y del número de Reynolds, ya que los efectos de compresibilidad no son relevantes.
- **Hélices de gran escala en condiciones de flujo incompresible ( $M < 0.3$ ):** Para este caso los efectos de compresibilidad son despreciables, así como los efectos viscosos debido al alto número de Reynolds
- **Hélices de gran escala en condiciones de flujo compresible ( $M > 0.3$ ):** Con el incremento de la velocidad los efectos de compresibilidad aumentan y la influencia del número de Mach empieza a ser relevante.

Para el análisis de hélices de paso fijo de drones cuadricóptero, el primer escenario resulta el más apropiado, ya que el diámetro de sus hélices es de tan solo unos pocos centímetros, aunque el número de Reynolds no tiene por qué ser bajo.

Calcular los coeficientes relevantes para el estudio de las hélices de manera teórica puede ser complicado debido a su complejidad, número de variables y posibles efectos aerodinámicos adversos. Existen algunos modelos teóricos que se han desarrollado a lo largo de los años [18] y que se revisan a continuación.

### 2.2.1. Teoría de cantidad de movimiento (TCM)

La teoría de cantidad de movimiento supone una aproximación inicial al modelado aerodinámico de las hélices, representándolas como una superficie de discontinuidad o disco actuador en la que la presión del fluido experimenta un salto en sus magnitudes físicas [19]. Las hipótesis a partir de las que se aplica la teoría son:

- **Flujo unidimensional:** no hay velocidades azimutales ni axiales.
- **Movimiento casi estacionario:** se desprecian las variables temporales.
- **Fluido incompresible:**  $\rho = cte$ .
- **Fluido no viscoso:** debido al elevado número de Reynolds.
- **La estela del rotor no rota:** cae verticalmente.
- **Velocidad inducida uniforme en el plano de la hélice**
- **No hay fuerzas externas sobre el fluido.**
- **Ecuaciones planteadas en ejes ligados a la hélice.**

Además de las hipótesis anteriores, se deben dar dos condiciones: La presión aguas arriba  $p_0$  debe ser igual que la presión aguas abajo  $p_2$  que será ser igual a la presión atmosférica  $P_0$  y la presión en el volumen de control varía con la coordenada  $z$ .

Para poder aplicar estas ecuaciones se toma como volumen de control el mostrado en la Figura 2.16. El volumen de control empieza en el infinito aguas arriba, extendiéndose en dirección  $z$  positiva, hacia abajo. El fluido se acelera a medida que se acerca al disco de la hélice.

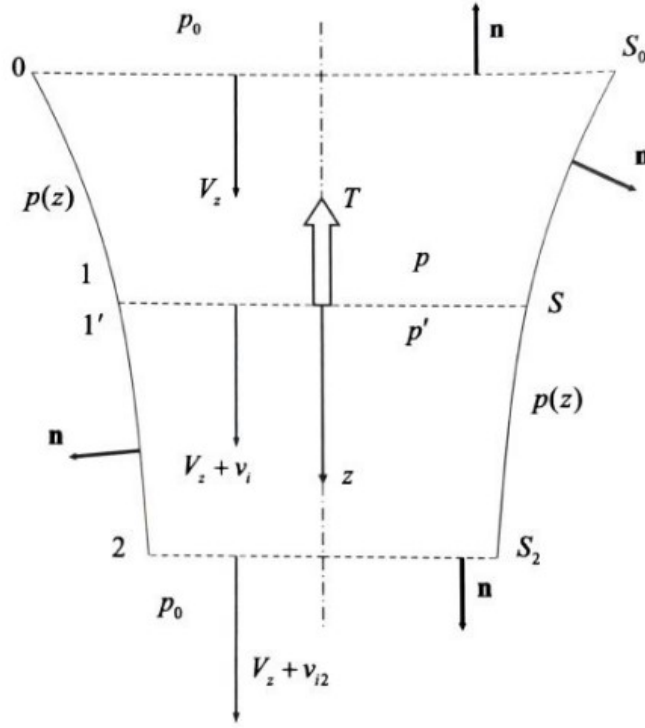


Figura 2.16: Volumen de control y magnitudes físicas empleadas en la formulación de la TCM.

La velocidad en el plano del rotor es la suma de la velocidad de entrada, es decir, la velocidad de vuelo vertical  $V_z$  y la velocidad inducida por el rotor  $v_i$ . Al final de la estela la velocidad es  $V_z + v_{i2}$ , donde  $v_{i2}$  considera la aceleración de la corriente en sentido descendente contraria al vector empuje.

Las ecuaciones consideradas para el desarrollo de la teoría son las tres ecuaciones básicas de la mecánica de fluidos: la ley de conservación de la masa (Ecuación 2.24), la ley de conservación de la cantidad de movimiento (Ecuación 2.25) y la ley de conservación de la energía (2.26). Aparecen a continuación ya simplificadas para el caso de estudio.

$$\iint_S \rho \vec{V} d\vec{S} = 0 \rightarrow \dot{m} = \rho S (V_z + v_i) \quad (2.24)$$

$$\vec{F}_{ext} = -\vec{T} = \iint p d\vec{S} + \iint (\rho \cdot \vec{V} \cdot d\vec{S}) \vec{V} \quad (2.25)$$

$$P_i = \frac{1}{2} \cdot [(V_z + v_i)^2 - V_z^2] = T \cdot (V_z + v_i) \quad (2.26)$$

Tras desarrollar matemáticamente las ecuaciones anteriores [19] de acuerdo a las hipótesis y condiciones establecidas anteriormente, se llega a las expresiones del empuje y la potencia, Ecuación



2.27 y 2.28 respectivamente. Estas ecuaciones serán función de la velocidad ascensional  $V_z$  y la velocidad inducida en el plano del rotor  $v_i$ .

$$T = 2\dot{m}v_i = 2\rho S v_i(V_z + v_i) \quad (2.27)$$

$$P = 2\dot{m}v_i(V_z + v_i) = 2\rho S v_i(V_z + v_i)^2 \quad (2.28)$$

Finalmente, se han obtenido mediante las ecuaciones anteriores las variables relevantes para la caracterización de la hélice, que podrán ser adimensionalizados para obtener el coeficiente de tracción (Ecuación 2.18) y el coeficiente de potencia (Ecuación 2.23), con el que se podrá obtener el coeficiente de momento.

A pesar de que la TCM no es demasiado correcta a la hora de calcular los coeficientes debido a las simplificaciones [18]; siendo especialmente relevante la hipótesis de obviar la rotación de la hélice, resulta útil para estimar la velocidad inducida en el plano de la hélice.

### 2.2.2. Teoría del elemento de pala (TEP)

Para poder obtener un conocimiento más detallado del comportamiento aerodinámico de la hélice que la que proporciona TCM es necesario estudiar las fuerzas experimentadas por las palas de la hélice. Para ello se dividirá la pala radialmente. Al final, una pala resulta no ser más que un ala gírotoria, con distintos perfiles aerodinámicos distribuidos radialmente y con un ángulo de incidencia respecto a la corriente de aire diferente para cada uno (Figura 2.17).

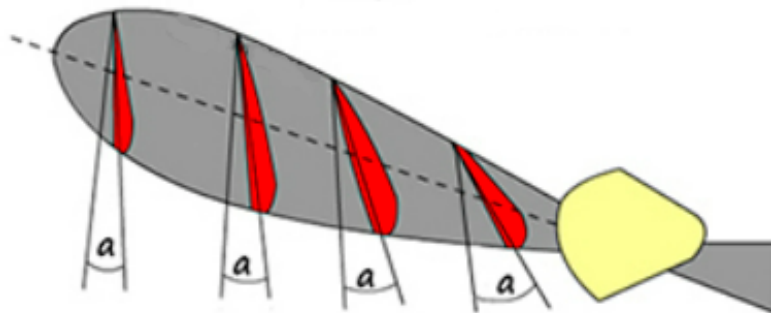


Figura 2.17: Distribución de perfiles a lo largo de una hélice y su ángulo de incidencia.

La teoría del elemento de pala estudia parámetros específicos de la hélice como son su distribución de perfiles aerodinámicos a lo largo de las palas, su torsión, número de palas y demás parámetros

geométricos. Esto supone una mejora respecto a la TCM que solo relaciona magnitudes globales de la hélice [19].

Tomando una sección  $dr$  de la pala en un punto de  $r$  desde el eje de giro como el mostrado en la Figura 2.18, el diferencial de la fuerza de empuje y del momento vendrán dados por las Ecuaciones 2.29 y 2.30 [20] [18].

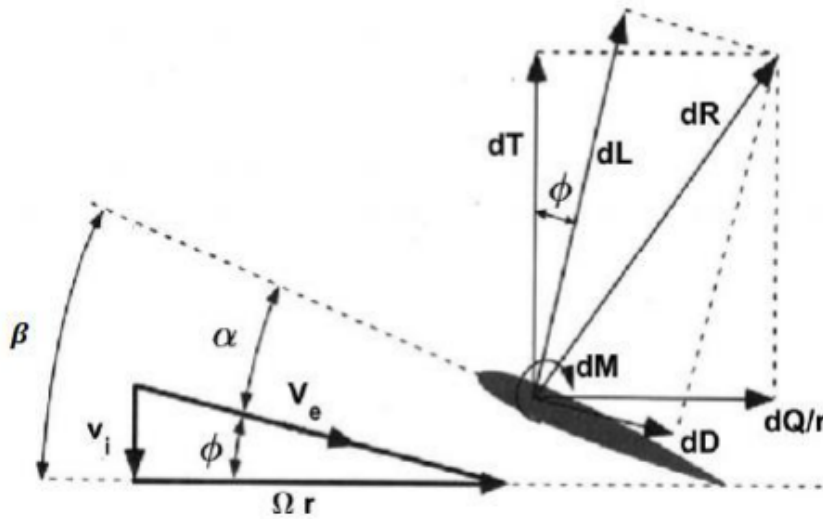


Figura 2.18: Elemento de pala  $dr$  a una posición radial  $r$ .

$$dT = dL \cos(\phi + \alpha) - dD \sin(\phi + \alpha) \quad (2.29)$$

$$dQ = r[dL \sin(\phi + \alpha) + dD \sin(\phi + \alpha)] \quad (2.30)$$

En términos de coeficientes de sustentación y resistencia, las fuerzas diferenciales se pueden integrar para hallar los coeficientes de empuje y potencia, como se muestra en las Ecuaciones 2.31 y 2.32.

$$C_T = \frac{\pi}{8} \int_x^1 (J^2 + \pi^2 x^2) \sigma_1 \cos^2 \alpha [C_l \cos(\phi + \alpha) - C_d \sin(\phi + \alpha)] dx \quad (2.31)$$

$$C_P = \frac{\pi}{8} \int_x^1 \pi x (J^2 + \pi^2 x^2) \sigma_1 \cos^2 \alpha [C_l \cos(\phi + \alpha) + C_d \sin(\phi + \alpha)] dx \quad (2.32)$$

La variable  $\sigma$  (Ecuación 2.33) es la solidez de la hélice; esto es, la relación entre el área ocupada por las palas y el área barrida por hélice, con  $b$  número de palas y  $c$  la cuerda de cada perfil aerodinámico. La otra variable  $x$  (Ecuación 2.34) es el radio adimensionalizado.

$$\sigma = \frac{bc}{\pi R} \quad (2.33)$$

$$x = \frac{r}{R} \quad (2.34)$$

También de la Figura 2.17 se pueden obtener las siguientes relaciones geométricas para definir el ángulo de paso  $\beta$  (Ecuación 2.35), y el ángulo de la corriente incidente  $\phi$  (Ecuación 2.36) así como el módulo del vector velocidad (Ecuación 2.37).

$$\beta = \alpha + \phi \quad (2.35)$$

$$\phi = \arctan\left(\frac{v_i}{\Omega r}\right) \quad (2.36)$$

$$V_e = \sqrt{v_i^2 + (\Omega r)^2} \quad (2.37)$$

Luego, para esta teoría, la distribución radial de la velocidad inducida en el plano de la hélice  $v_i$  siempre será incógnita del problema, y deberá ser estimada o bien calculada combinando la TEP con otra teoría

En resumen, la TEP presenta diversas ventajas como su versatilidad; ya que si la distribución de perfiles aerodinámicos sobre la pala es conocida, es relativamente sencilla de calcular, o bien a mano, o mediante el uso de *software* de análisis de perfiles aerodinámicos. Con ello se podrán obtener los coeficientes de empuje y potencia de la hélice para diversos puntos de funcionamiento y regímenes de vuelo.

Sin embargo, la teoría también presenta algunos inconvenientes debidos al tratamiento bidimensional de los perfiles, además del problema antes mencionado respecto a la velocidad inducida, lo que provocará que necesariamente deban introducirse correcciones provenientes de modelos aerodinámicos tridimensionales más complejos [19] que tengan en cuenta factores relevantes como la rotación del flujo o el desprendimiento de punta de pala.

### 2.2.3. Combinación TCM-TEP

Las teorías descritas anteriormente deben combinarse debido a la necesidad de estimar la distribución radial de la velocidad inducida a lo largo de la pala de la hélice.

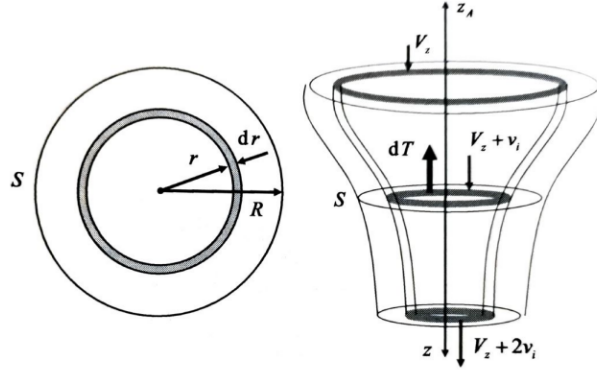


Figura 2.19: Tubo de corriente de espesor diferencial como volumen de control

Para ello se consideran las leyes de conservación de la masa, cantidad de movimiento y energía aplicadas a un volumen de control formado por un tubo de corriente de espesor diferencial (Figura 2.19) [19]. En este volumen de control no existe interacción entre los tubos de corriente y los términos de presión en las paredes son despreciables, por lo que el gasto másico a través del anillo del rotor se podrá calcular como se muestra Ecuación 2.38.

$$d\dot{m} = 2\pi\rho r(V_z + v_i)dr \quad (2.38)$$

Utilizando la definición de empuje (Ecuación 2.27) dada por la TCM se tendrá que el empuje diferencial para un elemento de pala situado a una posición radial  $r$  será:

$$dT = 2v_i d\dot{m} = 4\pi\rho r v_i (V_z + v_i) dr \quad (2.39)$$

Igualando este diferencial de tracción con el provisto por la TEP (Ecuación 2.29) y operando [18] se obtendrá una expresión para el ángulo de ataque:

$$\alpha = \frac{1}{2} \left\{ -\left(\frac{\lambda}{x} + \frac{\sigma a V_e}{8x^2 V_t}\right) + \left[ \left(\frac{\lambda}{x} + \frac{\sigma a V_e}{8x^2 V_t}\right) + \frac{\sigma a V_e}{8x^2 V_t} (\beta - \phi) \right]^{\frac{1}{2}} \right\} \quad (2.40)$$

donde:

$$\begin{aligned} \lambda &= \frac{v_i}{\Omega R} & V_e &= V_t \sqrt{x^2 + \lambda^2} \\ \sigma &= \frac{bc}{\pi R} & \phi &= \arctan\left(\frac{\lambda}{x}\right) \\ V_t &= \Omega R & x &= \frac{r}{R} \end{aligned}$$

Conociendo la geometría de la hélice y sus velocidades de rotación y avance, la Ecuación 2.40 se resuelve para obtener  $\alpha$  y se integrarán las Ecuaciones 2.29 y 2.30 de la TEP para obtener el empuje y el momento de la hélice.

#### 2.2.4. Efectos del número de Reynolds

El número de Reynolds tendrá una influencia considerable en la caracterización de la hélice, principalmente debido al comportamiento de la capa límite. Las hélices no tienen por qué operar siempre en condiciones de diseño, lo que significa que a veces el ángulo de ataque percibido por algunas secciones de la pala es demasiado elevado, lo que provocará la entrada en pérdida debido a la separación del flujo.

Cuando la capa límite es laminar; es más fácil que se separe, formando una burbuja de recirculación (Figura 2.20) que influenciara los coeficientes aerodinámicos [21].

El número de Reynolds en estudios sobre hélices (Ecuación 2.41) se suele definir considerando como velocidad de referencia, la velocidad de rotación de la hélice y como longitud de referencia la cuerda al 75 % de su semienvergadura.

$$Re = \frac{\rho V c_{0.75}}{\mu} \quad (2.41)$$

El uso de la velocidad de rotación para calcular el número de Reynolds no es exacto; sin embargo, la velocidad inducida no es conocida a priori, pero suele ser relativamente pequeña comparada con la velocidad de rotación [22].

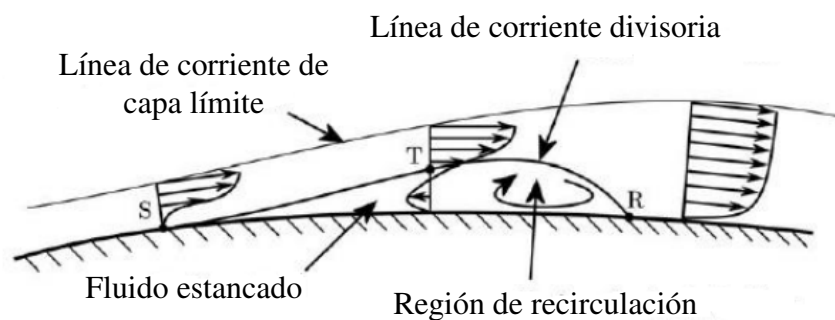


Figura 2.20: Región de recirculación en capa límite laminar.

### **2.2.5. Entrada en pérdida de hélices**

Para poder entender el comportamiento de los coeficientes característicos de las hélices es necesario entender primero qué ocurre cuando un perfil aerodinámico de una sección de pala llega a su ángulo de ataque de entrada en pérdida.

Recordando las Ecuaciones 2.35 y 2.36 de la TEP referentes a la formulación de ángulo de paso y ángulo de la corriente incidente; y observando de nuevo la Figura 2.17, queda claro que al aumentar la velocidad de rotación de la hélice tiende a incrementar el ángulo de ataque de la sección de pala, por lo que el ratio de avance (Ecuación 2.15) tendrá que incrementarse para reducirlo. Existen algunos puntos fuera de la zona de diseño de la hélice en la que algunas secciones de la pala estarán en pérdida.

Para una velocidad angular constante y bajos ratios de avance; el flujo llega a la hélice en dirección tangente, luego la pala tendrá grandes ángulos de ataque a lo largo de su envergadura y habrá riesgo de entrar en pérdida. Estos ángulos de ataque se reducen conforme aumenta el ratio de avance, lo que incrementa la eficiencia hasta un cierto punto. A partir de este punto los ángulos son demasiado pequeños y no se generará apenas empuje, provocando una disminución de eficiencia y eventualmente inversión de empuje.

Dependiendo del tipo de hélice analizada, esta entrará en pérdida antes o después dependiendo de su distribución de perfiles aerodinámicos; además la entrada en pérdida es altamente dependiente del número de Reynolds, como se ha mencionado en la sección anterior. Luego, la selección de perfiles aerodinámicos adecuados juega un papel fundamental, no solo para el incremento de las prestaciones de la hélice, sino para permitirle operar en un amplio rango de condiciones, en particular para hélices de paso fijo que no cuentan con mecanismos de adaptación según el tipo de régimen de vuelo.

# Capítulo 3

## Fundamentos de Mecánica de Fluidos Computacional

### 3.1. Definición, reseña histórica y estado del arte

La Mecánica de Fluidos Computacional, CFD (del inglés *Computational Fluid Dynamics*), es el análisis de sistemas que involucran flujos fluidos, transferencia de calor y fenómenos asociados como reacciones químicas mediante simulación numérica por ordenador [23]. Es una técnica muy potente que se expande a diversas aplicaciones en ámbitos industriales y no industriales. Algunos ejemplos:

- **Aerodinámica externa:** aeronaves y demás vehículos.
- **Turbomáquinas:** difusores, flujos dentro de pasajes rotatorios, etc.
- **Motores:** combustión en turbinas de gas y motores de combustión interna.
- **Meteorología:** predicción del tiempo.
- **Ingeniería biomédica:** flujo de sangre a través de arterias y venas.
- **Interior y exterior de edificios:** calefacción/ventilación, cargas de viento.
- **Energías renovables:** turbinas eólicas.

El CFD constituye una "tercera aproximación" al estudio y desarrollo de la mecánica de fluidos propia de la época actual. El estudio de la mecánica de fluidos ha pasado por diversas etapas y enfoques durante su historia, comenzado desde su desarrollo experimental en el siglo XVII, seguido por los graduales avances teóricos durante los siglos XVIII y XIX, el siglo XX. A consecuencia, durante la mayor parte del siglo XX el estudio y práctica de la mecánica de fluidos involucraba o usar solo teoría o solo experimentación, dos enfoques limitados cuando son utilizados por separado [24].

En la década de 1960; el desarrollo de los supercomputadores y los precisos algoritmos numéricos con los que poder resolver problemas físicos en estos computadores, revoluciono las técnicas para el estudio de la mecánica de fluidos, creando una "tercera aproximación" con la que poder complementar las otras dos pero sin reemplazarlas. La teoría y la experimentación siempre serán necesarias; no rechazando ninguna de las tres aproximaciones y utilizándolas en conjunto, se puede lograr un enfoque completo en el que los tres enfoques se ayuden y retroalimenten entre ellos a interpretar y entender resultados.

Como se ha mencionado anteriormente, el CFD consiste en la simulación numérica de fluidos, planteando sus condiciones características y fenómenos que pueden desarrollarse. También podría definirse [25] como el arte de reemplazar las ecuaciones diferenciales de gobierno, las ecuaciones de Navier-Stokes [26], de un campo fluido con números y avanzar esos números en el espacio y/o el tiempo para obtener una descripción numérica del campo fluido de interés.

Las ecuaciones de Navier-Stokes carecen a día de hoy de solución analítica, por lo que deben aproximarse mediante los métodos numéricos mencionados para intentar encontrar una solución que las satisfaga. Para ello se debe descomponer el problema a estudiarse en trozos más pequeños (volúmenes de control), en los que se plantearan las ecuaciones de conservación. Con esto se conseguirá discretizar un sistema de ecuaciones en derivadas parciales en un sistema de ecuaciones algebraicas que se resuelven iterativamente, hasta conseguir lograr un equilibrio entre el cálculo y la precisión deseada.

Por estas razones, el CFD presenta las siguientes ventajas.

- **Permite realizar ensayos no destructivos ni intrusivos:** y además repetirlos tantas veces como se requiera.
- **Precio más económico:** que el ensayo experimental equivalente
- **Simulación de condiciones peligrosas y/o difíciles de recrear.**
- **Amplio rango de toma de datos.**

A pesar de estas ventajas, el CFD presenta también algunas limitaciones; como es el uso de *software* concreto para llevar a cabo las simulaciones y sus elevados costes de licencia. Además del uso de estos programas informáticos, se requiere una alta capacidad computacional, ya que con mayor potencia de cálculo el ordenador será capaz de resolver los casos más rápidamente y con una mayor precisión. Por último; quizás la mayor limitación es el propio conocimiento del usuario, hace falta tiempo, experiencia, dedicación y estudio de diferentes campos debido a la complejidad del *software* y los fenómenos que se simulan.

Desde su creación; el CFD se ha utilizado ampliamente en la industria aeronáutica y se seguirá utilizando para superar los grandes retos actuales relativos al diseño, certificación y soporte de los vehículos aeroespaciales, como pueden ser el vuelo hipersónico, las reducciones de vibraciones y ruido, etc [27].



## 3.2. Metodología de un estudio CFD

Para poder estructurar correctamente un análisis CFD hay que atender a la secuencia de procesos y subprocesos que conlleva. En la Figura 3.1 se muestran esquematizados en forma de diagrama de flujo [28] los pasos a seguir para llevar a cabo una correcta simulación CFD.

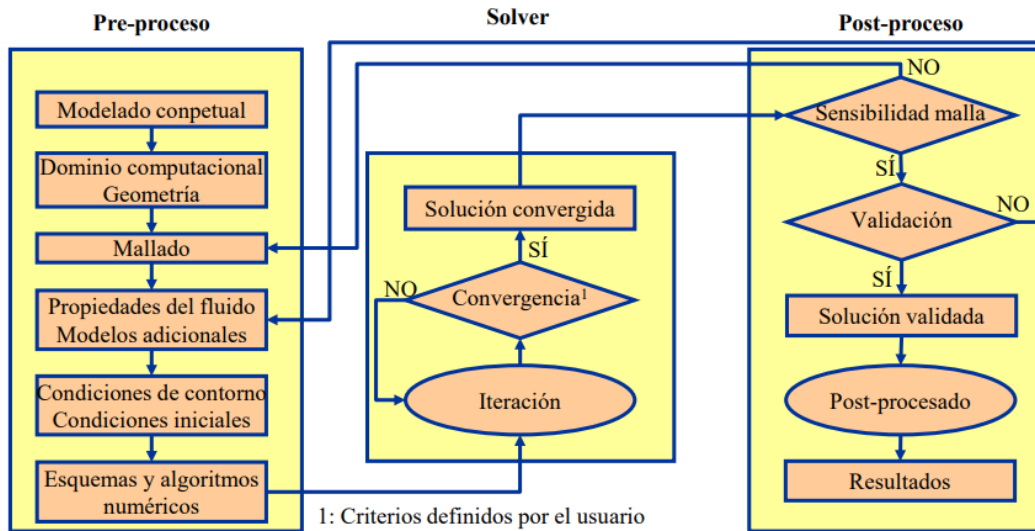


Figura 3.1: Diagrama de flujo de un estudio CFD.

La simulación CFD deberá seguir tres procesos consecutivos y relacionados entre sí:

1. **Pre-proceso:** Planteamiento del caso.
2. **Solver:** Resolución del campo fluido.
3. **Post-proceso:** Extracción de los resultados.

### 3.2.1. Pre-proceso

#### Planteamiento de objetivos y revisión bibliográfica

El primer paso en cualquier estudio CFD es plantearse una serie de cuestiones relativas al proceso general:

- ¿Qué resultados se van a obtener? ¿Se han obtenido anteriormente?
- ¿Se va a realizar una simulación aislada o un estudio paramétrico?
- ¿Cuánta precisión requiere obtener los resultados?
- ¿Tiene la geometría alguna posible simplificación?

Para responder a estas preguntas, se utilizará la experiencia previa y la bibliografía relacionada con el tema. La revisión bibliográfica permitirá conocer los fenómenos físicos involucrados en la simulación y tener una idea del orden de magnitud de las variables si existen antecedentes, además de ayudar a determinar qué configuraciones de CFD son más adecuadas para el caso de estudio específico.

### **Geometría y dominio fluido**

La geometría se refiere a la forma y configuración del objeto o sistema que se va a simular. Puede ser una estructura sólida, una superficie, una aeronave, un automóvil, una tubería, etc. Se modela en función de las dimensiones y la forma real del objeto utilizando *software* CAD (*Computer Aided Design*)

El dominio en CFD es el espacio tridimensional donde se lleva a cabo la simulación. Se delimita mediante una "caja" o volumen de control que engloba completamente el objeto o sistema a estudiar. En simulaciones de aerodinámica externa, el dominio debe ser lo suficientemente grande como para poder capturar las características importantes del flujo alrededor de la geometría y permitir que se cumplan las condiciones de contorno impuestas.

Es importante considerar una correcta escala al definir la geometría y el dominio de la simulación, ya que estos deberán representar fielmente las dimensiones y características relevantes del objeto para obtener resultados aplicables.

### **Discretización espacial. Mallado**

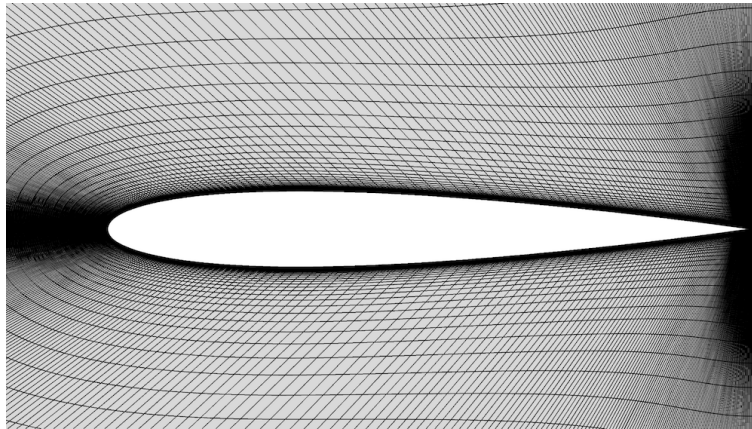
Existen varios tipos de mallado o discretización espacial. El mallado se realiza con el objetivo de dividir el dominio de la simulación en trozos más pequeños donde se resolverán las ecuaciones de gobierno. Estos métodos de mallado determinan cómo se representan geoméricamente los volúmenes y las superficies en la simulación. Algunos tipos comunes:

#### **1. Mallado estructurado:**

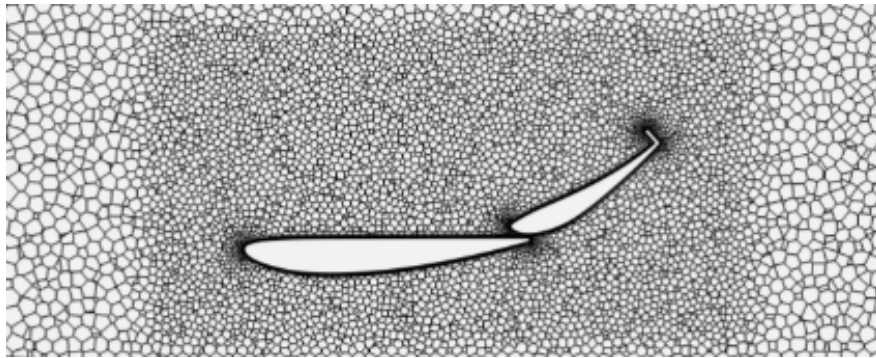
En este método, el dominio se divide en una estructura regular de elementos, como bloques, celdas hexagonales o tetraédricas. Las celdas tienen bordes rectilíneos y se organizan en una cuadrícula o una estructura tridimensional. Permite una mayor precisión y control en áreas específicas del dominio, pero puede ser más difícil de generar y adaptar alrededor de geometrías complejas. Un ejemplo se muestra en la Figura 3.2

#### **2. Mallado no estructurado:**

No sigue una estructura regular. Se utilizan elementos de forma arbitraria, como triángulo o poliedros (Figura 3.3), para dividir el dominio. Este método es más flexible y adecuado para geometrías complejas, ya que permite una mayor adaptabilidad y refinamiento local. Sin embargo, puede requerir más recursos computacionales y puede ser menos preciso en algunas regiones del dominio.



*Figura 3.2: Ejemplo de mallado estructurado alrededor de un perfil aerodinámico.*

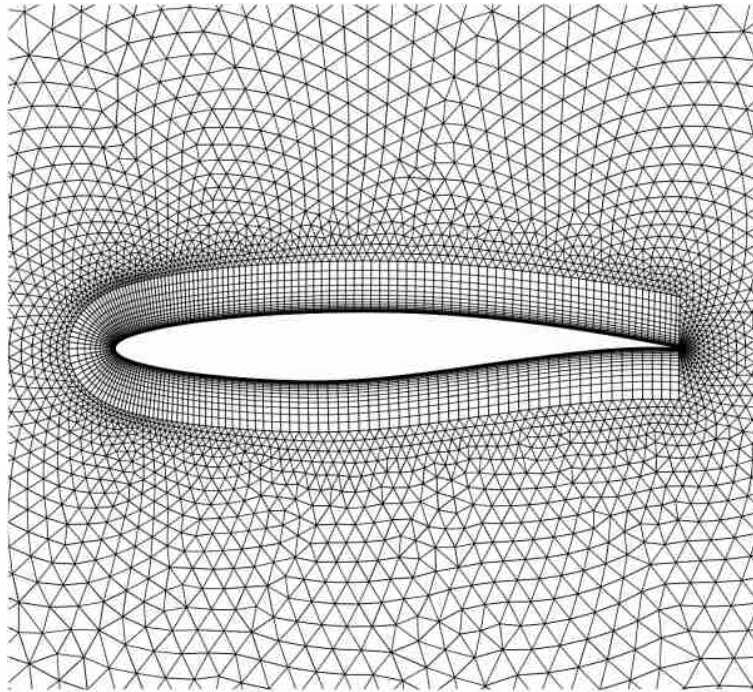


*Figura 3.3: Ejemplo de mallado no estructurado poliédrico alrededor del perfil aerodinámico de un aleron.*

### **3. Mallado híbrido:**

El mallado híbrido combina elementos estructurados y no estructurados para aprovechar las ventajas de ambos enfoques. Se utiliza el mallado estructurado en regiones donde se necesita una alta resolución y se utiliza el mallado no estructurado en áreas con geometría más compleja. Esto permite un equilibrio entre precisión y eficiencia computacional. Un ejemplo se puede observar en la Figura 3.4

Cada tipo de mallado tendrá sus ventajas y desventajas. La selección del más adecuado dependerá del usuario, de su experiencia utilizando ese tipo en concreto, de la geometría a analizar, etc.



*Figura 3.4: Ejemplo de mallado híbrido sobre un perfil aerodinámico.*

### **Modelos físicos y propiedades del fluido**

La selección de los modelos físicos y propiedades del fluido juega un papel importantísimo, ya que es el momento en el que se determinan los fenómenos que se van a simular y las propiedades del fluido en el que se encuentran inmersos.

1. **Modelos físicos:** Los modelos físicos representan las leyes y ecuaciones que describen el comportamiento del fluido en la simulación. La elección del modelo físico depende del tipo de flujo, las características del problema y los recursos computacionales disponibles. Algunos modelos físicos comunes incluyen:
  - **Regímen del flujo:** Se debe determinar si el flujo es laminar o turbulento. En el caso de flujos turbulentos, se deben seleccionar modelos de turbulencia adecuados.
  - **Compresibilidad:** La compresibilidad del fluido es relevante en flujos de alta velocidad o donde se producen cambios significativos en la densidad. Se pueden utilizar modelos compresibles o incompresibles, según la naturaleza del flujo.
  - **Transferencia de calor:** Si el flujo implica transferencia de calor, se deben considerar modelos de transferencia de calor adecuados, como la convección, la conducción y la radiación.
2. **Propiedades del fluido:** Las propiedades físicas del fluido, como la viscosidad, la densidad y la conductividad térmica, son parámetros fundamentales en una simulación CFD. Estas

propiedades deben seleccionarse de acuerdo con el fluido que se esté simulando y sus condiciones. Algún ejemplo de propiedades del fluido pueden ser la densidad, la viscosidad, etc.

Es esencial tener en cuenta que la elección correcta de los modelos físicos y las propiedades del fluido dependerá del caso concreto de estudio y los fenómenos que se quieran simular. Además, es importante validar y verificar los modelos y las propiedades utilizadas para garantizar la precisión de los resultados.

### Condiciones de contorno

Las condiciones de contorno en una simulación CFD son fundamentales para establecer las restricciones en los límites del dominio y determinar cómo el fluido interactúa con ellos. Estas condiciones de contorno se aplican en diferentes partes del dominio de simulación para representar diferentes comportamientos físicos. Algunas de las más comunes son:

- **Wall:** Esta condición se aplica en las superficies sólidas y establece que el fluido no puede atravesar la pared. Implica que el gradiente de la variable en esa superficie es nulo y se puede considerar una condición de no deslizamiento para flujos viscosos. También pueden especificarse otros parámetros, como el flujo másico a través de la pared en caso de paredes porosas o el flujo de calor en caso de paredes conductivas.
- **Velocity inlet:** se aplica en las entradas de flujo y se utiliza para especificar el vector de velocidad. También puede establecerse la temperatura estática si se incluye la ecuación de la energía en la simulación. No se puede utilizar en flujos compresibles, donde se requieren condiciones más complejas.
- **Pressure Outlet:** se utiliza en las salidas de flujo y establece la presión estática en esa ubicación. La velocidad del flujo y la temperatura se extrapolan a partir de las celdas adyacentes. Es importante tener cuidado al establecer las condiciones para evitar el flujo inverso.
- **Symmetry:** se aplica en las caras donde hay simetría en la geometría o en el flujo. Implica que el gradiente de todas las magnitudes es nulo a través de esas caras. No hay flujo másico ni transferencia de calor, y la velocidad y la presión se calculan a partir de las componentes paralelas en las celdas adyacentes. Esta condición es útil para reducir la cantidad total de elementos cuando tanto la geometría como el flujo son simétricos.
- **Freestream:** se utiliza para representar la frontera de una burbuja de fluido alrededor de un cuerpo sólido. Se aplica en flujos compresibles y establece la dirección de la velocidad, la temperatura, la presión y el número de Mach en esa ubicación. Requiere el uso de la ecuación de estado del gas ideal u otra ecuación de estado adecuada.

### Discretización de las ecuaciones y algoritmos numéricos

Como se ha mencionado anteriormente; una simulación CFD consiste en resolver las ecuaciones de Navier-Stokes, ecuaciones fundamentales de la mecánica de fluidos.

Esto conlleva tener que resolver un sistema de cinco ecuaciones diferenciales en derivadas parciales. El conjunto está formado por cuatro variables independientes, el tiempo  $t$  y las coordenadas espaciales del dominio  $(x, y, z)$  y seis variables dependientes, presión  $p$ , la densidad  $\rho$ , la temperatura  $T$  y las componentes del vector velocidad  $(\vec{u}, \vec{v}, \vec{w})$ .

Para poder conseguir un sistema de siete ecuaciones con siete incógnitas habrá que introducir una ecuación de estado, por ejemplo la del gas perfecto (Ecuación 3.1)

$$p = \rho RT \quad (3.1)$$

Con el fin de obtener una mejor visualización de dicho sistema se expondrán a continuación por separado las ecuaciones y su posterior método de discretización:

■ **Ecuación de conservación de la masa:**

Suponiendo un volumen de control  $V_c$ , coincidente en un instante dado con un volumen fluido  $V_f$ , la ecuación de continuidad o conservación de la masa en su forma integral (Ecuación 3.2) indica que la variación de la masa respecto al tiempo dentro del volumen fluido será igual a la variación de la masa en el volumen de control más el flujo a través de la superficie de control ( $S_c$ )

$$\frac{d}{dt} \iiint_{V_f(t)} \rho(\vec{x}, t) dV = \frac{d}{dt} \iiint_{V_c} \rho(\vec{x}, t) dV + \oiint_{S_c} \rho(\vec{x}, t) (\vec{u} - \vec{u}_c) \vec{n} dS \quad (3.2)$$

Como el volumen fluido se deforma manteniendo constante su masa respecto al tiempo, el primer término de la Ecuación 3.2 debe ser nulo.

Aplicando el teorema de Stokes se llegará a la formulación diferencial de la ecuación de la cantidad de movimiento (Ecuación 3.3).

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho \cdot \vec{u}) = \quad (3.3)$$

En caso de que el flujo sea estacionario se anulan las derivadas respecto del tiempo:

$$\nabla \cdot (\rho \cdot \vec{u}) = 0 \quad (3.4)$$

Y si además es incompresible  $\rho = cte$ :

$$\nabla \cdot (\vec{u}) = 0 \quad (3.5)$$

■ **Ecuación de conservación de la cantidad de movimiento:**

Según la segunda ley de Newton, la variación de la cantidad de movimiento en un volumen fluido es igual a la resultante de fuerzas sobre el volumen fluido. Luego para un volumen de control fijo y no deformable se podrá escribir como:

$$\sum \vec{F}_{V_f} = \frac{d}{dt} \iiint_{V_f} \rho \vec{u} dV + \iint_{S_c} \rho \vec{u} (\vec{u} - \vec{u}_c) \hat{n} dS \quad (3.6)$$

Se obtendrá la formulación diferencial de la ecuación de la cantidad de movimiento (Ecuación 3.7) aplicando el teorema de transporte de Reynolds y denominando  $\vec{f}_m$  a las fuerzas másicas ejercidas sobre el fluido. En el lado izquierdo de la igualdad se observan las fuerzas externas actuantes sobre el volumen de control (fuerzas cortantes, fuerzas de tensión y fuerzas másicas), mientras en el lado derecho se describe la variación temporal de la cantidad de movimiento a través del volumen de control y su emisión sobre las superficies.

$$\iint_{S_c} \hat{n} \cdot \tau dS + \iiint_{V_c} \rho \vec{f}_m dV = \frac{d}{dt} \iiint_{V_c} \rho \vec{u} dV + \iint_{S_c} \rho \vec{u} (\vec{u} - \vec{u}_c) \hat{n} dS \quad (3.7)$$

Aplicando de nuevo el teorema de Stokes se llegará a la forma diferencial de la ecuación de la cantidad de movimiento o ecuación de Cauchy:

$$\frac{\partial \rho \vec{u}}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho \vec{u} \vec{u}) = \nabla \cdot \tau + \rho \vec{f}_m \quad (3.8)$$

#### ■ Ecuación de conservación de la energía:

El Primer Principio de la Termodinámica se formula afirmando que la variación de la energía interna de un sistema cerrado es igual a la diferencia entre la cantidad de calor transferida a un sistema y el trabajo realizado sobre el entorno por este (Ecuación 3.9).

$$\frac{d}{dt} \iiint_{V_f} \rho \left( e + \frac{1}{2} u^2 \right) dV = \left[ \sum \dot{Q}_{ent} - \sum \dot{Q}_{sal} \right]_{V_f(t)} + \left[ \sum \dot{W}_{ent} - \sum \dot{W}_{sal} \right]_{V_f(t)} \quad (3.9)$$

Desarrollando los términos:

$$\begin{aligned} \frac{d}{dt} \iiint_{V_c} \rho \left( e + \frac{1}{2} u^2 \right) dV + \iint_{S_c} \rho \left( e + \frac{1}{2} u^2 \right) (\vec{u} - \vec{u}_c) \hat{n} dS = \\ \iint_{S_c} \hat{n} \cdot \tau \cdot \vec{u} dS + \iiint_{V_c} \rho \vec{f}_m dV - \iint_{S_c} \vec{q} \cdot \hat{n} dS + \iiint_{V_c} \dot{q}_v + \sum_{S_c} \dot{W}_R \end{aligned} \quad (3.10)$$

Donde el lado izquierdo de la (Ecuación 3.10) se observa la variación temporal de la energía total de un volumen fluido, que debe ser igual a la variación temporal del volumen de control coincidente para un instante dado y su variación de energía a través de las superficies.

Aplicando por última vez Stokes, se llega a la ecuación de la energía en forma diferencial (Ecuación 3.11):

$$\rho \frac{D}{Dt} \left[ e + \frac{1}{2} u^2 \right] = \nabla \cdot (\tau \cdot \vec{u}) + \rho \vec{f}_m \cdot \vec{u} - \nabla \vec{q} + \dot{Q} \quad (3.11)$$

■ **Ecuaciones de transporte:**

La simulación CFD resuelve numéricamente las ecuaciones de Navier-Stokes [26]. En la Ecuación 3.12 se puede observar la forma genérica de estas, siendo  $\phi$  la cantidad escalar y  $\Gamma$  la difusividad.

$$\underbrace{\frac{\partial(\rho\phi)}{\partial t}}_{\text{Variación temporal}} + \underbrace{\nabla \cdot (\rho u \phi)}_{\text{Término convectivo}} + \underbrace{(\Gamma_\phi \nabla \phi)}_{\text{Término difusivo}} + \underbrace{S_\phi}_{\text{Término fuente}} \quad (3.12)$$

La ecuación está compuesta por cuatro términos característicos mostrados de manera esquemática en la Tabla 3.1

Ecuación	$\phi$	$\Gamma_\phi$	$S_\phi$
Masa	1	–	–
Momento (3 ecuaciones)	$u_i$	$\mu$	$\frac{\partial p}{\partial x_i} + \text{FF.másicas} + \text{TT.viscosos}$
Energía	$e/T/h_0$	$k$	$-p \nabla \cdot (\vec{u}) + \text{EE.energías} + \text{TT.viscosos}$

Tabla 3.1: Términos de la ecuación de transporte.

Estas ecuaciones se deben discretizar y resolver numéricamente para obtener un resultado aproximado. Existen diversos métodos para discretizarlas:

• **Método de elementos finitos (FEM):**

Utilizan una formulación débil o integral para convertir un problema con ecuaciones diferenciales en uno de álgebra lineal, multiplicándolos por unas funciones o *pesos* e integrando después. Se divide el dominio en un gran número de elementos que caracterizan el comportamiento físico del problema en los que la solución es aproximada, utilizando los valores de la función en los vértices del elemento y sustituyendo esta solución el integral después [29]. Este método es más utilizado en los análisis de mecánica estructural, no siendo común su uso en CFD

• **Método de volúmenes finitos (FVM):**

Es el más utilizado en la mayoría de *software* CFD. Utiliza la formulación integral de las ecuaciones, dividiendo el dominio en volúmenes de control donde se aplicaran las ecuaciones integrales aproximadas por cuadraturas. Puede ser aplicado a todo tipo de mallas, tanto estructuradas como no estructuradas [29]; aunque debido a su requerimiento específico de tres niveles de aproximación es difícil obtener esquemas de alto orden, especialmente en tres dimensiones.



- **Método de diferencias finitas (FDM):**

Utilizando la formulación diferencial de las ecuaciones [29], el dominio se cubre con puntos o *nodos* en los que la ecuación es aproximada, reemplazando las derivadas parciales por aproximaciones en términos de los valores nodales de la función.

Como se ha mencionado, el método de discretización más utilizado en CFD es el método de los volúmenes finitos [23] en el que las ecuaciones se plantean de forma integral y conservativa (Ecuación 3.13).

$$\underbrace{\frac{d}{dt} \iiint_{V_c} (\rho\phi) d\Omega}_{\text{Término transitorio}} + \underbrace{\iiint_{\Sigma_c} \phi(\rho\vec{u})\vec{n}d\sigma}_{\text{Término convectivo}} = \underbrace{\iiint_{\Sigma_c} \Gamma_\phi \nabla\phi d\sigma}_{\text{Término difusivo}} + \underbrace{\iiint_{V_c} S_\phi dV}_{\text{Término fuente}} \quad (3.13)$$

Discretizando y aplicando la Ecuación 3.13 a cada celda del dominio se obtendrá:

$$\frac{d(\rho_P\phi_P)}{dt}V + \sum_1^{N_f} \phi_f(\rho_f\vec{u}_f)\vec{A}_f = \sum_1^{N_f} \Gamma_{\phi,f} \nabla\phi_f\vec{A}_f + S_{\phi,P}V \quad (3.14)$$

Los valores discretizados en las caras de la celda  $\psi_f$  se relacionarán con los valores del centroide de la celda considerada  $\psi_P$  y de sus vecinas  $\psi_{nb}$ . De esta manera se tendrán tantas ecuaciones algebraicas como celdas tenga el dominio (Ecuación 3.15).

$$a_P\phi_P + \sum_1^{N_{nb}} a_{nb}\phi_{nb} = b_P \quad (3.15)$$

Para lograr obtener el sistema de ecuaciones algebraicas será necesario discretizar los términos convectivo, difusivo y transitorio, además de desarrollar los gradientes de  $\phi$ .

- **Algoritmos numéricos:**

No es objeto de este documento explicar con detalle los diversos algoritmos numéricos utilizados para discretizar los términos de la Ecuación 3.14 de transporte; sin embargo, conviene explicar algunos detalles de estabilidad numérica en la estimación del término transitorio.

El número de Courant-Friedrichs-Lewy (CFL) se define en caso unidimensional según la Ecuación 3.16.

$$CFL = \frac{u\Delta t}{\Delta x} \quad (3.16)$$

Este número define con cuanta amplitud viaja la información  $u$ , a través de cada celda  $\Delta x$  en una unidad de tiempo. Si es mayor a uno, significa que la información atraviesa más de una celda para cada paso temporal, obteniendo una solución incorrecta y llevando potencialmente a resultados sin sentido físico [30].

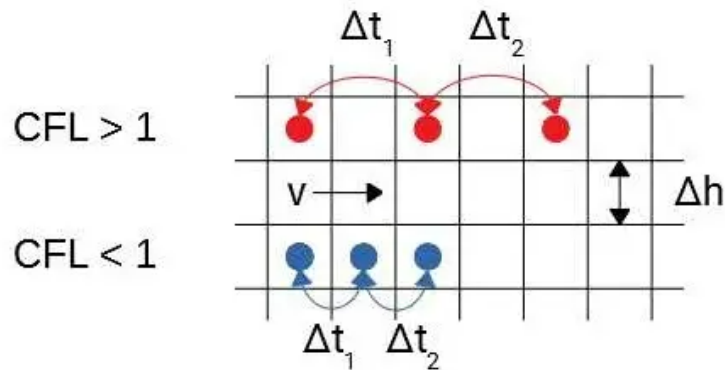


Figura 3.5: Número de Courant y condición CFL en un dominio computacional.

Por lo tanto, es necesario intentar cumplir la condición  $CFL < 1$  para asegurar la convergencia en la resolución de las ecuaciones diferenciales en derivadas parciales. Mantenerla dependerá de la malla, del *solver* utilizado, etc.

### 3.2.2. Solver

Antes de resolver el sistema, se tendrán tantos sistemas de ecuaciones algebraicas como tipos de ecuaciones de transporte (Ecuación 3.15). Si la ecuación de transporte se linealiza asumiendo conocidas el resto de variables, se dice que el enfoque de resolución es **segregado** o secuencial y las ecuaciones están desacopladas. Por el contrario, si se resuelven todas a la vez el enfoque de resolución será **acoplado**.

## Tipos de solver

Los más conocidos son los siguientes:

- **Pressure-Based:**

Utilizado generalmente para casos con bajo número de Mach. La densidad se obtendrá a partir de la ecuación de estado, la presión de la ecuación de conservación de la cantidad de movimiento y las ecuaciones de transporte se resolverán de forma segregada. Permite una formulación verdaderamente estacionaria sin términos temporales.

- **Density-Based:**

Para simulaciones con elevado número de Mach. La densidad y la presión se obtendrán de la ecuación de estado y la ecuación de continuidad respectivamente. Se resuelven simultáneamente todas las ecuaciones de transporte. Es un *solver* puramente transitorio.

## Cálculo y convergencia

- **Inicialización** Se debe dar un valor inicial a todas las magnitudes del fluido en todas las celdas de malla. Existen diversas maneras de hacerlo:

1. Estableciendo valores iniciales constantes de todas las variables en todo el dominio.
2. Importando una solución conocida desde otra simulación.

- **Cálculos en paralelo:**

Dado que algunos cálculos pueden tardar días e incluso meses en completarse; es importante tener en cuenta la configuración de un cálculo en paralelo, consistente en subdividir la malla en tantas particiones como *threads* o hilos de procesamiento.

Un hilo de procesamiento se puede definir como el flujo de control de datos de un programa, un medio que permite administrar las tareas de un procesador y de sus diferentes núcleos de una forma más eficiente. De esta manera, cada *threads* resolverá su parte de malla asignada y se comunicará con los *threads* necesarios reduciendo el tiempo de cálculo. Consideraciones:

- Más rapidez del proceso a menor ratio  $\frac{\text{Superficie}}{\text{Volumen}}$  de las particiones.
- Existirá un punto en el que el aumento del número de *threads* aumente demasiado el coste de comunicación entre ellos.
- No compensa aumentar el número de particiones cuando cada una resuelva menos de  $10k - 100k$  celdas.

- **Criterios de convergencia:**

El proceso iterativo se interrumpirá cuando todos los sistemas de ecuaciones algebraicas se satisfagan con cierta tolerancia, es decir, se alcance la convergencia. Para definir cuando se debe interrumpir la resolución de las ecuaciones se deben establecer unos criterios de

convergencia de la solución adecuados según el caso. Normalmente, se utilizan residuales, variables de interés e imbalances de las ecuaciones de conservación, como se puede apreciar en el ejemplo de la Figura 3.6.

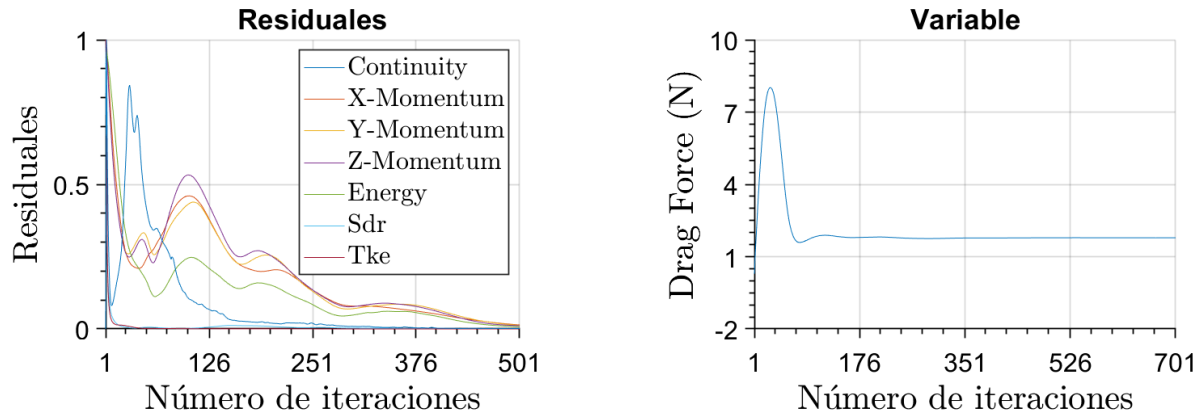


Figura 3.6: Ejemplo de criterios de convergencia.

Los residuales hacen referencia a la diferencia de los valores de las ecuaciones de conservación entre dos pasos temporales continuos para cada celda, por lo que jamás serán cero. A menor valor del residual, más precisa será la solución. Se suele tomar como valor de referencia los siguientes valores:

$$R_{norm}^{\phi} < 10^{-3} \text{ para continuidad}$$

$$R_{norm}^{\phi} < 10^{-6} \text{ para el resto de ecuaciones}$$

Otro criterio de convergencia habitual es la evolución de una variable de interés en algún punto del campo fluido, como puede ser alguna fuerza aerodinámica o una variable directa como la densidad.

### 3.2.3. Post-proceso

#### Independencia de malla:

Una vez la simulación ha convergido será necesario comprobar el correcto mallado. La malla de una simulación CFD es uno de los elementos más importantes en los que se debe alcanzar un compromiso adecuado entre bajo error numérico de discretización y coste computacional. Para conseguir ese equilibrio se deberá realizar un estudio de independencia de malla, en el que se irá aumentando el número de celdas paulatinamente en cada dirección, refinando especialmente aquellas zonas en las que sea especialmente necesario.

Se deberán comprobar los resultados de las variables globales y locales de interés para cada malla y escoger un criterio de convergencia en dichos resultados, por ejemplo, una diferencia de tamaño entre dos mallas sucesivas de un 1 % o 2 %. Cumpliendo el criterio propuesto se podrá concluir que se ha alcanzado la independencia de malla.

### Validación de resultados:

A pesar de que el caso haya convergido y se haya alcanzado la independencia de malla, la incertidumbre de los datos y el modelo físico puede hacer que el resultado no represente fielmente la realidad.

Para ello habrá que validar el modelo, bien frente a resultados experimentales o comparando con resultados numéricos de calidad utilizando modelos de turbulencia más complejos (DNS/LES). Si se encuentra que la predicción es buena, se podrá asumir que el modelo es preciso para el problema estudiado y para un cierto rango de funcionamiento, no así en todas las condiciones de operación. En caso de que la predicción sea mala, se deberán analizar las fuentes de discrepancia.

### Presentación de resultados:

El caso convergido contendrá una gran cantidad de información que puede ser procesada de diversas maneras, existen una grandísima cantidad de opciones de post-procesado y dependerán ampliamente del caso utilizado.

## 3.2.4. Modelado de la turbulencia

El modelado de la turbulencia en CFD es uno de los aspectos más desafiantes y críticos en la simulación de flujos turbulentos. La turbulencia es un fenómeno complejo que se caracteriza por la presencia de vórtices y fluctuaciones rápidas en el flujo, lo que dificulta su descripción precisa y detallada.

Se utilizan diferentes enfoques para modelar la turbulencia:

- **Modelos RANS (*Reynolds Averaged Navier Stokes*):** son los más utilizados en la simulación de flujos turbulentos en CFD.

Estos modelos se basan en la promediación temporal y espacial de las ecuaciones de Navier-Stokes, lo que permite obtener ecuaciones promediadas que representan el comportamiento turbulento. Incluyen ecuaciones adicionales para la viscosidad turbulenta y se calibran mediante métodos semi-empíricos. Algunos modelos RANS comunes son el modelo  $k - \epsilon$ , el modelo  $k - \omega$  y el modelo Spalart-Allmaras.

- **Modelos LES (*Large Eddy Simulation*):** estos modelos resuelven directamente las escalas más grandes de la turbulencia, modelan las escalas más pequeñas. De esta manera, se implica la resolución directa de las estructuras grandes y turbulentas. Los modelos LES son más precisos que los modelos RANS para flujos turbulentos, pero también son computacionalmente más costosos.
- **Modelos DNS (*Direct Numerical Simulation*):** se resuelven todas las escalas de la turbulencia lo que implica resolver las ecuaciones de Navier-Stokes en todas las escalas espaciales y temporales. Proporcionan los resultados más precisos para flujos turbulentos, pero suelen ser computacionalmente prohibitivos debido a los altos requisitos de potencia que requieren.

La elección del modelo de turbulencia adecuado depende de varios factores, como la complejidad del flujo, los recursos computacionales disponibles y los objetivos del estudio. Cada modelo tiene sus ventajas y limitaciones, y es importante seleccionar el enfoque adecuado según las características específicas del problema.

Una comparativa entre los distintos modelos se puede observar en la Figura 3.7

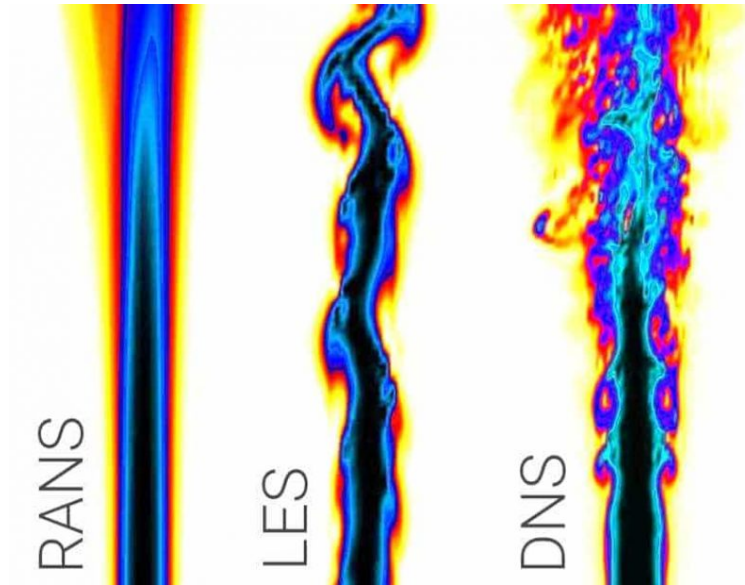


Figura 3.7: Comparación entre modelos de turbulencia RANS, LES y DNS.

### 3.3. Modelado de la capa límite

La capa límite es una región del fluido cercana a una pared donde los efectos viscosos son significativos. Modelar los esfuerzos de corte en la pared cuando la capa límite es turbulenta, que es el caso en la mayoría de las aplicaciones en CFD, presenta un desafío. La Figura 3.8 muestra la estructura típica de una capa límite turbulenta, mientras que la Figura 3.9 ilustra la distribución adimensionalizada de velocidades en función de la distancia adimensional a la pared, también conocida como  $y^+$

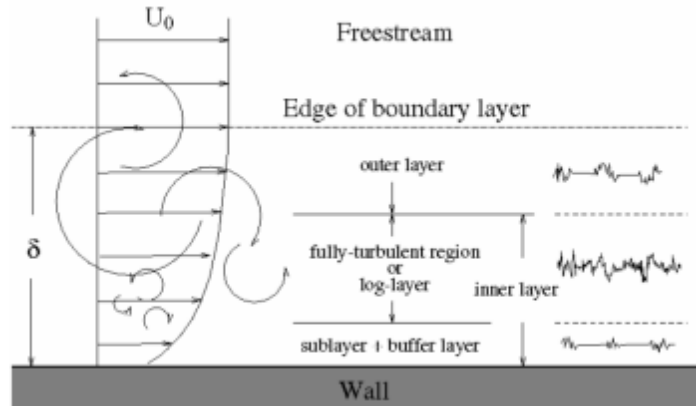


Figura 3.8: Estructura de la capa límite turbulenta.

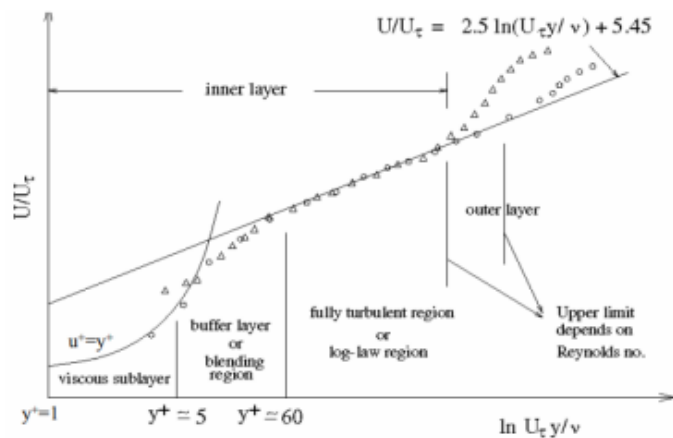


Figura 3.9: Perfil de velocidades adimensionalizado en la capa límite.

Aunque existen expresiones matemáticas relativamente simples para describir la subcapa viscosa y la región donde el flujo es completamente turbulento, la subcapa intermedia, también llamada capa *buffer* entre  $5 < y^+ < 30$  es impredecible.

Por lo tanto, es necesario abordar esta región de la capa límite mediante técnicas de CFD. Para ello se utilizan dos métodos:

- **Aproximación** de la capa límite mediante funciones de pared.
- **Resolución** del campo fluido en la capa límite

El uso de funciones de pared presenta algunas ventajas y desventajas en la simulación de la capa límite. Por un lado, permite utilizar celdas más grandes al comenzar con un valor inicial de  $y^+$

mayor, lo que resulta en una reducción en los recursos computacionales necesarios. Sin embargo, esta aproximación con funciones de pared puede llevar a una menor precisión en los resultados.

Por otro lado, la resolución directa de la capa límite proporcionará datos más precisos a costa de un mayor coste computacional. En este enfoque, se inicia con un valor de  $y^+$  menor o igual a 1, lo que implica una mayor resolución espacial y un mayor esfuerzo computacional requerido para capturar los detalles de la capa límite.

La elección entre el uso de funciones de pared y la resolución directa de la capa límite depende de los recursos disponibles, la precisión requerida y los objetivos del estudio. Si los recursos computacionales son limitados y la precisión no es crítica, el enfoque de funciones de pared puede ser adecuado. Por otro lado, si se busca una mayor precisión y se dispone de recursos suficientes, la resolución directa de la capa límite puede ser preferible.



# Capítulo 4

## Metodología

### 4.1. Modelo de Quadrotor escogido

Actualmente, existen en el mercado un amplio abanico de drones Quadrotor con diferentes características. Para poder cumplir los objetivos del trabajo y escoger el modelo de dron más adecuado para las simulaciones se han seguido los siguientes criterios referentes al modelo:

1. Dron cuadricóptero genérico.
2. Tamaño mediano.
3. Manual de usuario disponible online.
4. Modelo CAD de fácil acceso.
5. Simétrico respecto al eje longitudinal.

El modelo escogido será el *Phantom 3* de la compañía DJI (Figura 4.1), que cumple todos los requisitos mencionados y cuyas características generales se muestran en la Tabla 4.1:

Parámetro	Métrica
Peso (sin carga)	1.28 kg
Diámetro de las hélices	235 mm
Cuerda media pala	21.15 mm
Cuerda en punta de pala	10.4 mm
Rango de revoluciones del rotor	[2500rpm, 8000rpm]
Mach en punta pala	[0.091, 0.293]
Reynolds en punta pala	[41.500, 69100]
Velocidad máxima	16 m/s
Altitud máxima	6000 m

Tabla 4.1: Características del DJI Phantom 3



*Figura 4.1: DJI Phantom 3*

## **4.2. Planteamiento de los casos de estudio**

Para obtener la caracterización aerodinámica del Quadrotor presentado en la sección anterior han sido planteados los siguientes casos de estudio, en los que la complejidad irá aumentando paulatinamente:

### **1. Caracterización de una hélice aislada:**

Mediante este primer caso se pretenden obtener las curvas características de la hélice mediante la variación de los parámetros característicos de hélices de pequeña escala; es decir, la variación del ratio de avance ( $J$ ), para cada número de Reynolds ( $Re$ ) computado a partir del rango de velocidades de rotación de las hélices ( $\Omega$ ). Los intervalos escogidos para la realización del estudio se muestran en la Tabla 4.2.

Parámetro	Rango de valores	Intervalo
$J$	[0, 0.7]	0.1
$\Omega$	[3000rpm, 8000rpm]	1000rpm

Tabla 4.2: Parámetros variables en la caracterización de la hélice.

De esta manera, se pretende dar sentido y validez a la teoría sobre hélices vista en el Capítulo 2 y obtener unas curvas de coeficientes característicos de la hélice que serán comparados con los resultados obtenidos.

## 2. Estudio de interferencia entre dos hélices:

El objetivo de este segundo caso será tratar de comprobar si al añadir una segunda hélice en las proximidades de la primera los resultados obtenidos experimentan o no una variación significativa.

Para ello, se mantendrá fijo el ratio de avance y ambas hélices incrementarán sus revoluciones simultáneamente. Los parámetros del estudio se muestran en la Tabla 4.3.

Parámetro	Rango de valores	Intervalo
$J$	0.4	[-]
$\Omega$	[3000rpm, 8000rpm]	1000rpm

Tabla 4.3: Parámetros variables para el caso hélices en tándem.

La segunda hélice se colocará en paralelo de la primera a la misma distancia que se encontraría si estuvieran montadas en el fuselaje del QuadRotor, rotando en sentido contrario. Se compararán los coeficientes característicos obtenidos para este rango de revoluciones con los obtenidos para el mismo rango en una sola hélice en el primer estudio.

## 3. Caracterización aerodinámica del fuselaje:

Suponiendo el fuselaje como un cuerpo aerodinámico volando a una velocidad fija; con la propulsión dada por las hélices pero sin introducir estas en el dominio, se tratará de obtener las curvas de los coeficientes aerodinámicos para un amplio rango de ángulos de ataque (Tabla 4.4).

Parámetro	Rango de valores	Intervalo
$V$	16 m/s	[-]
$\alpha$	[-90°, 90°]	10°

Tabla 4.4: Parámetros variables para estudio del fuselaje.

De esta manera se intentará simular la posición del fuselaje para varios regímenes de vuelo; ascenso, descenso y vuelo de avance. El objetivo del estudio será comprobar si durante el vuelo en estos regímenes el fuselaje experimenta la acción de fuerzas aerodinámicas relevantes que puedan influir de manera relevante.

#### 4. Caracterización aerodinámica del dron completo:

Combinando los tres casos previos, se simulará el dron completo en vuelo de ascenso y vuelo a punto fijo. Todas las hélices girarán a un régimen de revoluciones constante y se mantendrá fijo el ratio de avance (Tabla 4.5). De esta manera se tratará comprobar si la presencia del fuselaje afecta de manera relevante o no los coeficientes característicos de las hélices.

Parámetro	Rango de valores	Intervalo
$J$	0.4	[-]
$\Omega$	5000rpm	[-]

Tabla 4.5: Parámetros variables para el caso hélices en tándem.

#### 5. Estudio de la influencia de fenómenos transitorios:

Utilizando ahora un modelo físico no estacionario, se repetirán los casos de una sola hélice aislada, interferencia entre hélices y caracterización del quadrotor previos. Se mantendrá una velocidad de rotación y un ratio de avance constantes con la finalidad de comprobar que la aproximación estacionaria al movimiento giratorio de las hélices sea correcta y sus coeficientes para esta velocidad de rotación no varíen en exceso.

Además, se intentará visualizar mediante diferentes escenas, la interacción de estelas entre hélices, entre hélice y fuselaje, la vorticidad, etc.

El motivo de realizar tan solo tres simulaciones no estacionarias se debe a los altos requerimientos computacionales que estas mismas requieren y la restricción temporal para la realización del proyecto.

#### 6. Simplificación de las hélices mediante disco actuador:

Se pretende durante este estudio obtener dos modelos simplificadorio del dron completo, sustituyendo las hélices por discos actuadores.

El primer modelo utilizará los resultados de las curvas de coeficientes característicos de la hélice obtenidos del primer caso, mientras que para el segundo se caracterizará la hélice mediante la teoría del elemento de pala.

Posteriormente, se realizará la comparativa de resultados entre los modelos utilizando el disco actuador y las simulaciones de las hélices para concluir si este modelo físico resulta una buena aproximación para estudios futuros.

### 4.3. Simulación de flujos rotatorios en STAR-CCM+

El *software* CFD utilizado para la realización de los estudios será Simcenter STAR-CCM+, debido a que los casos de estudio explicados anteriormente involucran al menos una hélice rotando en el dominio fluido, es necesario explicar cuáles son los distintos enfoques que tiene el programa para simular este tipo de movimientos.

Existen muchas formas de simular flujos rotatorios en STAR-CCM+ [22], algunas más sencillas basadas en aproximaciones que permitirán realizar un estudio preliminar de la caracterización de hélices y no requieren un mallado demasiado preciso. Sin embargo, si se quiere caracterizar de manera más precisa las hélices, se requiere de métodos más complejos, que requieran un mallado fino y preciso, especialmente en zonas susceptibles a errores como los bordes de ataque y salida de las palas, lo que aumentara a sobremanera el coste computacional. Entre estos métodos más complejos se distinguen dos basados en la elección del *solver* utilizado: Enfoque estacionario y enfoque no estacionario.

- **Enfoque estacionario:**

La rotación constante de un cuerpo rígido se puede resolver utilizando un enfoque estacionario, a pesar de que el campo fluido es claramente no estacionario.

Para ello se utiliza el MRF, del inglés *Moving Reference Frame* también conocido como rotor congelado. Se basa en utilizar marcos de referencia móviles rotatorios con los que se puede resolver un flujo rotacional en estado estacionario, obteniendo una solución que representa el promedio temporal del comportamiento del flujo. Esto se realiza colocando los elementos móviles de la malla en un volumen de control asociado a un marco de referencia no estacionario; en el que se impondrá que estas partes móviles permanezcan estacionarias. De esta manera, los efectos rotatorios se impondrán numéricamente a través de los términos fuente de las ecuaciones de transporte.

- **Enfoque no estacionario:**

El enfoque no estacionarios involucran movimiento de malla en las regiones rotatorias, y es la manera más físicamente correcta de representar un flujo rotatorio en STAR-CCM+, ya que en este caso la hélice sí rota durante la simulación.

Se utiliza el RBM o *Rigid Body Motion*, que implica que ni el cuerpo sólido ni la malla se deformarán durante la rotación y que se mueve de acuerdo a un movimiento de rotación relativo al *Laboratory Reference Frame*. Se resolverán las ecuaciones de gobierno estándar para la malla móvil.

Es un método muy demandante computacionalmente y mucho más temporalmente que un enfoque estacionario, pero el único con el que se podrá apreciar correctamente la evolución de los fenómenos transitorios del campo fluido. Para ello habrá que utilizar una malla adecuada, un número de iteraciones internas suficiente para converger y un paso temporal lo suficientemente pequeño para captar todos los efectos transitorios.

## 4.4. Modelado de los casos de estudio

Durante esta sección se explicarán los procedimientos y pasos seguidos para la configuración de los distintos casos de estudio definidos anteriormente. Como se mencionó en la sección anterior, el *software* utilizado para llevar a cabo las simulaciones es Simcenter STAR-CCM+

Durante las siguientes secciones se explicará el proceso de configuración de los distintos casos al mismo tiempo. Esto es debido a que todos los casos siguen la metodología CFD explicada durante el Capítulo 3 la mayoría comparten o bien modelo físico, o características similares. Si existiese alguna diferencia importante se mencionara adecuadamente.

### 4.4.1. Geometría

El primer paso de las simulaciones consiste en analizar las distintas geometrías que se utilizarán para cada simulación. La geometría del DJI *Phantom 3* utilizada durante este trabajo ha sido obtenida de la página web GrabCAD, un portal que ofrece un entorno de colaboración gratuito basado en la nube que ayuda a los equipos de ingeniería a administrar, ver y compartir archivos CAD de manera gratuita.

Además, se ha utilizado el *SolidWorks* para el adecuado tratamiento de la geometría, es decir; para corregir desperfectos, arreglar superficies, aislar las distintas geometrías de los casos de estudio, etc.

La Figura 4.2 muestra el modelo CAD de la hélice del DJI *Phantom 3*, que se utilizará en las simulaciones de las hélices aisladas. Se puede apreciar también en la Figura 4.2 su dimensión de referencia, el diámetro, con la que se adimensionalizarán sus coeficientes característicos.

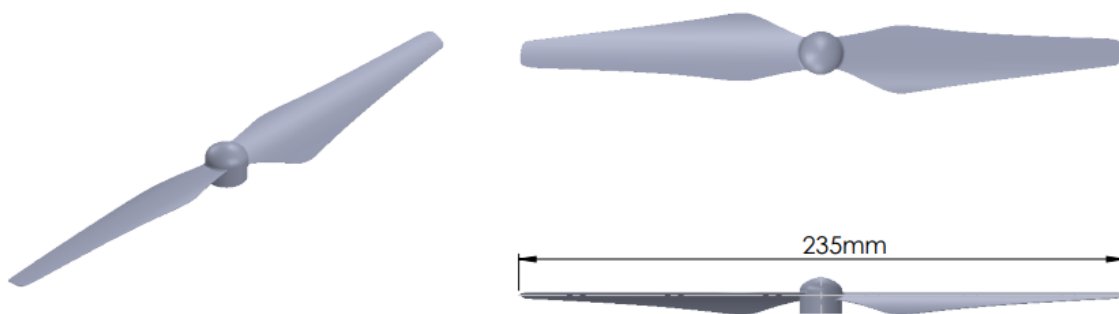
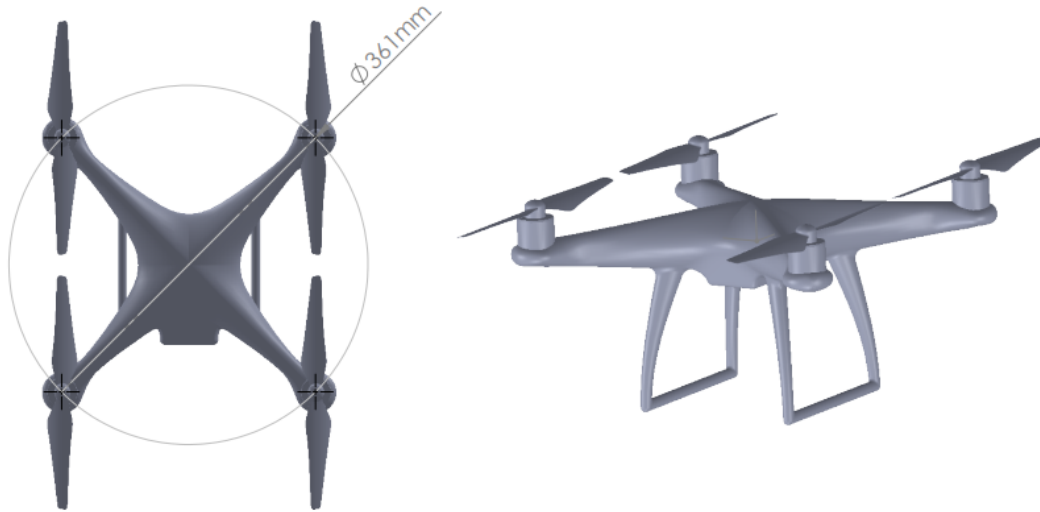


Figura 4.2: Modelo CAD de la hélice del DJI *Phantom 3*, con su diámetro acotado.

De igual manera, para la simulación del dron completo se utilizará el modelo CAD de la Figura 4.3. En ella viene también acotada su dimensión de referencia para la adimensionalización de los coeficientes aerodinámicos, el diámetro del círculo que circunscribe a las hélices.



*Figura 4.3: Modelo CAD del DJI Phantom 3, con su longitud de referencia acotada.*

#### **4.4.2. Dominio computacional**

Se definen y muestran los dominios computacionales utilizados para las diversas simulaciones y sus geometrías

Para las simulaciones que involucren hélices únicamente se ha optado por un dominio fluido en forma de bala, lo suficientemente grande para que de tiempo a desarrollarse el flujo tras la hélice/s y con la suficiente distancia delante de la misma/s para no afectar a las condiciones con las que les llegará el flujo. Además, ambas cuentan con volúmenes de menor tamaño donde más adelante se definirá el movimiento de rotación, diferenciándose ambos casos únicamente en el número de estos volúmenes internos. Además, en los dos se ha añadido un volumen cilíndrico complementario que servirá para refinar la malla. Ambos dominios se muestran en las Figuras 4.4 y 4.5.

Las dimensiones del dominio se han acotado, ver Figuras 4.5 y 4.7, utilizando como base el diámetro de la hélice; de esta manera para el caso de la hélice sola el dominio en forma de bala viene definido por una distancia 10D aguas abajo de la hélice y 5D aguas arriba y a los lados de ella, el rotativo tiene un diámetro relativo de 1.3D y el volumen de refinamiento de 1.25D. Para el caso de las hélices en tándem, las dimensiones se definen de manera similar pero aumentándolas ligeramente respecto al anterior caso.

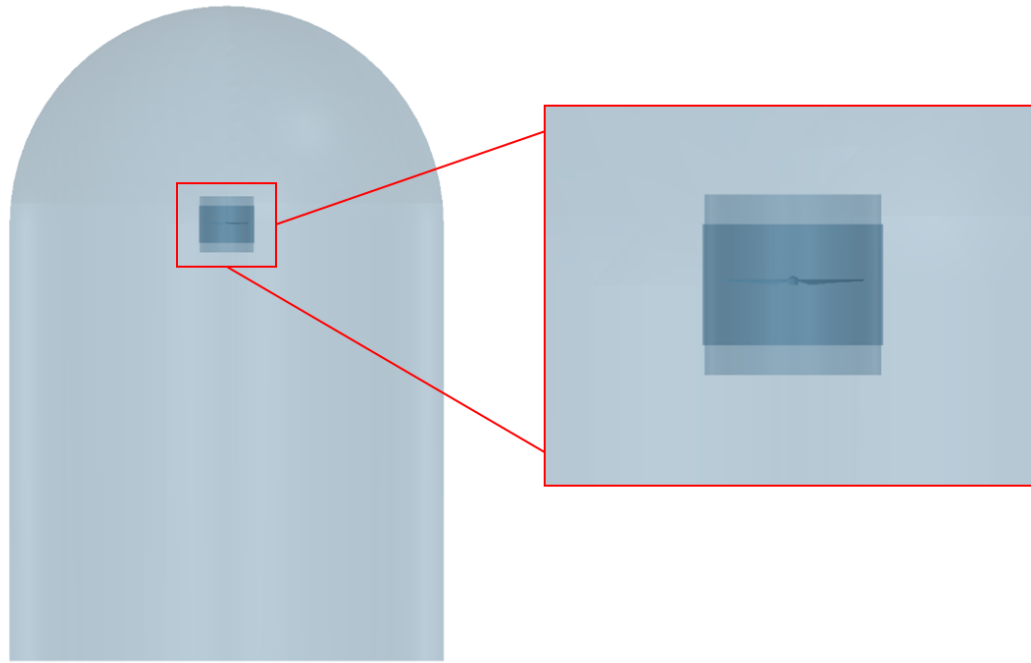


Figura 4.4: Dominio externo en forma de bala, con región rotatoria y volumen de refinamiento internos.

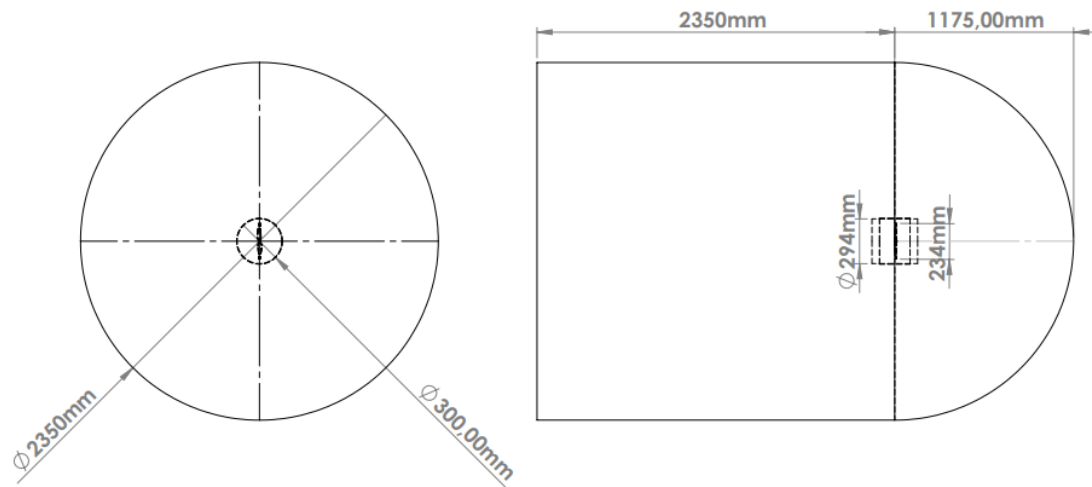


Figura 4.5: Dimensiones dominio forma de bala para el caso de una hélice aislada.



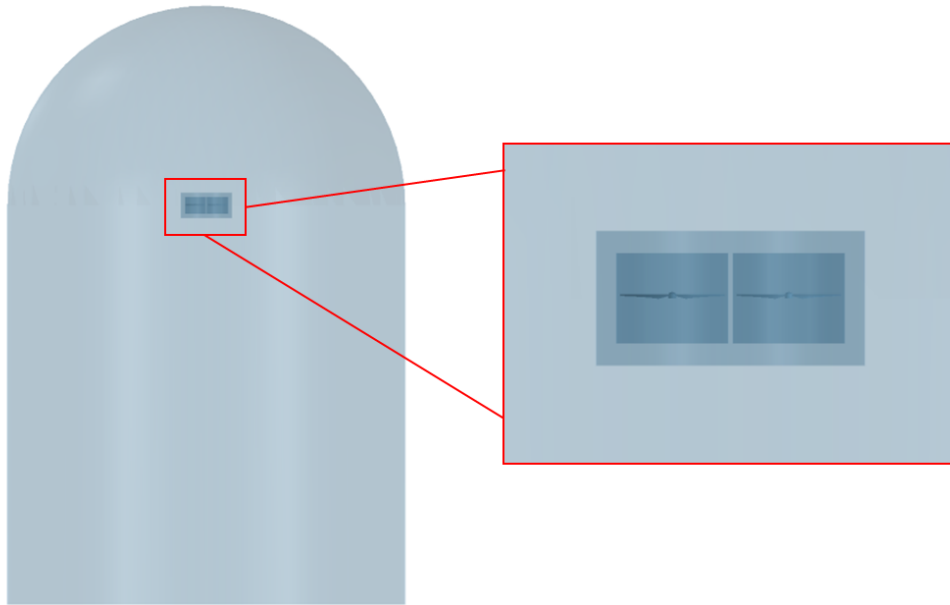


Figura 4.6: Dominio externo en forma de bala, con regiones rotatorias y volumen de refinamiento internos.

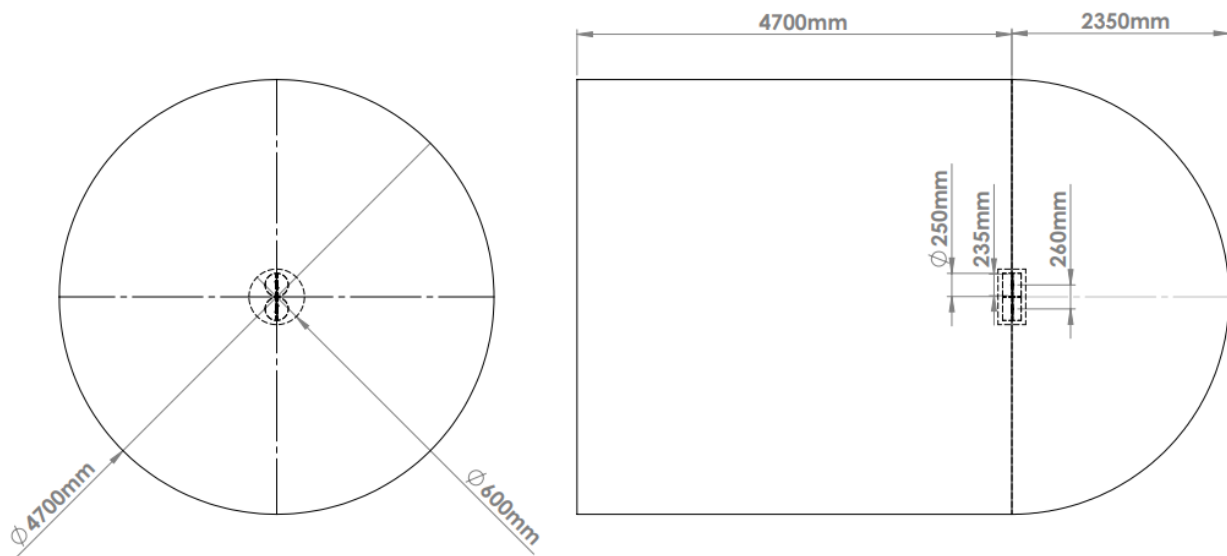
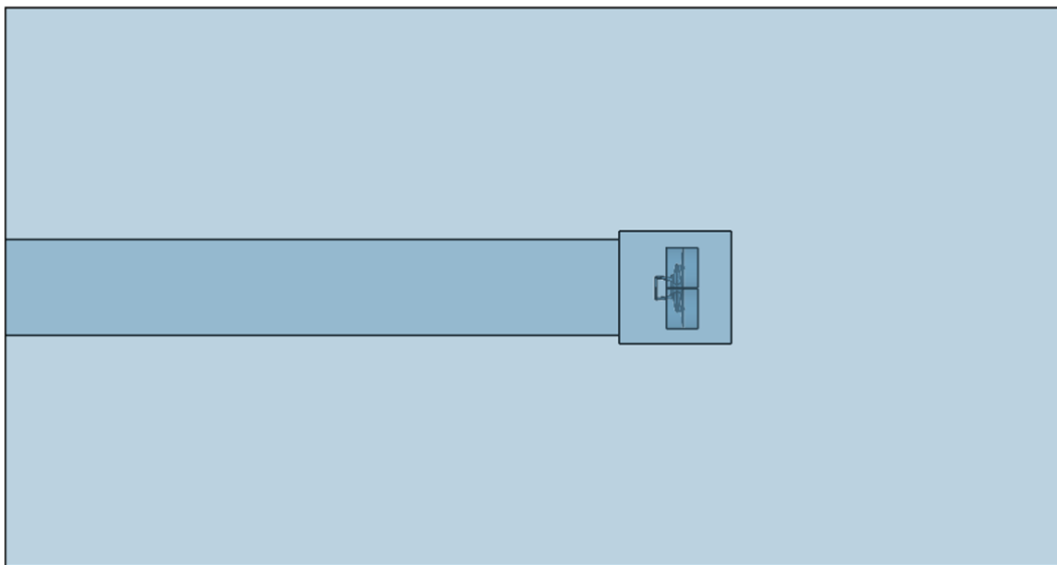


Figura 4.7: Dimensiones del dominio en forma de bala para el caso de interferencia entre hélices.

Para el resto de casos planteados, se utilizará un dominio rectangular en el que se introducirá el dron completo o el fuselaje, simulando un túnel de viento virtual. El dominio ha podido reducirse a la mitad aprovechando la simetría en el plano longitudinal del dron.

En la Figura 4.9 se muestra la configuración del túnel de viento y sus distintos subdominios, listados a continuación. Sus cotas se muestran en la Figura 4.9 y se han parametrizado a partir del diámetro entre hélices característico del dron para las regiones externas y el diámetro de las hélices para las rotatorias.

- **Dominio externo:** Conformado por las paredes del túnel.
- **Dominios rotatorios:** Donde se impondrán dos movimientos de rotación en distinto sentido para cada uno.
- **Refinamiento del dron:** Dominio cúbico alrededor del cuerpo dron para refinar la malla.
- **Refinamiento de estela:** Dominio rectangular detrás del dron para refinar la malla y conseguir una mejor resolución de la estela.



*Figura 4.8: Túnel de viento virtual para los casos del fuselaje y el dron completo.*

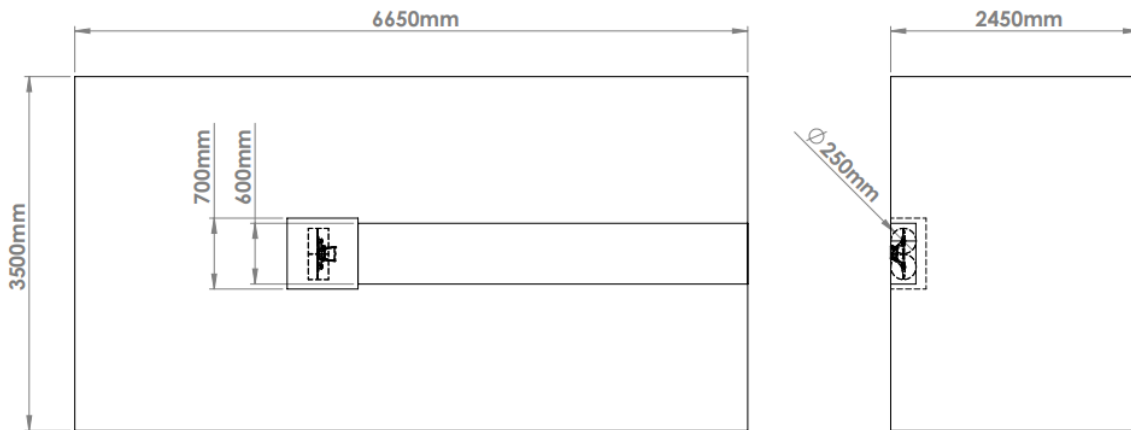


Figura 4.9: Dimensiones túnel de viento virtual para caso dron completo.

#### 4.4.3. Estrategia de mallado de capa límite

Como se ha visto en el Capítulo 2, la capa prismática debe ser capaz de capturar todos los fenómenos que ocurran en la capa límite, como la burbuja de recirculación que se generará en las proximidades del borde de ataque de la pala. La generación de esta burbuja variará dependiendo de la posición radial de la pala y el ángulo de ataque relativo que esta tenga con el flujo debido a la torsión geométrica de la misma. Con el incremento del ángulo de ataque se moverá hacia regiones de mayor curvatura del perfil, provocando que la adherencia sobre la capa límite sea más difícil. A pesar de esto, como durante los estudios la hélice se mantendrá fija, la burbuja de recirculación no debería volverse demasiado preocupante pero aun así es necesario asegurarse de que la capa límite tiene un mallado correcto para asegurar la convergencia de la simulación.

Se ha escogido para estas simulaciones un valor de  $y^+$  en la zona viscosa, por lo que habrá que refinar el mallado iterando sucesivamente hasta dar con una distancia normalizada de la primera celda  $y^+ \approx 1$ . La estrategia utilizada para dar con un primer orden de magnitud con el que empezar el proceso iterativo ha sido el siguiente [22]:

1. Definir la **longitud característica** como la cuerda del perfil al 75 % de la pala, conociendo el rango de velocidades de entrada y velocidades de rotación dadas por  $J$  y  $\Omega$  se puede calcular un promedio de velocidades.
2. Calcular el **número de Reynolds** al 75 % de la pala:

$$Re = \frac{\rho \cdot (0.75R \cdot \Omega)c_{0.75R}}{\mu} \quad (4.1)$$

3. **Skin friction coefficient ( $C_f$ ):** dependiente del número de Reynolds, se calcula mediante la siguiente aproximación empírica.

$$C_f \approx 0.0576Re_d^{-\frac{1}{5}} \quad (4.2)$$

4. **Esfuerzo cortante en la pared ( $\tau_w$ ):** fuerza generada por la interacción del fluido con una superficie, se aplica de forma tangencial a la pared.

$$\tau_w = \frac{1}{2}\rho V_\infty^2 C_f \quad (4.3)$$

5. **Velocidad de fricción ( $U^*$ ):** velocidad característica en la superficie.

$$U^* = \sqrt{\frac{\tau_w}{\rho}} \quad (4.4)$$

6. **Espesor de la primera celda ( $\Delta S$ ):** cuyo valor depende del valor  $y^+$  objetivo, 1 en este caso:

$$\Delta U^* = \sqrt{\frac{\mu}{U^* \rho}} \quad (4.5)$$

7. **Espesor de la capa límite ( $\sigma$ ):** distancia desde la pared hasta el punto donde la velocidad sea un 99 % de la velocidad del flujo libre.

$$\sigma = \frac{\mu}{\rho V_\infty} \left(\frac{6}{50} Re\right)^{\frac{6}{7}} \quad (4.6)$$

8. **Número de capas (N):** dependiente del valor total del espesor de capa límite, de la distancia al centroide de la primera celda y del *stretching ratio*, que se refiere a la relación de deformación entre una celda y la contigua, y se fijará en 1.3

Esta estrategia sigue la teoría de la placa plana simplificada de Prandtl si el flujo fuera turbulento y calcula la capa límite laminar a partir de la solución de Blasius para la placa. Para el caso del fuselaje se han seguido los mismos pasos pero sustituyendo la longitud característica como el diámetro del círculo circunscrito en el plano de los rotores.

Claramente, la pala de la hélice no es una placa plana, de ahí la mención anterior de seguir un proceso iterativo en el que se ajustarán estos primeros valores modificando el número de capas y el espesor de la capa límite hasta conseguir un para conseguir un mallado correcto en la capa límite que no aumente demasiado el número de celdas. La Tabla 4.6 recoge los valores finales de estos parámetros para los casos de la hélice aislada y la caracterización del fuselaje.

Iteración	$Re$	$C_f$	$\tau_w$	$U^*$	$\Delta S$	$\sigma$	N
Hélice	51394	0.0065	15.22	3.52	$5 \cdot 10^{-5}$	$2.5 \cdot 10^{-4}$	7
Fuselaje	$3.92 \cdot 10^8$	2.547	1.441	$5.999 \cdot 10^{-4}$	$\Delta S$	$1.8 \cdot 10^{-3}$	8

Tabla 4.6: Variables para el cálculo de la capa límite.

Por similitud, el caso de interferencia entre hélices y la caracterización del dron completo compararán parámetros de mallado de capa límite con el caso de la hélice aislada.

Para comprobar finalmente que la capa límite obtenida entra dentro de los límites de  $y^+$  deseados, se han graficado unos histogramas para cada caso que representan el área de superficie para cada  $y^+$ .

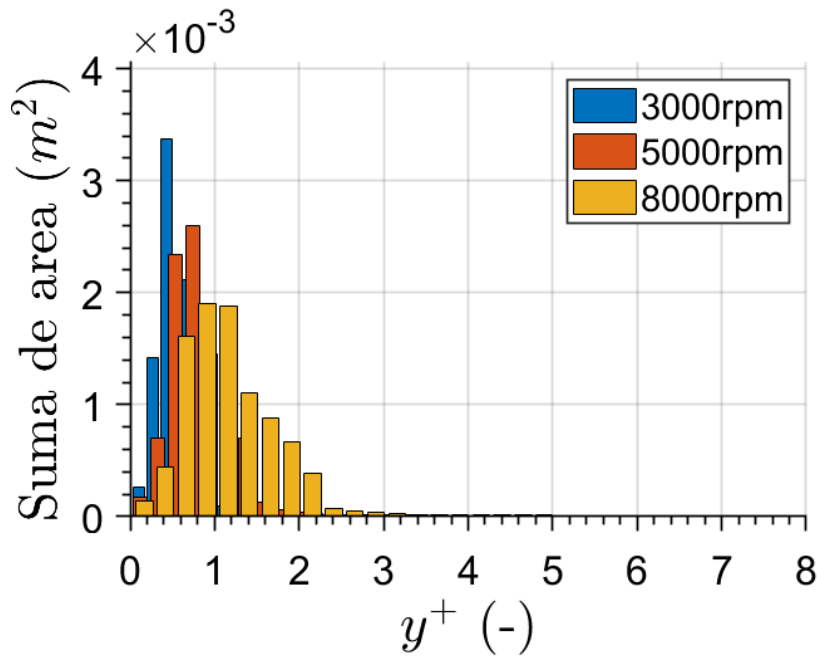
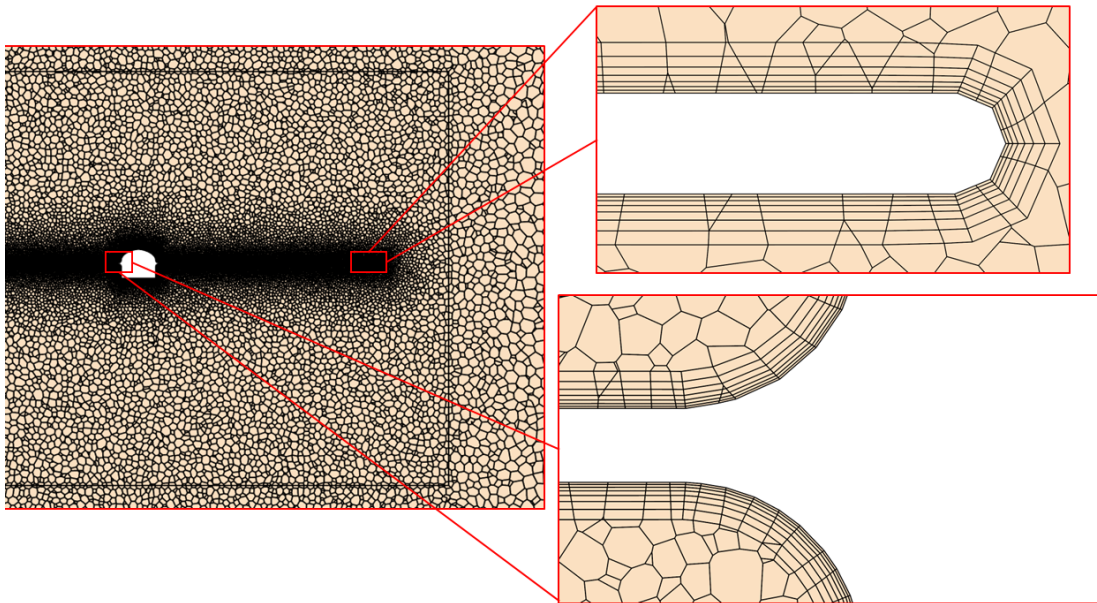


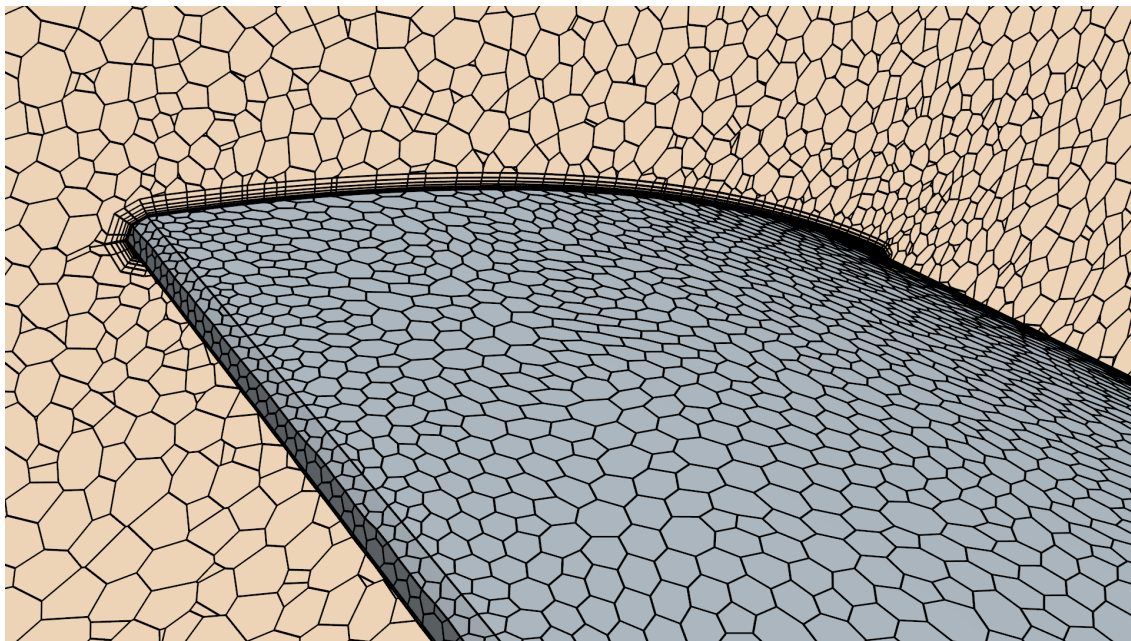
Figura 4.10: Histograma del valor de  $y^+$  en función de la superficie de la hélice para varias velocidades de rotación

La Figura 4.10 representa el valor de  $y^+$  para la superficie de la hélice a varias velocidades de rotación. La dispersión de los valores tiene cierto sentido debido a que se ha calculado utilizando la cuerda al 75 % del radio de la pala, cuerda que no es constante. Como todos los valores entran dentro de la subcapa viscosa se dará por válido

Las Figuras 4.11 y 4.12 muestran detalles del mallado de la capa límite sobre la hélice del dron; tanto en la superficie de la pala como en la punta y el encastre.



*Figura 4.11: Detalle de mallado de capa límite sobre el encastre y la punta de la hélice.*



*Figura 4.12: Detalle de mallado de capa límite sobre el extradós de la pala de la hélice.*

Seguidamente, la Figura 4.13 muestra el histograma  $y^+$  sobre la superficie del fuselaje; que al igual que en el caso anterior, presenta una gran dispersión por la diferencia de tamaño entre sus elementos al aproximar mediante el diámetro característico. Todos sus valores entran dentro del rango requerido, validando así la aproximación.

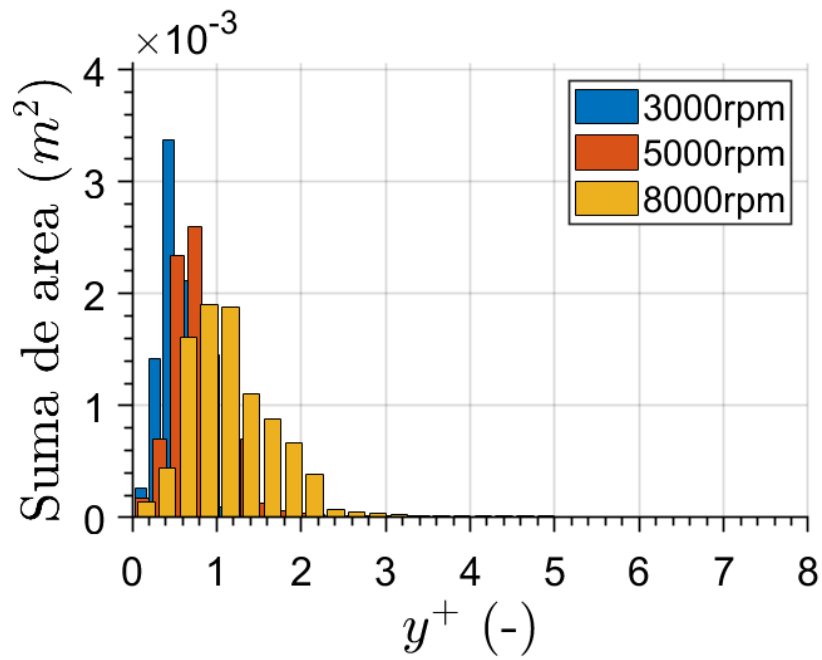


Figura 4.13: Histograma del valor de  $y^+$  en función de la superficie del fuselaje para varios regímenes de vuelo

Por último, la Figura 4.14 muestra un detalle de la capa límite sobre la superficie del dron:

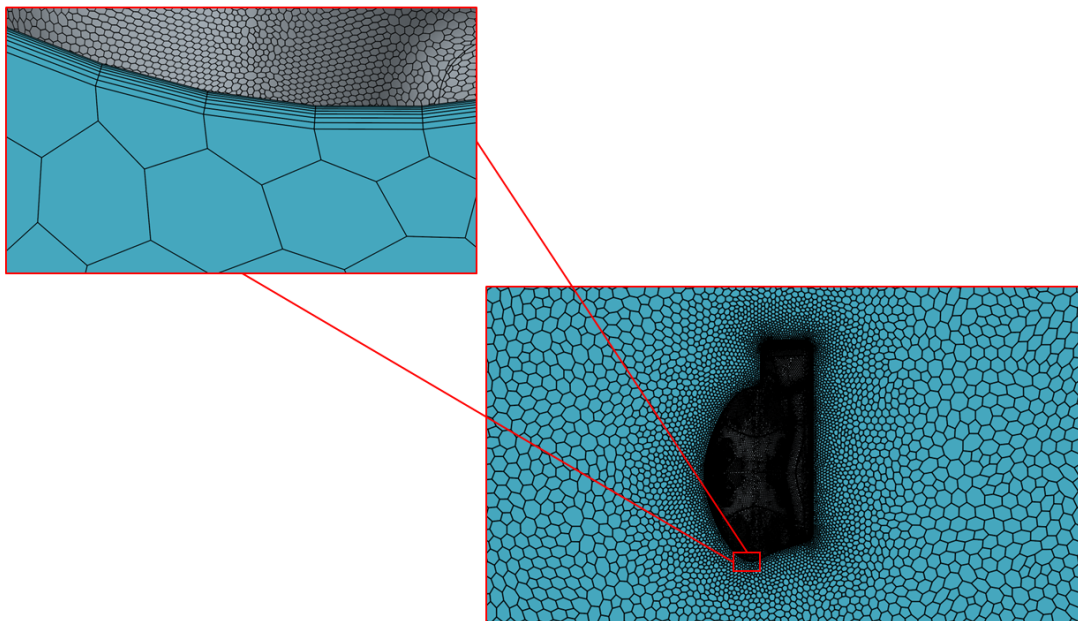


Figura 4.14: Detalle de mallado de capa límite sobre la superficie del dron.

#### 4.4.4. Mallado

En esta sección se definirá el proceso general seguido para la creación de las mallas para los distintos casos de estudio.

El objetivo es crear unas mallas lo más optimizadas posibles que tengan un adecuado compromiso entre precisión y coste computacional. Esto es debido al gran volumen de simulaciones que se ha de realizar, para lo que se necesitan mallas que den resultados lo suficientemente precisos en relativamente poco tiempo.

Las mallas preliminares se configuraran utilizando la herramienta *Automated Mesh* del *software* STAR-CCM+. La herramienta permite realizar un mallado general automático en la que introduciendo algunos parámetros se llevará a cabo la discretización del dominio a partir de estos. Para realizar las distintas mallas se ha escogido la opción de malla no estructurada poliédrica, utilizando la opción *Polyhedral Mesher*, con esto se conseguirá que la malla permita adaptarse de la mejor forma posible a las geometrías utilizadas. Se escoge además las opciones *Prism Layer Mesher*, para encerrar la capa límite alrededor de las paredes de los cuerpos geométricos en una capa prismática, y el *Surface Remesher* para asegurar que la malla volumétrica se genera correctamente a partir de la geometría.

Se explican a continuación los parámetros de mallado automático de STAR-CCM+ y sus modificaciones para los casos de estudio:

- **Base size:** define el tamaño base de la malla, el resto de parámetros de mallado automático y los controles de superficie y volumétricos quedarán definidos en porcentaje a este. Varía dependiendo del caso y el tamaño de malla que se quiera conseguir para este.
- **Minimum Surface Size:** mínimo tamaño posible de una celda. Se ha escogido un 10 % del tamaño del *Base size* o del 1 % para las simulaciones de hélices.
- **Target Surface Size:** tamaño base de la malla. Se escoge un 100 % del *Base size*.
- **Surface Growth Rate:** define la relación de tamaño entre dos celdas conectadas. En caso de ser mayor que 1, la superficie de las celdas aumentará progresivamente. Se fija en *Slow*, para evitar obtener celdas con cambios bruscos de tamaño.
- **Number of Prism Layer:** es el número de capas prismáticas que tiene la capa límite. Se escogerá un valor distinto dependiendo del caso a realizar como se ha mencionado en la sección del mallado de la capa límite.
- **Prism Layer Stretching:** relación de deformación entre una celda y la contigua. Se fija en 1.3 para que no existan grandes saltos entre celda y celda.
- **Prism Layer Total Thickness:** espesor de la capa límite. Se establece siguiendo la estrategia comentada en la sección anterior para cada caso.
- **Volume Growth Rate:** transición del tamaño de celda desde los límites del dominio hasta el cuerpo. Se ha escogio un valor de 1.1



- **Maximum Tet Size:** tamaño máximo que pueden alcanzar las celdas de la malla.

En la Tabla 4.7 se muestra un resumen de los parámetros de mallado automático para las distintas simulaciones con los porcentajes el base size definidos anteriormente.

Parámetros de malla	Hélices	Tándem	Fuselaje	Dron
Base Size	1 m	1.5 m	6 m	3 m
Minimum Surface Size	0.01	0.015	0.6	0.3
Target Surface Size	1	1.5	6	3
Surface Growth Rate	<i>Slow</i>	<i>Slow</i>	<i>Slow</i>	<i>Slow</i>
Number of Prism Layer	7	7	8	7
Prism Layer Stretching	1.3	1.3	1.3	1.3
Prism Layer Total Thickness	$2.5 \cdot 10^{-4} \text{m}$	$2.5 \cdot 10^{-4} \text{m}$	$1.8 \cdot 10^{-3} \text{m}$	$2.5 \cdot 10^{-4} \text{m}$
Volume Growth Rate	1.1	1.05	1.1	1.1
Maximum Tet Size	1	1.5	6	3

Tabla 4.7: Resumen parámetros de mallado automático escogidos para cada caso.

Además, dependiendo de la configuración del caso de estudio, se añadirán además distintos controles sobre superficies o volúmenes para poder refinar la malla alrededor de las regiones rotatorias.

A continuación, las Figuras 4.15 a 4.21 muestran algunos ejemplos del resultado del mallado de los distintos casos.

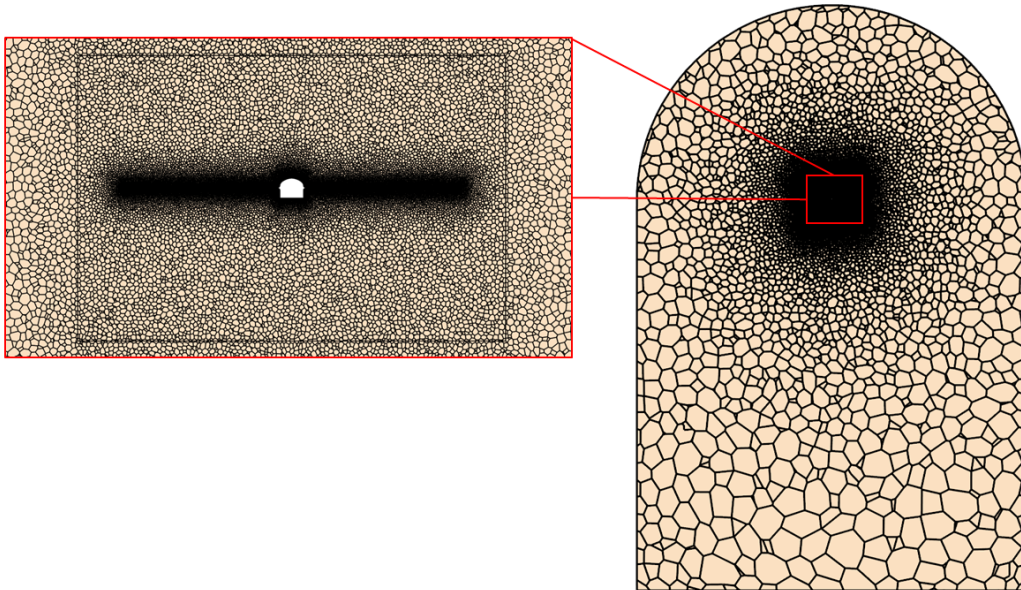
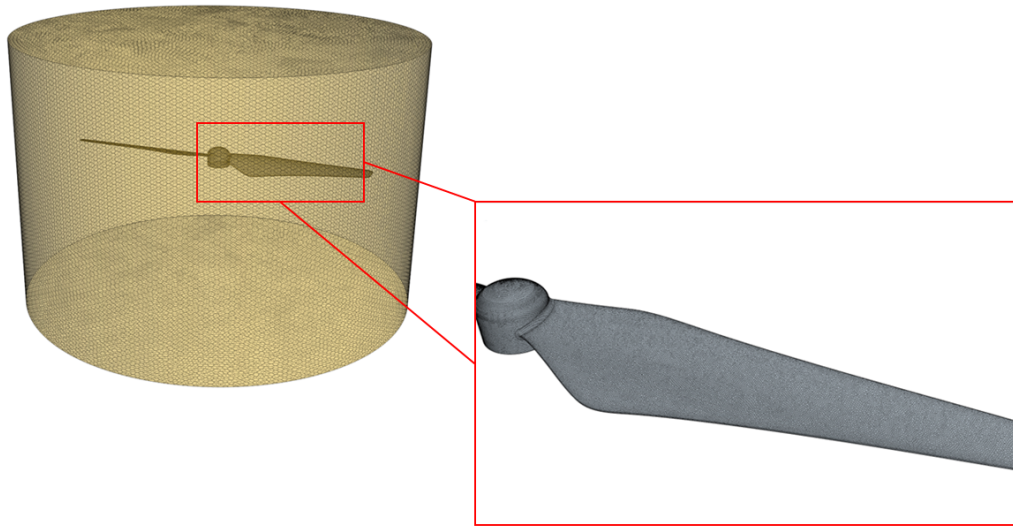
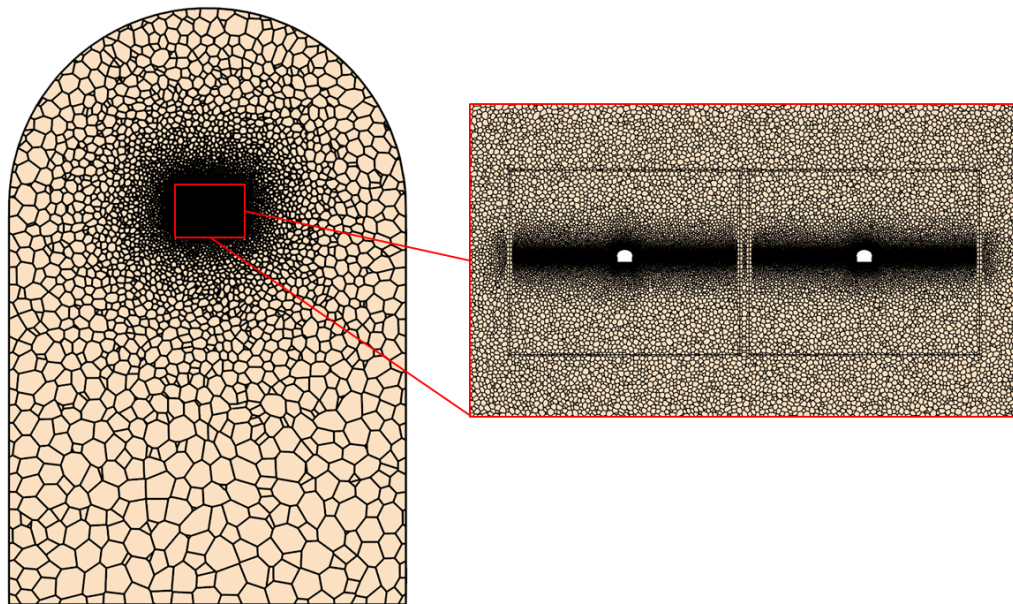


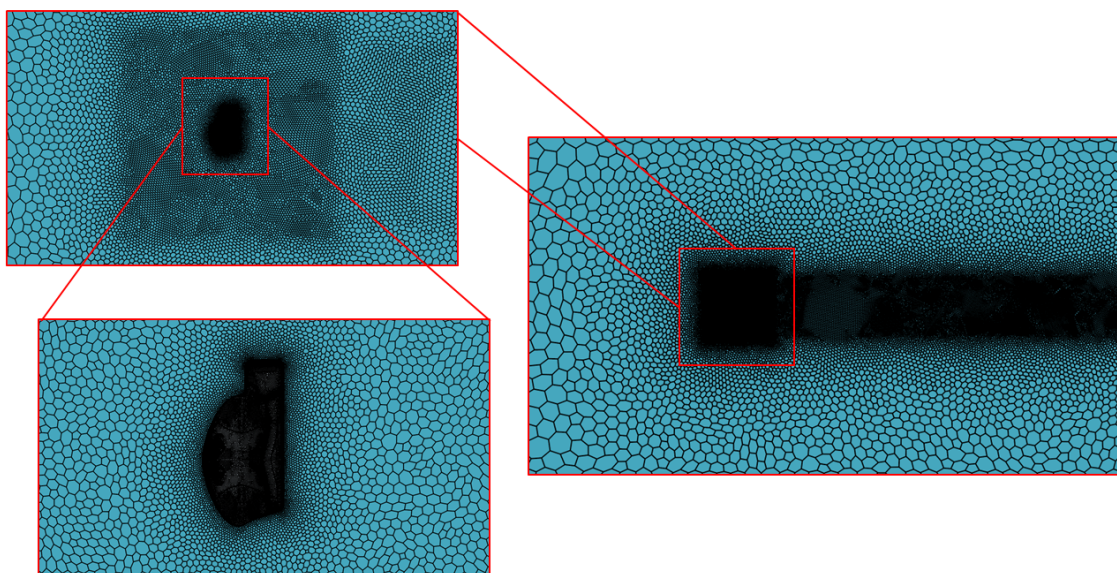
Figura 4.15: Mallado del dominio fluido sobre un corte transversal al plano de la hélice con ampliación en dominio rotatorio.



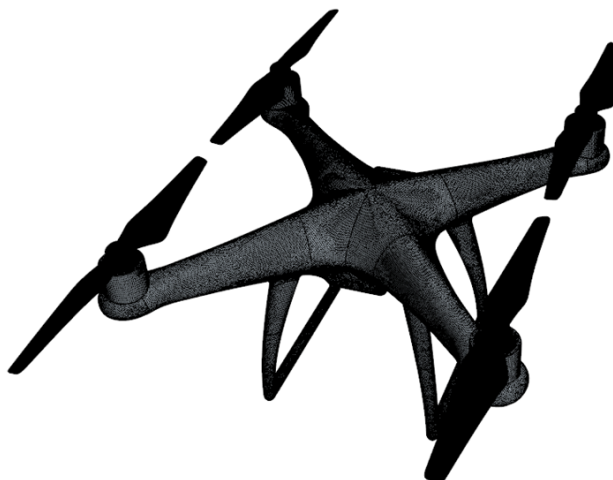
*Figura 4.16: Mallado superficial sobre dominio rotatorio y sobre la pala.*



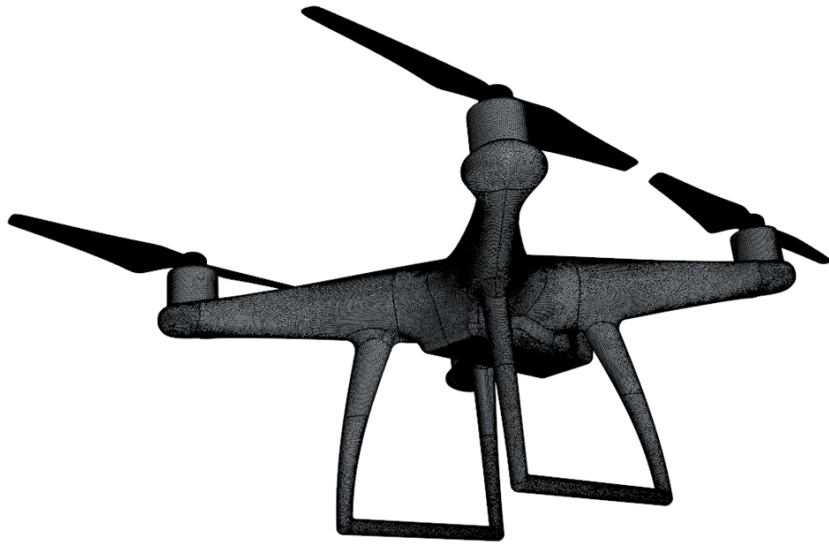
*Figura 4.17: Mallado del dominio fluido sobre un corte transversal al plano de las hélices con ampliación en dominios rotatorios.*



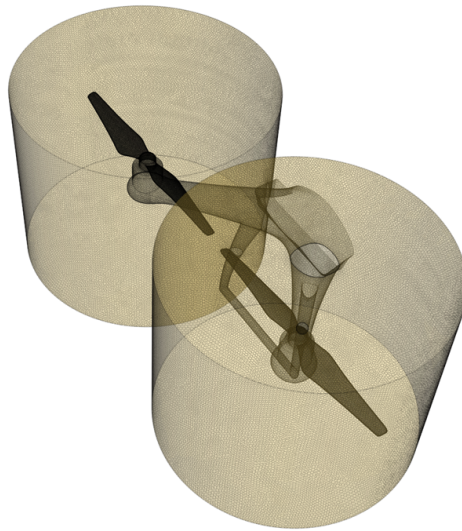
*Figura 4.18: Detalle del mallado del túnel de viento virtual en el plano de simetría longitudinal.*



*Figura 4.19: Vista isométrica superior del mallado sobre la superficie del Quadrotor, desdoble del plano de simetría.*



*Figura 4.20: Vista isométrica inferior del mallado sobre la superficie del Quadrotor, desdoble del plano de simetría.*



*Figura 4.21: Vista isométrica superior del mallado superficial sobre los dominios rotatorios del Quadrotor.*

Por último, mencionar que el mallado del disco virtual se realiza con los mismos parámetros que el caso del fuselaje, añadiendo únicamente un control volumétrico adicional perpendicular al plano normal de los discos. La Figura 4.22 muestra el mallado de la superficie de los discos.

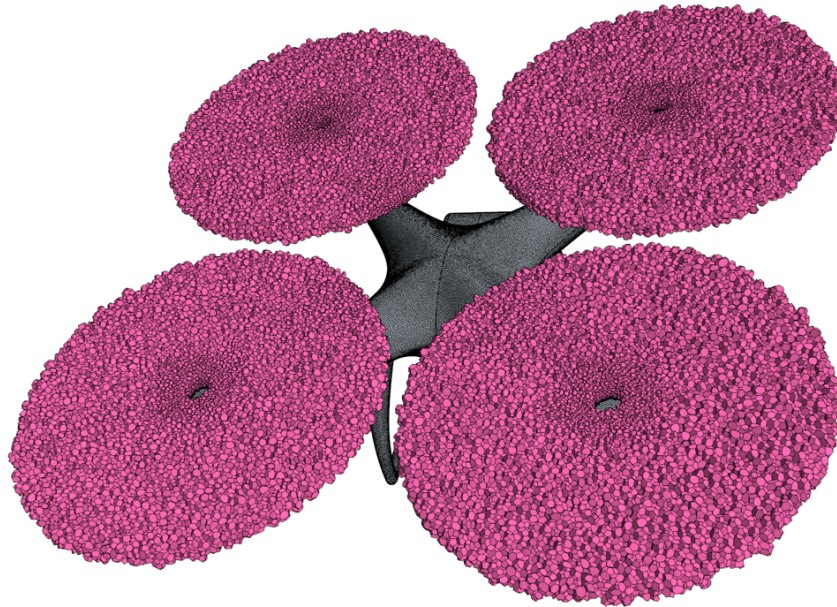


Figura 4.22: Vista isométrica superior del mallado del caso del disco virtual, desdoble del plano de simetría.

#### 4.4.5. Estudio de independencia de malla

Para comprobar que los resultados no se vean alterados por un incorrecto tamaño de malla, se han realizado dos estudios de independencia de malla, uno para el caso de la hélice aislada y otro para la caracterización del fuselaje. Como se ha mencionado anteriormente; los casos de hélice aislada, interferencia y Quadrotor completo comparten los mismos parámetros de mallado, por lo que asegurando la independencia del primer caso, se darán por válido el resto.

La metodología para asegurar la independencia de malla será la siguiente:

- Ejecutar una **primera simulación** hasta convergencia con un tamaño de malla arbitrario. En este caso para la hélice se ha escogido un tamaño de 5m y para el fuselaje de 10m.
- Una vez alcanzada la convergencia, **se variará el valor del *base size*** por lo que la siguiente malla tendrá celdas más finas en todo el dominio al estar todos los parámetros escalados por esta.
- Se escoge un **parámetro relevante**, por ejemplo el  $C_T$  de la hélice y el  $C_D$  del fuselaje, y se calcula la diferencia entre resultados sucesivos.

Las Tablas 4.8 y 4.9 recogen los resultados del estudio de independencia de malla para los dos casos.

Base size(m)	Nºceldas	Tiempo	$C_T$	Diferencia (%)
0.8	$4.82 \cdot 10^6$	6(h)	1.285	0.46
1	$3.12 \cdot 10^6$	2h	1.291	4.36
3	$5.17 \cdot 10^5$	55min	1.237	1.19
5	$3.08 \cdot 10^5$	30min	1.252	(-)
10	$1.65 \cdot 10^5$	16min	1.201	4.07

Tabla 4.8: Resumen de los resultados de la independencia de malla para distintos tamaños de celda en el estudio de la hélice aislada.

Base size(m)	Nºceldas	Tiempo	$C_D$	Diferencia (%)
2	$2.60 \cdot 10^6$	8(h)	1.207	2.56
3	$1.35 \cdot 10^6$	4h	1.1708	2.5
6	$5.04 \cdot 10^5$	1h	1.200	0.84
8	$3.42 \cdot 10^5$	40horas	1.191	2.45
10	$2.49 \cdot 10^5$	28min	1.225	(-)
15	$1.41 \cdot 10^5$	28min	1.264	3.27

Tabla 4.9: Resumen de los resultados de la independencia de malla para distintos tamaños de celda en el estudio del fuselaje.

Después de examinar los datos anteriores, se ha seleccionado un *base size* de 1m para la hélice y 6m para el fuselaje. Aunque se podría haber continuado el proceso y obtener una malla más fina, con menor diferencia entre resultados, se ha optado por estos tamaños de celda para obtener un compromiso entre precisión de la solución y tiempo de simulación. Esto es debido a la necesidad de obtener resultados en un tiempo adecuado debido al elevado número de casos a simular.

## 4.5. Configuración de las simulaciones

Se definen en esta sección los pasos previos antes de lanzar la simulación, como son la elección de las condiciones de contorno, las propiedades del fluido y los distintos modelos físicos aplicados.

### 4.5.1. Condiciones de contorno

Se elegirán entre el amplio abanico ofrecido por STAR-CCM+ las condiciones de contorno, es decir, los valores que toman los dominios en sus límites. Cada uno de estos valores pertenecerá a una región y se les asignará una condición determinada.

Para los casos de hélice aislada e interferencia entre hélices se escogerán las siguientes condiciones de contorno (Figura 4.23).

- Sobre el **dominio externo**:
  - **Entrada del flujo**: se aplicará un *Velocity Inlet*, especificando la dirección por componentes de la velocidad y su modulo para cada simulación.
  - **Cilindro exterior**: se aplica un *Velocity Inlet* al que la velocidad llegará perpendicularmente.
  - **Cilindro/s interior/es**: se trata de una *Interface* de tipo *Internal Interface Boundary* con el dominio/s rotativo.
  - **Salida de flujo**: se escoge *Pressure Outlet*.
- Sobre el/los **dominio/s rotativos**:
  - **Hélices**: condición de contorno de pared, *Wall*. Se aplica la condición de no deslizamiento.
  - **Límites del dominio**: como en dominio externo es una *Interface* de tipo *Internal Interface Boundary*.

Para los casos que utilizan como dominio externo el tunel de viento virtual, la selección general de condiciones de contorno es la misma que la listada antes, pero en las paredes exteriores se establece la condición de *Symmetry*. De esta manera, se elimina el gradiente de velocidades en dirección normal a la pared, lo que convierte esta superficie en una pared sin deslizamiento. La Figura 4.24 detalla las condiciones de contorno utilizadas en cada región del dominio del túnel de viento virtual

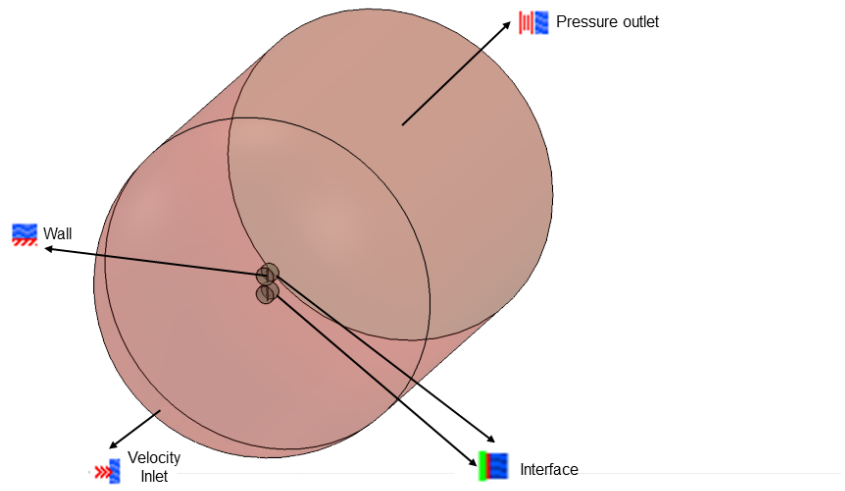


Figura 4.23: Condiciones de contorno para el dominio en forma de bala en los casos de hélice aislada e interferencia entre hélices.

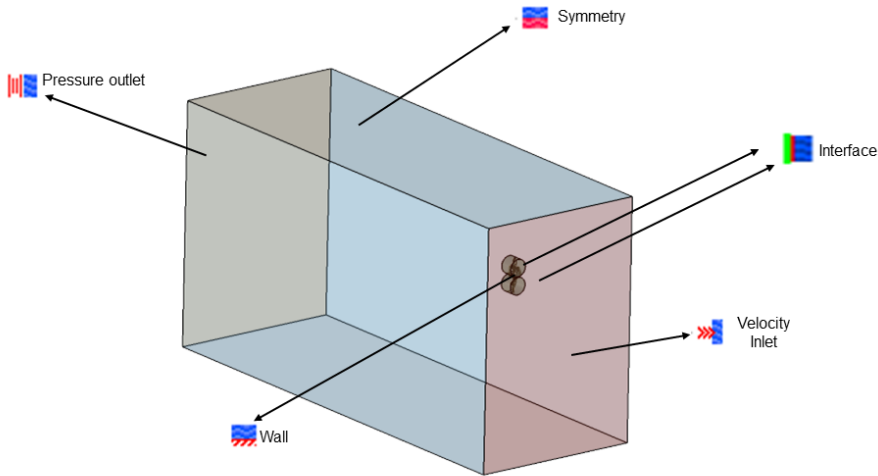


Figura 4.24: Condiciones de contorno para el túnel de viento virtual en el caso del fuselaje y el Quadrotor.



## 4.5.2. Propiedades del fluido

Todas las simulaciones se realizarán suponiendo vuelo a nivel del mar. Para determinar las propiedades del fluido, en este caso aire, se tomarán los valores de referencia de la atmósfera ISA estándar para dicha altitud mostrados en la Tabla 4.10.

Parámetro	Valor	Unidades
Presión	101325	Pa
Temperatura	300	K
Densidad	1.225	kg/m <sup>3</sup>
Velocidad del sonido	344	m/s
Viscosidad dinámica	$2.934 \cdot 10^{-5}$	Pa
Viscosidad cinemática	$4.765 \cdot 10^{-5}$	Pa

Tabla 4.10: Parámetros de la atmósfera ISA estándar a nivel del mar.

## 4.5.3. Modelos físicos

La selección de modelos físicos para los casos estacionarios se muestra en la Tabla 4.11

Física	Modelo
<i>Space</i>	3D
<i>Time</i>	<i>Steady</i>
<i>Material</i>	Gas
<i>Flow</i>	<i>Coupled Flow</i>
<i>Equation of state</i>	Gas ideal
<i>Viscous regime</i>	Turbulento
<i>Modelo RANS</i>	$k - \omega$ SST
<i>Equation of state</i>	Gas ideal

Tabla 4.11: Selección de modelos físicos para simulaciones estacionarias.

Para los estudios de influencia de fenómenos no estacionarios, simplemente se cambiará la selección de *Time* a *Implicit Unsteady* con *solver* de 2ºorden. Es necesario escoger un paso temporal adecuado que permita captar estos fenómenos durante las simulaciones. Desde un punto de vista físico, *time step* indica la unidad temporal más pequeña que se desea resolver durante la simulación.

Si una estructura del flujo como puede ser la vorticidad no se verá representada en la simulación, si su variación es más rápida que el *time step* seleccionado. El *time step* característico del problema depende de una serie de factores que incluyen el tamaño de geometría, las condiciones de contorno y las características del flujo.

Para los estudios no estacionarios sobre las hélices, suponiendo que una velocidad de rotación constante de 5000 rpm, se dará una revolución cada 12 ms, si se quiere que la pala barra 1° por cada *time step*, se obtendrá que su valor debe ser de  $3.333 \cdot 10^{-5}$ .

Mencionar que la especificación del movimiento de rotación se realiza de manera similar para la física estacionaria y no estacionaria.

1. Se crean **sistemas de coordenadas locales** referentes al *Laboratory Reference Frame* normales al plano de la/s hélices y centrados respecto a ellas.
2. Para estudios **estacionarios** se impondrá una velocidad angular de rotación a los sistemas de coordenadas locales.
3. Para los **no estacionarios** se creará una especificación de movimiento rotatorio en esos sistemas de referencia respecto al *Laboratory Reference Frame*.
4. Se escoge un marco de referencia **MRF** en la región/es rotatoria/s para estudios estacionarios. Para estudios no estacionarios se impone un movimiento **RBM** sobre ellas.

Además, para el estudio final de sustitución del movimiento rotatorio de las hélices por discos actuadores, se escogerá también el modelo físico adicional de *Virtual disk*, que se puede resolver tanto de manera estacionaria como no estacionaria [31]. En este trabajo se ha resuelto de manera estacionaria y mediante dos métodos propios distintos que dispone STAR-CCM+ para caracterizar los discos: Body Force Propeller Method (BFP) y Blade Element Method (TEP)

#### 1. **Body Force Propeller Method:**

Este método utiliza las curvas de coeficientes de empuje, momento y rendimiento característicos en función del ratio de avance y para distintas velocidades de rotación. Se han obtenido mediante el primer estudio de una hélice aislada. Utilizando estas curvas computa las fuerzas aerodinámicas actuantes sobre las hélices en lugar de utilizar su geometría y resuelve las ecuaciones de Navier-Stokes introduciendo estas fuerzas como términos de fuerza resultante sobre el cuerpo.

Es muy utilizado en el estudio de hélices navales de paso fijo [32].

#### 2. **Blade Element Method:**

El segundo método utiliza la teoría del elemento de pala descrita en el Capítulo 2 para calcular la distribución radial de fuerzas empuje y momento sobre las palas y obtener así la resultante de la hélice.

Para ello habrá que introducir en la simulación de STAR-CCM+ la distribución radial a lo largo de la pala de diversos parámetros para cada perfil aerodinámico que la conforme. Estos parámetros serán:

- **Distribución radial de coeficientes de sustentación y resistencia de los perfil** en función del ángulo de ataque y para un rango de número de Mach o Reynolds
- **Distribución radial de cuerda de los distintos perfiles**

### ■ Distribución radial de torsión de los distintos perfiles

Para poder obtener estas distribuciones se ha realizado una revisión bibliográfica exhaustiva, obteniendo la distribución radial de perfiles aerodinámicos de la pala del DJI *Phantom 3* en un *report* técnico de la NASA referente a las pruebas en túnel de viento de diversos drones multicopteros [33], entre los que se incluye el dron modelado en este trabajo. La distribución radial recogida de este estudio está presentada en el Apéndice A. A modo de ejemplo, la Figura 4.25 muestra el perfil aerodinámico de la hélice para su primera posición radial.

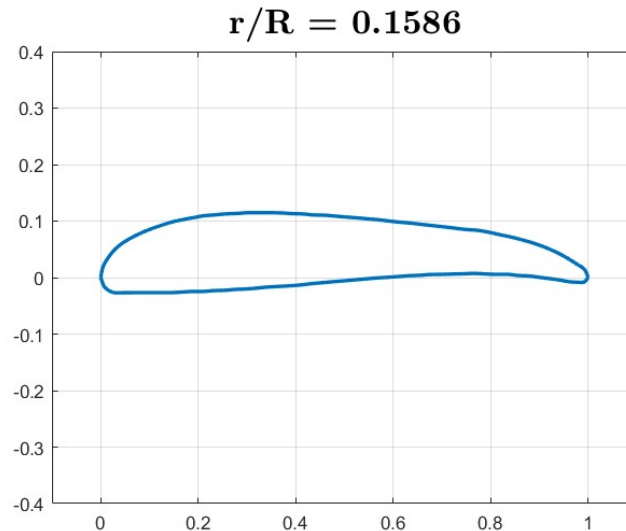


Figura 4.25: Perfil aerodinámico para la primera posición de la distribución radial de la pala de una hélice del DJI *Phantom 3*.

De esta manera, se han obtenido dos de las distribuciones a introducir en STAR-CCM+ para caracterizar el disco mediante este método, la de cuerda y torsión.

Para obtener la distribución de coeficientes aerodinámicos de la pala se realiza un análisis de perfiles aerodinámicos mediante el *software* JavaFoil. Se plantea el estudio en función del número de Reynolds para cada posición radial de la pala en todo su rango de velocidades de rotación y para un amplio rango de ángulos de ataque.

El *software* seleccionado para realizar este análisis, como se ha comentado, es JavaFoil que utiliza dos modelos como base del programa [14]:

- El **método del flujo potencial**: que utilizando las coordenadas de un perfil determinado, calcula la velocidad a través de su superficie asumiendo irrotacionalidad del flujo. De esta manera no se presentará vorticidad y las líneas de corriente coincidirán con la forma del perfil.
- El **análisis de capa límite**: estudia el intradós y extradós empezando desde el punto de remanso. El flujo se podrá dividir en dos campos: uno, donde se desprecian los efectos

viscosos y el flujo es completamente laminar y otro, donde estos efectos deberán ser tenidos en cuenta y se modelará la transición de flujo laminar-turbulento. Además, el programa cuenta con una serie de ecuaciones diferenciales para encontrar los parámetros de la capa límite dependiendo del ángulo de ataque del perfil, no siendo correcta la aproximación para ángulos de ataque elevados con separación de flujo. donde se deben tener en cuenta los efectos viscosos y habrá que tener en cuenta la transición de flujo laminar a turbulento

## 4.6. Convergencia y validación de resultados

Una vez lanzados los casos, se deben seguir unos adecuados criterios de convergencia para garantizar que la solución es correcta y el error despreciable. Para las diferentes simulaciones se han seguido los criterios de convergencia habituales de una simulación CFD. Estos son, a modo de resumen, la disminución y estabilización de los residuales frente al número de iteraciones y la convergencia de las variables de interés.

La Figura 4.26 muestra un ejemplo de ambos criterios de convergencia para una simulación de la hélice aislada a  $J = 0.4$  y  $\Omega = 5000\text{rpm}$ .

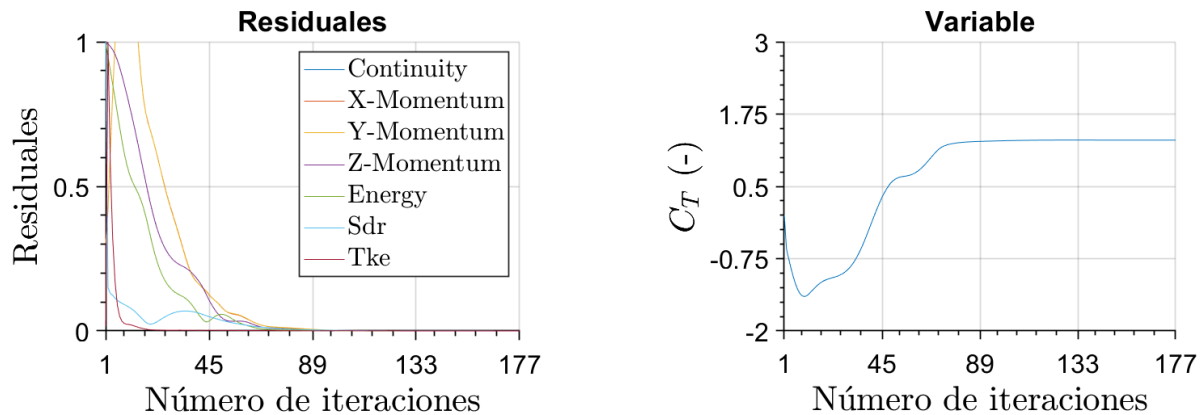


Figura 4.26: Ejemplo de criterios de convergencia seguidos durante la realización del trabajo: disminución de los residuales y convergencia de las variables de interés frente al número de iteraciones.

Los resultados obtenidos para los distintos casos se han validado en orden de magnitud con diversos estudios; tanto de estudios en túnel de viento [34] como simulaciones de distintos *software* CFD [35] [36].

# Capítulo 5

## Análisis de resultados

### 5.1. Curvas características de la hélice

Se presentan durante esta primera sección los resultados obtenidos del estudio paramétrico de la hélice aislada. Recordar que el objetivo de este estudio consistía en conseguir las curvas de los distintos coeficientes de la hélice, mediante la variación del ratio de avance para distintas velocidades de rotación.

La Figura 5.1 muestra las distintas curvas obtenidas durante el estudio. Atendiendo al marco teórico explicado durante el Capítulo 2, se puede apreciar que el resultado de las curvas es congruente con la teoría. Para bajos ratios de avance, la hélice verá aumentado su empuje para cada velocidad de rotación constante debido a los altos ángulos de ataque que presentará a lo largo de su envergadura.

Conforme se siga incrementando el ratio de avance, la componente de velocidad inducida disminuirá y se reducirán con ella los distintos ángulos de ataque de la pala, reduciendo paulatinamente el empuje hasta que llegue a ser nulo y posteriormente se invertirá.

La curva de momento de la hélice, de sentido negativo debido a que la hélice gira en sentido contrario a las agujas del reloj, disminuye conforme aumenta el ratio de avance en dirección opuesta a la rotación de la hélice. Tiene sentido debido a que el momento de la hélice depende del ángulo de ataque al igual que el empuje, luego para esta hélice su variación será similar.

La eficiencia máxima de la hélice se dará para  $J = 4$ . Para este punto, a pesar de no contar con el máximo empuje, la potencia se verá disminuida debido a la disminución del momento de rotación sobre la hélice, por lo que se encontrará para este ratio de avance el punto de equilibrio entre el empuje generado por la hélice y la potencia invertida en su rotación.

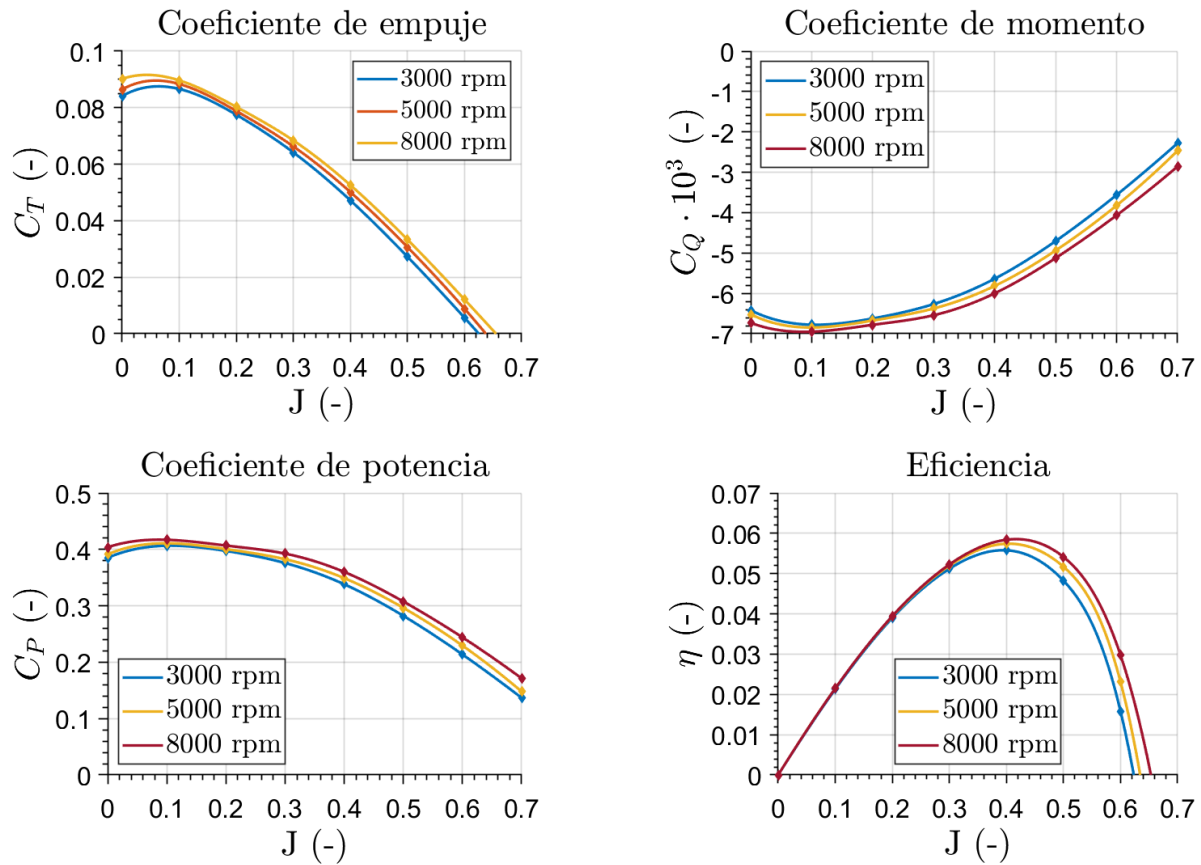


Figura 5.1: Curvas características de la hélice en función del ratio de avance para distintas velocidades angulares.

Además, como se puede apreciar en la Figura 5.1, los resultados de las curvas características se incrementan ligeramente dependiendo de la velocidad de rotación de la hélice, es decir, del número de Reynolds. Para visualizarlo de una mejor manera, la Figura 5.2 muestra los resultados de los coeficientes de la hélice en función del rango de velocidades de rotación permitidas por el motor. Los coeficientes aumentan muy gradualmente. Se podría asumir que la caracterización aerodinámica solo depende del ratio de avance y despreciar el número de Reynolds, asumiendo unas curvas características constantes para cada velocidad de rotación.

La Figura 5.3 muestra la distribución de velocidades sobre el perfil aerodinámico de la pala situado al 75 % del radio para distintas velocidades de rotación, donde se puede apreciar que sigue la distribución típica de velocidades sobre un perfil aerodinámico con una aceleración del fluido en el extradós y una deceleración en el intradós.

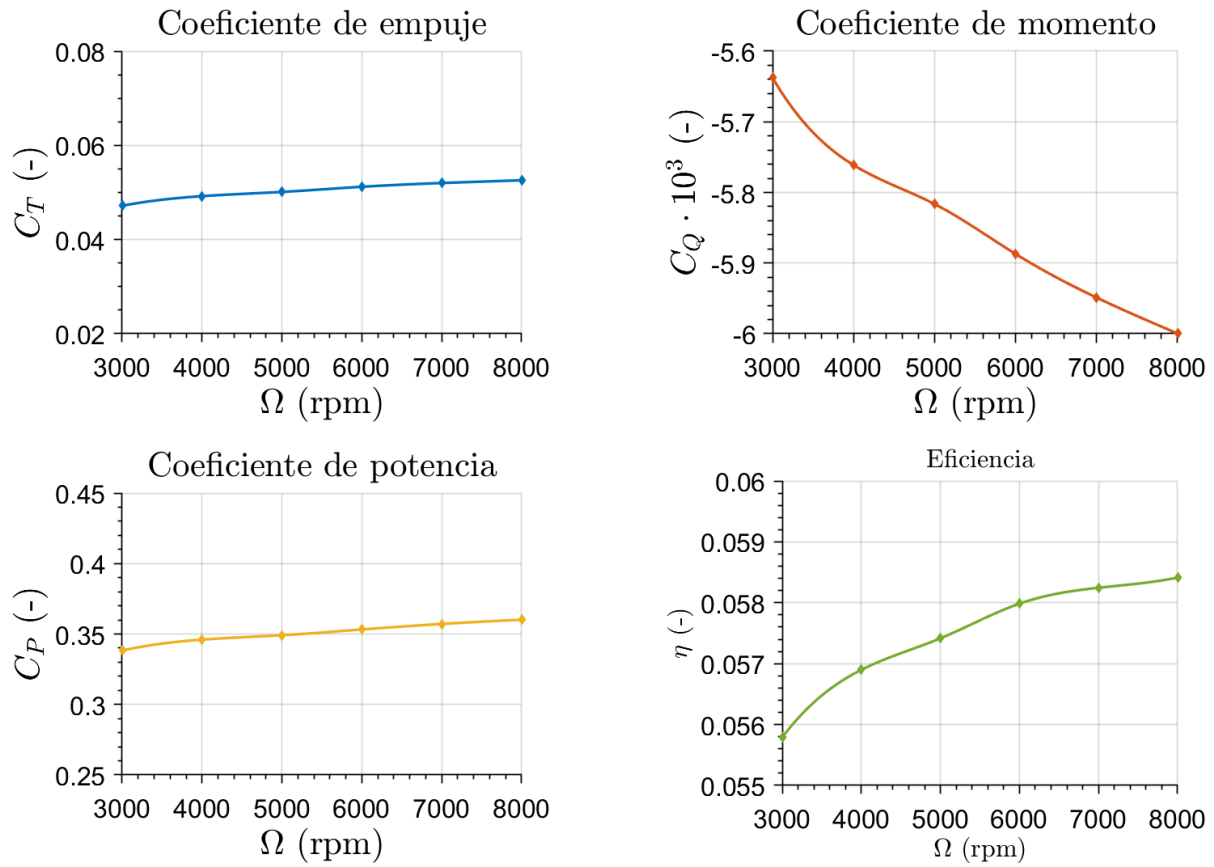


Figura 5.2: Curvas características de la hélice en función de la velocidad angular para un ratio de avance  $J = 0.4$  constante.

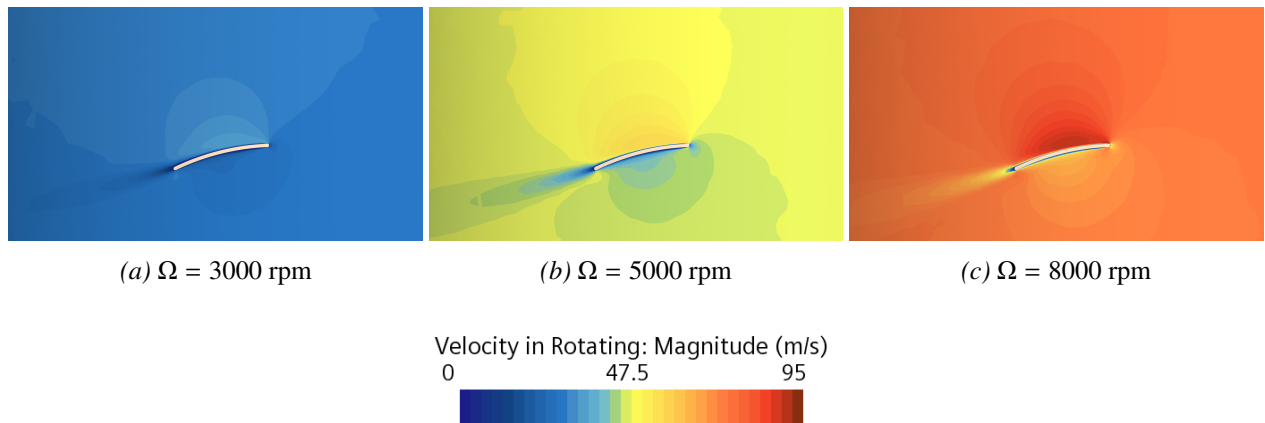


Figura 5.3: Distribución de velocidades sobre el perfil aerodinámico al 75% del radio de la pala para distintas velocidades de rotación de la hélice.

## 5.2. Resultados de la interferencia entre hélices

Para el caso planteado de estudio de interferencia al colocar dos hélices en el dominio fluido a la misma distancia que estarían colocadas en el dron se han obtenido los resultados de la Figura 5.1. En ella se comparan los coeficientes característicos de la hélice de las dos montadas en el mismo dominio, una girando en sentido contrario a las agujas del reloj (CCW) y otra en el sentido de las agujas del reloj (CW) frente a los resultados obtenidos en la sección anterior de la hélice aislada.

En ella se muestran las curvas obtenidas para la eficiencia máxima de la hélice, que como se vio en la sección anterior es  $J = 0.4$  y para distintos valores de velocidad de rotación.

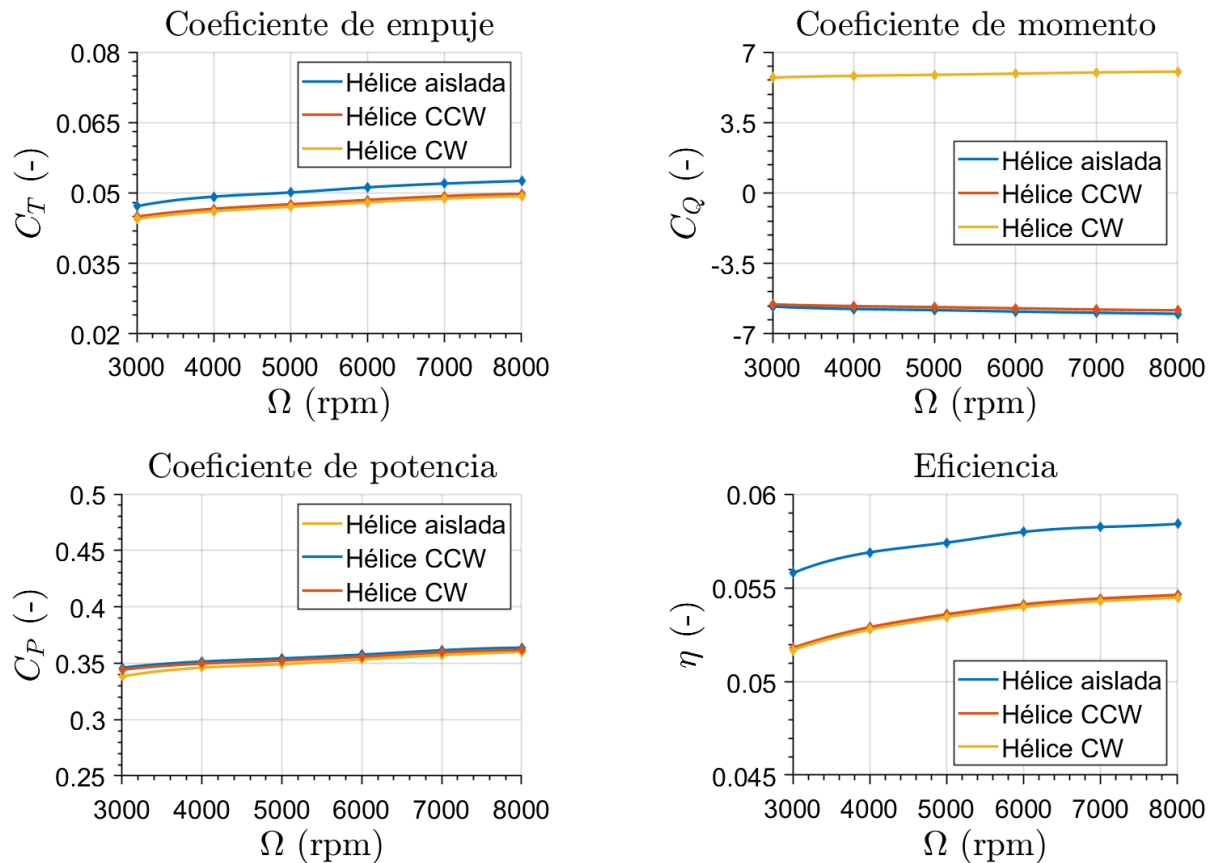


Figura 5.4: Comparación de las curvas obtenidas para cada hélice en el estudio de interferencia frente a la curva de una hélice aislada en función de la velocidad de rotación para  $J = 0.4$ .

A la vista de la Figura 5.17 se puede afirmar claramente que existe una disminución del empuje generado por ambas hélices y a consecuencia de la eficiencia. Como era de esperar, como las dos hélices se han simulado para el mismo régimen de velocidad de rotación para distinto sentido de giro, sus curvas coinciden, exceptuando las del momento que son de signo contrario.

Para poder cuantificar la diferencia entre los coeficientes de ambos estudios, la Tabla 5.1 muestra



los coeficientes obtenidos para ambos estudios comparando las hélices que giran al contrario de las agujas del reloj y su diferencia para  $\Omega = 5000\text{rpm}$  y  $J = 0.4$ .

Coeficiente	Hélice aislada	Dos hélices	Diferencia (%)
$C_T (-)$	0.0501	0.0471	-5.98
$C_Q (-)$	$-6.673 \cdot 10^{-3}$	$-5.868 \cdot 10^{-3}$	-12.06
$C_P (-)$	0.3491	0.3522	90.887
$\eta (-)$	0.0574	0.05403	5.871

Tabla 5.1: Efectos de la interferencia entre hélices para  $\Omega = 5000\text{rpm}$  y  $J = 0.4$ .

### 5.3. Coeficientes aerodinámicos del fuselaje

En cuanto al estudio del fuselaje aislado en varios regímenes de vuelo, se ha obtenido la evolución de coeficientes aerodinámicos frente a la variación del ángulo de ataque mostrada en la Figura 5.5.

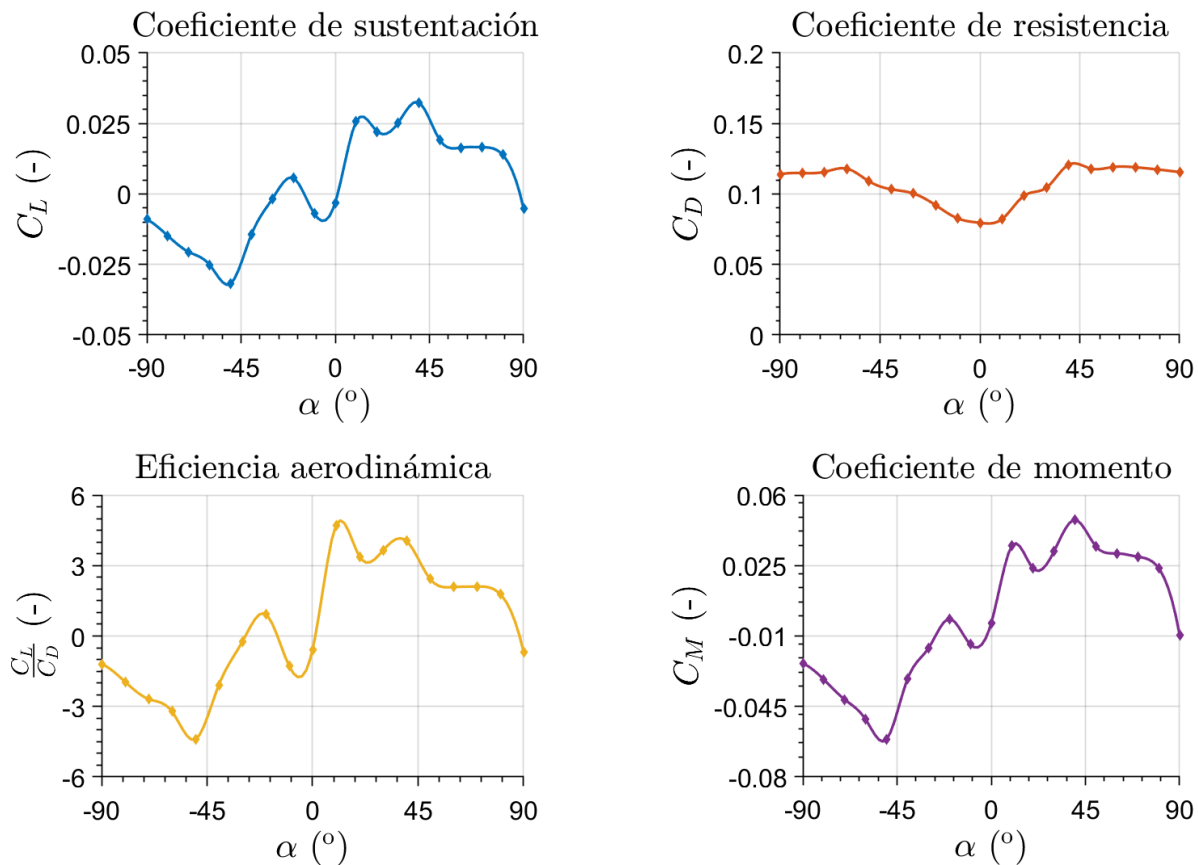


Figura 5.5: Evolución de coeficientes aerodinámicos del fuselaje en función del ángulo de ataque.

A la vista de estas curvas es difícil apreciar tendencias claras en cuanto a los coeficientes de sustentación y momento de cabeceo se refiere. El fuselaje del Quadrotor no está pensado para volar sin hélices y parece ser que tampoco como cuerpo aerodinámico, por lo que la única conclusión extraíble de este estudio será que todos los coeficientes aerodinámicos se podrán despreciar exceptuando el de resistencia que es de un orden de magnitud mayor y si parece tener una tendencia más clara.

La Figura 5.6 muestra los contornos de velocidades detrás del dron para diversos ángulos de ataque, donde se puede apreciar la estela que forma tras su paso. Sería interesante realizar la simulación con un modelo de turbulencia más detallado que fuese capaz de captar correctamente los fenómenos de la estela.

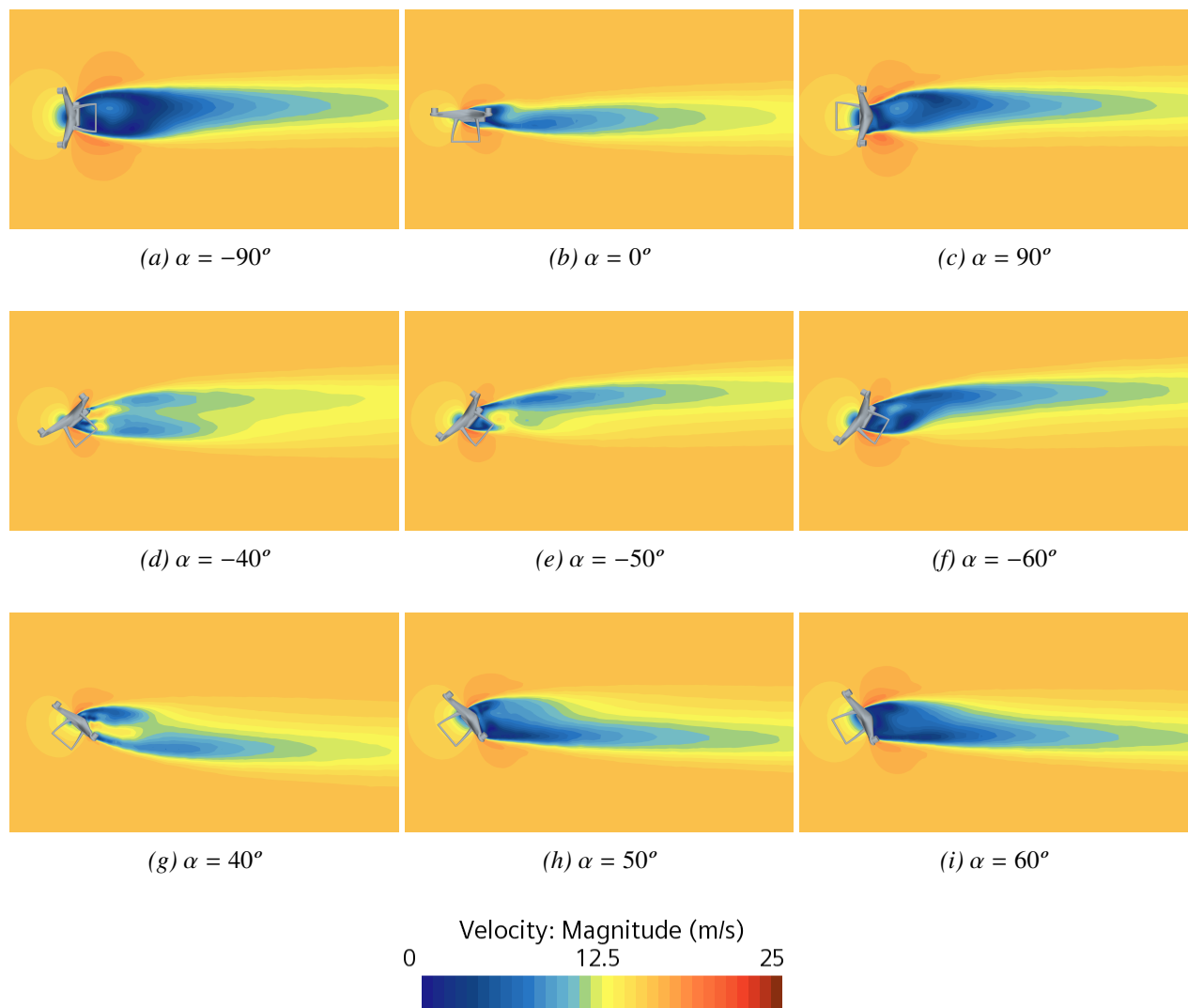


Figura 5.6: Contorno de velocidades alrededor de la estela del dron para varias configuraciones de vuelo y ángulos de ataque.

## 5.4. Resultados de la caracterización aerodinámica del Quadrotor

Se comparan ahora los coeficientes de empuje y potencia obtenidos del caso de interferencia entre hélices, añadiendo la presencia del fuselaje. Para ello se ha simulado el Quadrotor completo en vuelo de ascenso, es decir, con todas sus hélices girando a una velocidad de rotación constante de  $\Omega = 5000\text{rpm}$  y en su ratio de avance de máxima eficiencia  $J = 0,4$

Como en los casos anteriores se comparan los resultados de los coeficientes de la hélice que gira en sentido contrario a las agujas del reloj.

Coefficiente	Dos hélices	Quadrotor	Diferencia (%)
$C_T (-)$	0.0471	0.0316	-49.05
$C_Q (-)$	$-5.868 \cdot 10^{-3}$	$-4.59 \cdot 10^{-3}$	-1.782

Tabla 5.2: Comparación de coeficientes obtenidos para el Quadrotor completo frente al estudio de interferencia entre hélices para vuelo de ascenso.

Se puede comprobar mediante los valores presentados en la Tabla 5.2 que la influencia de la presencia del fuselaje en los coeficientes de la hélice es algo a tener en cuenta, ya que existe una diferencia entre coeficientes de empuje de casi el 50 %.

La Figura 5.9 muestra los contornos de velocidad alrededor del Quadrotor en vuelo de ascenso y en vuelo a punto fijo.

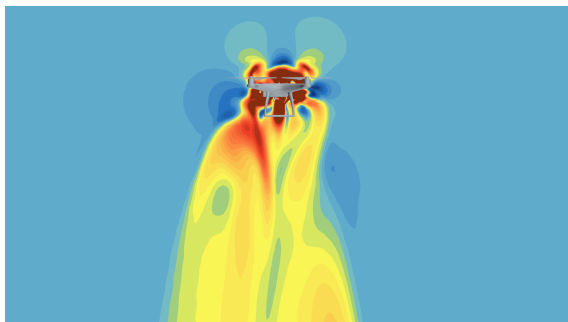


Figura 5.7:  $J = 0$  y  $\Omega = 5000\text{rpm}$

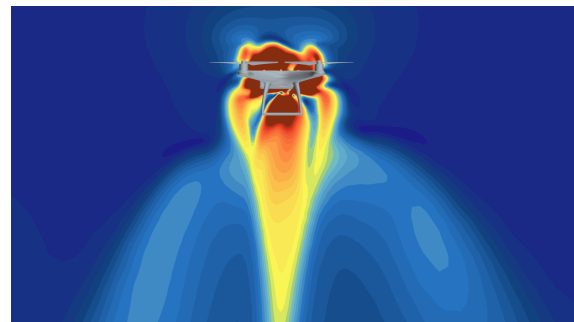


Figura 5.8:  $J = 0.4$  y  $\Omega = 5000\text{rpm}$

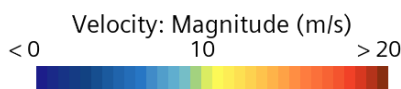


Figura 5.9: Contornos de velocidades alrededor del Quadrotor para vuelo a punto fijo y vuelo de ascenso.

## 5.5. Influencia de fenómenos no estacionarios

Se compararán para los distintos casos que involucren hélices con movimientos rotatorios los coeficientes de empuje y momento de la hélice que gira en sentido contrario a las agujas del reloj para  $J = 0.4$  y  $\Omega = 5000\text{rpm}$ .

Comenzando por el estudio de la hélice aislada, las Tablas 5.3 y 5.4 muestran la diferencia entre los coeficientes según el método de enfoque temporal utilizado y el tiempo total empleado para obtener cada resultado.

Coeficiente	MRF	RBM	Diferencia (%)
$C_T (-)$	0.05011	0.05015	0.07
$C_Q (-)$	$-5.816 \cdot 10^{-3}$	$-5.80 \cdot 10^{-3}$	-0.27

Tabla 5.3: Influencia de fenómenos no estacionarios los coeficientes característicos en el estudio de la hélice aislada a 5000rpm.

Enfoque	Tiempo (min)
MRF	2 h 30 min
RBM	38 h

Tabla 5.4: Tiempo total empleado para calcular caso de hélice aislada en estacionario y no estacionario a 5000rpm.

Según los datos mostrados en las Tablas 5.3 y 5.4 si solo se quiere conocer los valores de los coeficientes de la hélice, no compensará realizar una simulación no estacionaria debido a su elevado tiempo de cálculo.

Sin embargo, mediante este tipo de simulaciones, es posible visualizar de manera detallada tanto los contornos de velocidad en la estela Figura 5.10, como las estructuras de vorticidad generadas en el fluido por su movimiento giratorio. Para visualizar estas estructuras en la Figura 5.11 se muestran dos enfoques. El primero muestra la magnitud de la vorticidad que representa la intensidad de rotación del fluido y el criterio-Q, que es una herramienta desarrollada para predecir donde se generaran vórtices en el flujo. Es importante tener en cuenta que el criterio Q es una herramienta simplificada y que existen otros factores y fenómenos que también pueden influir en la formación y evolución de vórtices en un flujo complejo que este criterio no sea capaz de predecir.

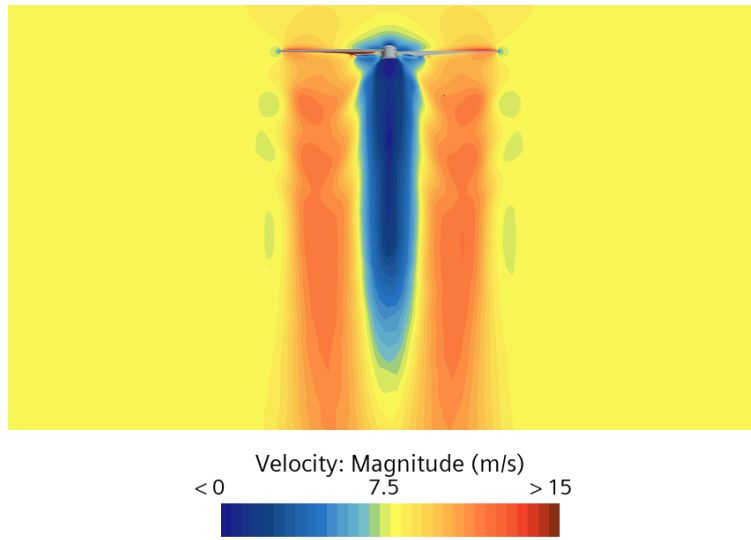


Figura 5.10: Contornos de velocidad en la estela formada detrás de la hélice con enfoque no estacionario para  $J = 0.4$  y  $\Omega = 5000\text{rpm}$ .

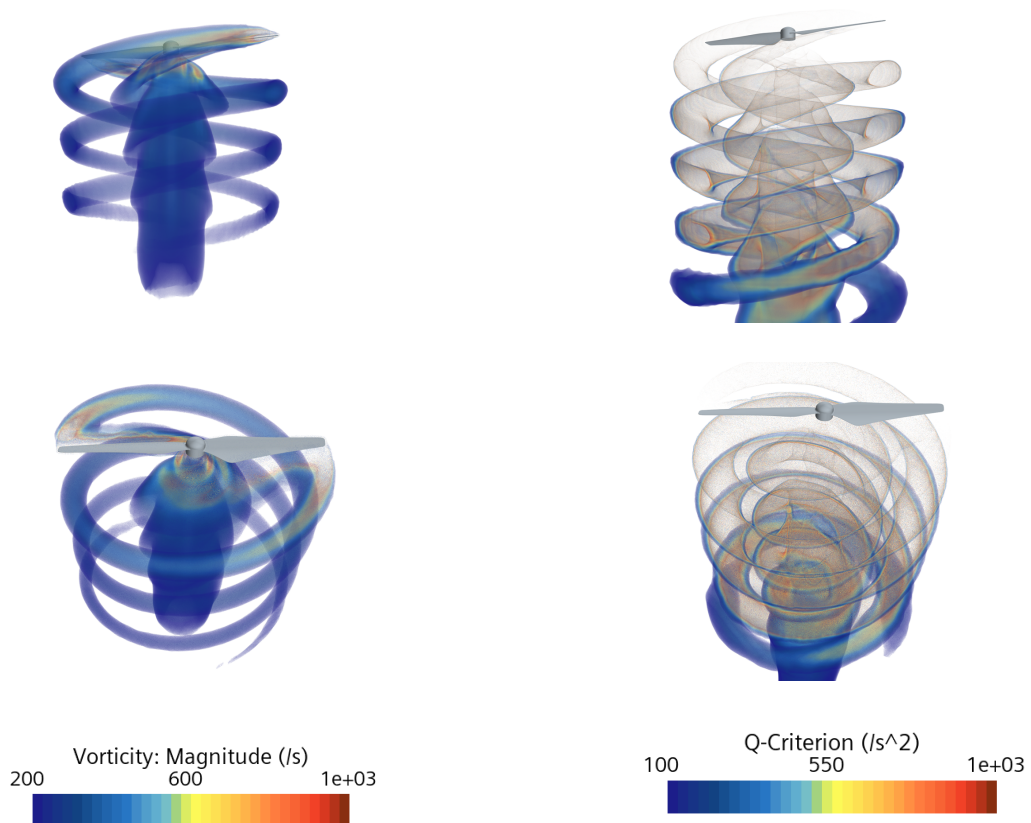


Figura 5.11: Escenas de magnitud de vorticidad y Criterio-Q generados por la hélice tras varias revoluciones para  $J = 0.4$  y  $\Omega = 5000\text{rpm}$ .

Continuando con los resultados no estacionarios, la Tabla 5.5 muestra los resultados del estudio de interferencia entre las dos hélices.

Coefficiente	MRF	RBM	Diferencia (%)
$C_T (-)$	0.0471	0.0489	1.87
$C_Q (-)$	$-5.926 \cdot 10^{-3}$	$-5.984 \cdot 10^{-3}$	0.97

Tabla 5.5: Influencia de fenómenos no estacionarios en el estudio de interferencia entre hélices a 5000rpm.

Enfoque	Tiempo (min)
MRF	7h
RBM	27h

Tabla 5.6: Tiempo total empleado para calcular el caso de interferencia entre hélices en estacionario y no estacionario a 5000rpm.

Como en el caso anterior, si lo único que se busca es obtener el valor de los coeficientes no merecerá la pena lanzar una simulación no estacionaria debido al elevado tiempo de cálculo. . La Figura 5.12 muestra el contorno de velocidades alrededor de la estela generada por cada hélice.

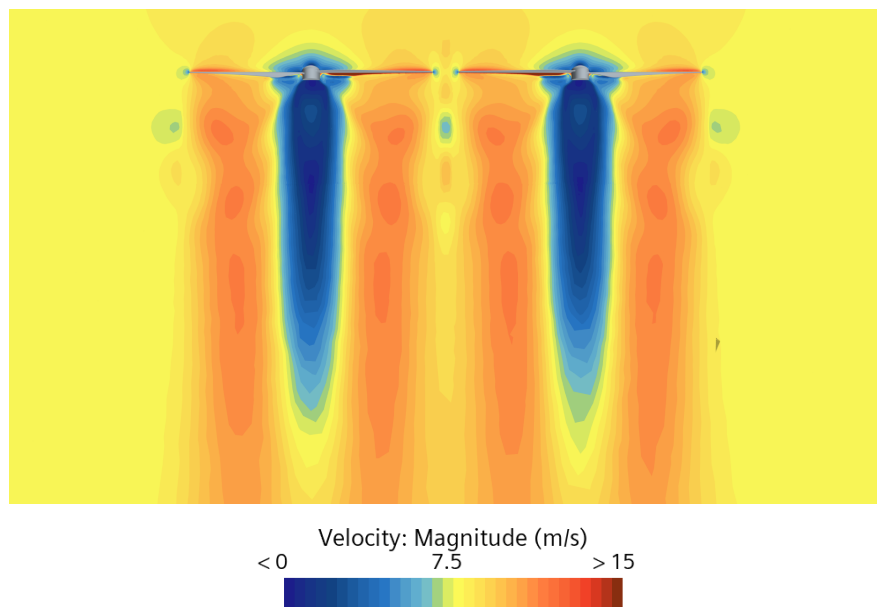


Figura 5.12: Contornos de velocidad en la estelas formada detrás de cada hélice con enfoque no estacionario para  $J = 0.4$  y  $\Omega = 5000\text{rpm}$ .

La Figura 5.13 muestra las escenas de magnitud de vorticidad y criterio-Q para el caso de interferencia entre hélices. Se puede apreciar mediante la visualización del criterio-Q que los vórtices generados por ambas estelas tenderán a mezclarse aguas abajo de ellas.

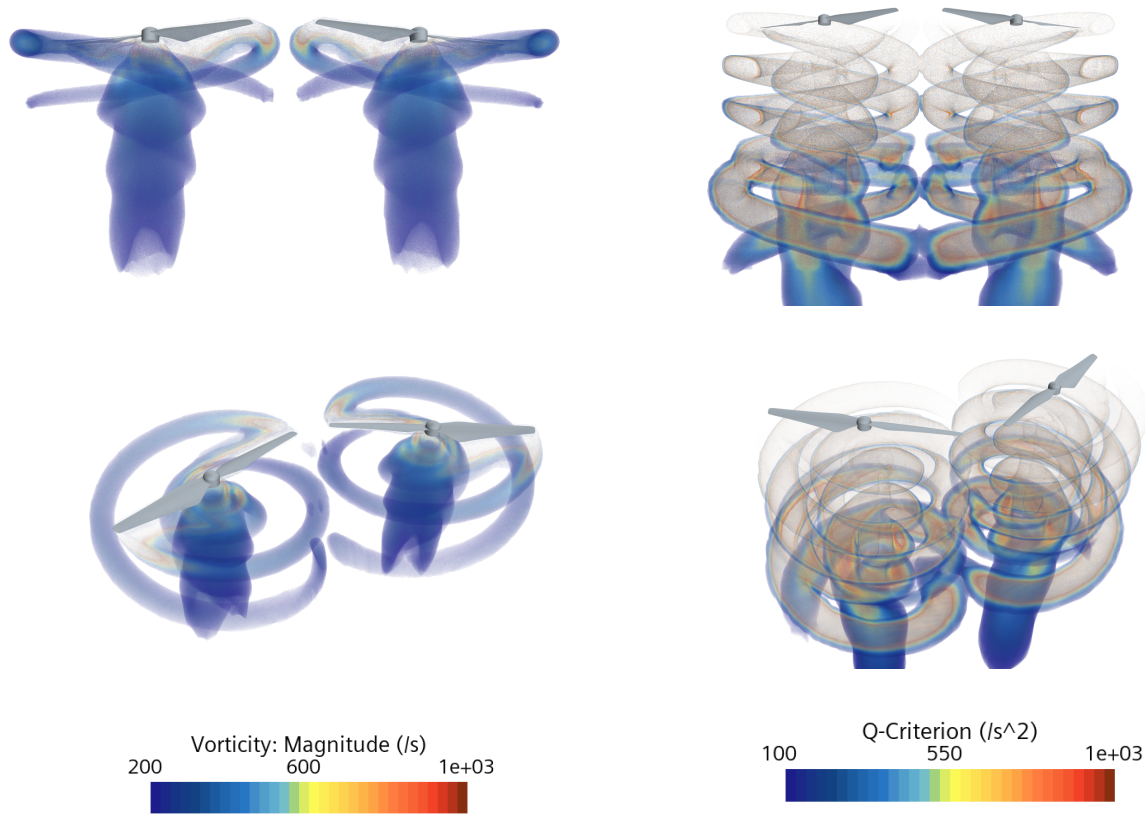


Figura 5.13: Escenas de magnitud de vorticidad y Criterio-Q generados por ambas hélices tras varias revoluciones para  $J = 0.4$  y  $\Omega = 5000\text{rpm}$ .

Finalmente, para el caso de la caracterización aerodinámica del dron completo con enfoque no estacionario se han obtenido los resultados de la Tabla 5.7 y la Tabla 5.8

Coefficiente	MRF	RBM	Diferencia (%)
$C_T (-)$	0.0316	0.0339	7.27
$C_Q (-)$	$-4.59 \cdot 10^{-3}$	$-3.0489 \cdot 10^{-3}$	-33.57

Tabla 5.7: Influencia de fenómenos no estacionarios en el estudio del dron completo a velocidad de rotación constante de 5000 rpm de todos los rotores.

Enfoque	Tiempo de simulación	Diferencia (%)
MRF	25 h	
RBM	25 h	

Tabla 5.8: Tiempo total empleado para calcular los casos con el dron completo en estacionario y no estacionario a 5000 rpm.

Como se puede comprobar en la Tabla 5.7, la simulación de la caracterización aerodinámica del Quadrotor completo es la única de las tres realizadas con enfoque no estacionario que presenta diferencias significativas con las realizadas mediante un enfoque estacionario en lo que valor de los coeficientes se refiere. Esto se debe seguramente al limitado tiempo de simulación que se dispuso para realizarla como se muestra en la Tabla 5.8 y es debido a esto que los resultados varían tan significativamente. Sería un buen estudio de cara al futuro volver a comprobar esta simulación.

La Figura 5.14 muestra el contorno de velocidades alrededor de la estela generada por el Quadrotor en su plano de simetría y en el plano de las hélices.

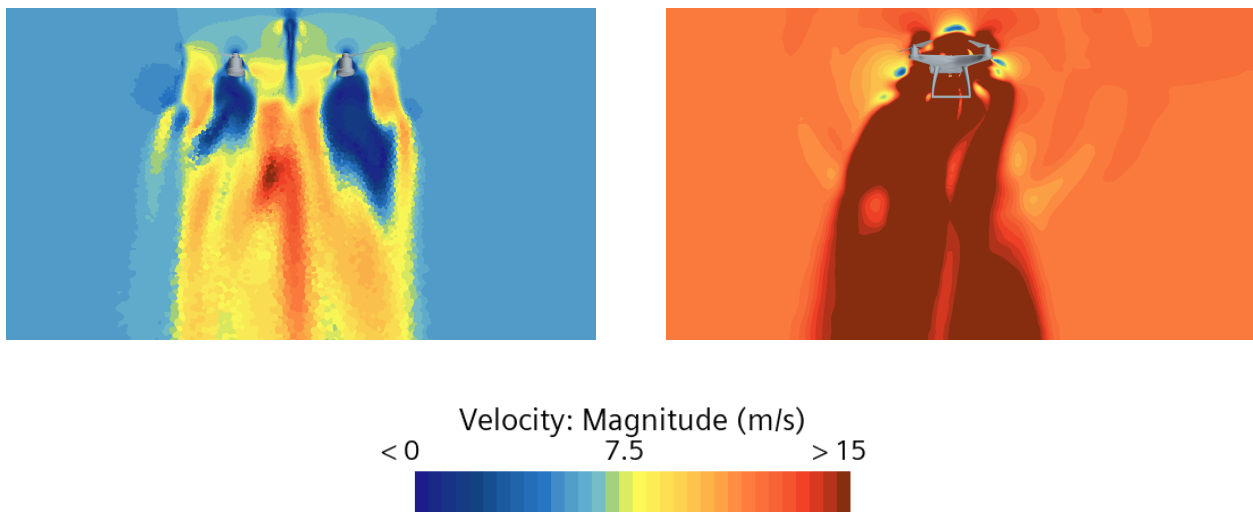


Figura 5.14: Contorno de velocidades alrededor de la estela del Quadrotor en el plano de los rotores y en el plano de simetría.



Finalmente, la Figura 5.15 muestra la magnitud de la vorticidad y criterio-Q en diferentes vistas alrededor del Quadrotor. Se puede apreciar la alta interacción de fenómenos no estacionarios que se dan tanto sobre el fuselaje del dron como sobre las hélices entre ellas.

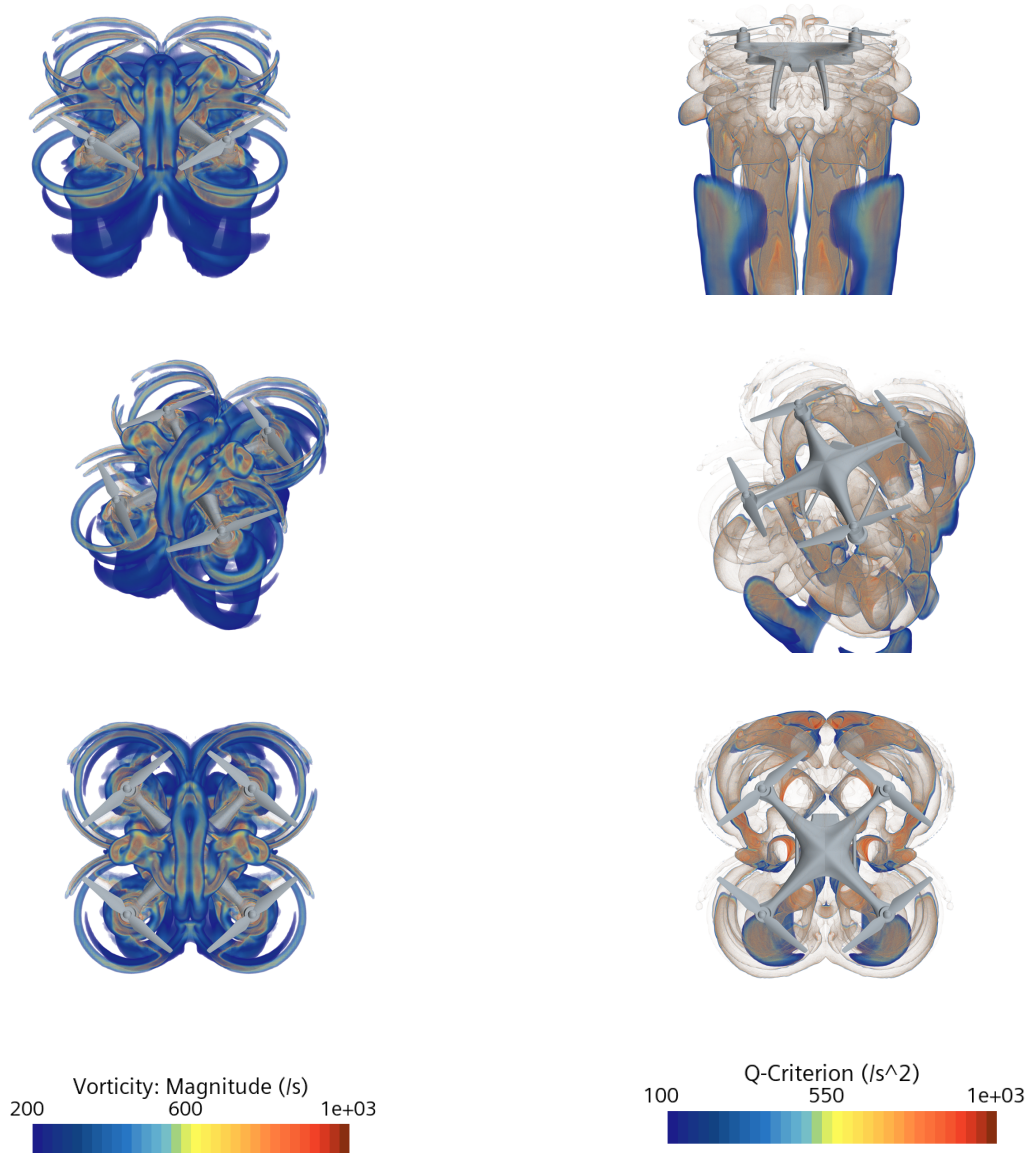


Figura 5.15: Magnitudes de vorticidad y Criterio-Q generados por la hélices tras una vuelta.

## 5.6. Comparación con simplificación mediante disco actuador

Como últimos resultados, se muestran las dos simplificaciones de las hélices realizadas sustituyendo las hélices mediante el modelo físico de disco virtual.

Primeramente, la Figura 5.16 muestra las curvas características del disco actuador con el método BFP en función de la velocidad de rotación  $\Omega$  para un ratio de avance  $J = 0.4$ . Recordar que el método BFP requería de la introducción de las curvas características de la hélice mostradas en la primera sección de este capítulo.

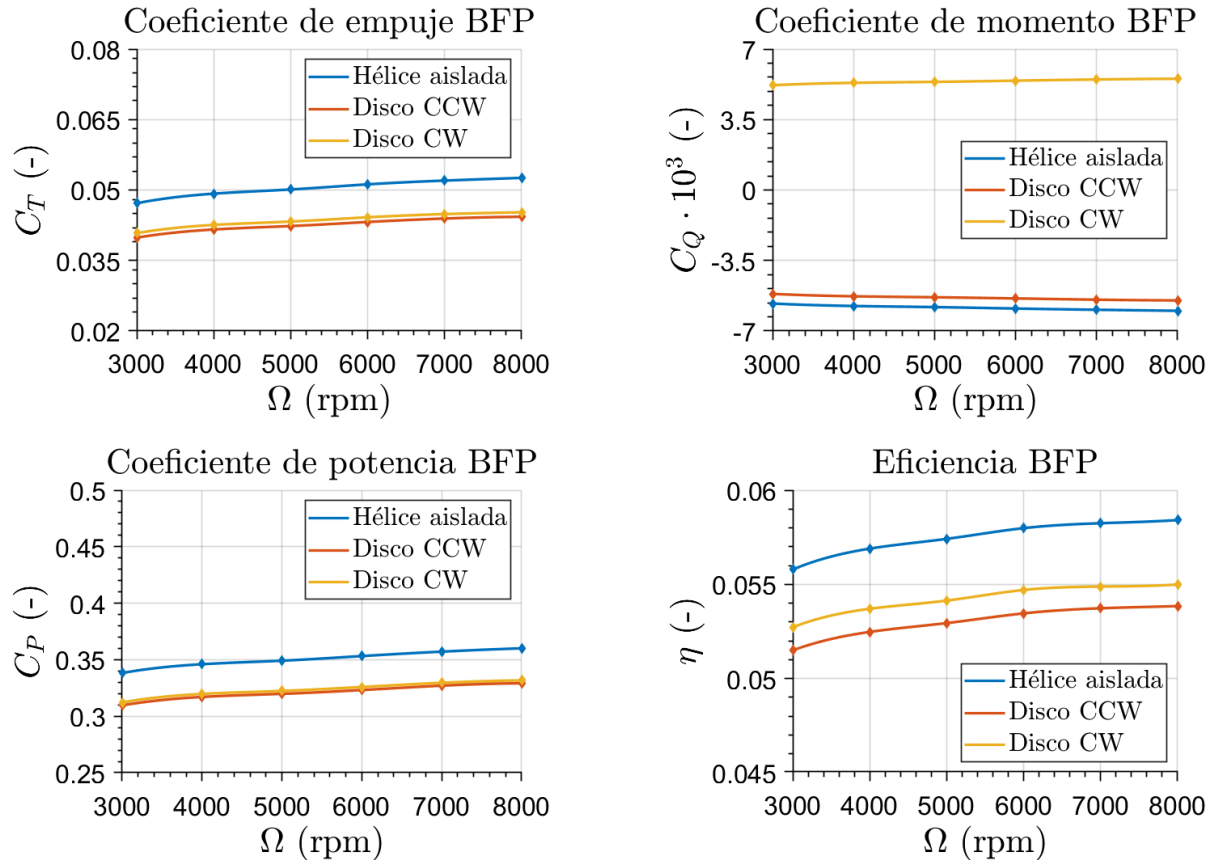


Figura 5.16: Comparación de las curvas obtenidas mediante la simplificación de disco actuador para cada hélice con método BFP frente a la curva de una hélice aislada en función de la velocidad de rotación para  $J = 0.4$

Se puede apreciar en las gráficas, que los discos actuadores con el método BFP presentan variación respecto a su modelo de referencia de la hélice aislada. Esto puede deberse a diversas razones, siendo la primera el no uso de todas las opciones de las que dispone el modelo. La segunda sería que a la hora de caracterizar la hélice no se hayan tomado los suficientes puntos para poder simular bien el movimiento.

La Figura 5.17 muestra las curvas características del disco virtual con el modelo TEP. Este modelo si parece adaptarse mejor a la curva inicial proporcionada por la hélice aislada y simular mejor su funcionamiento.

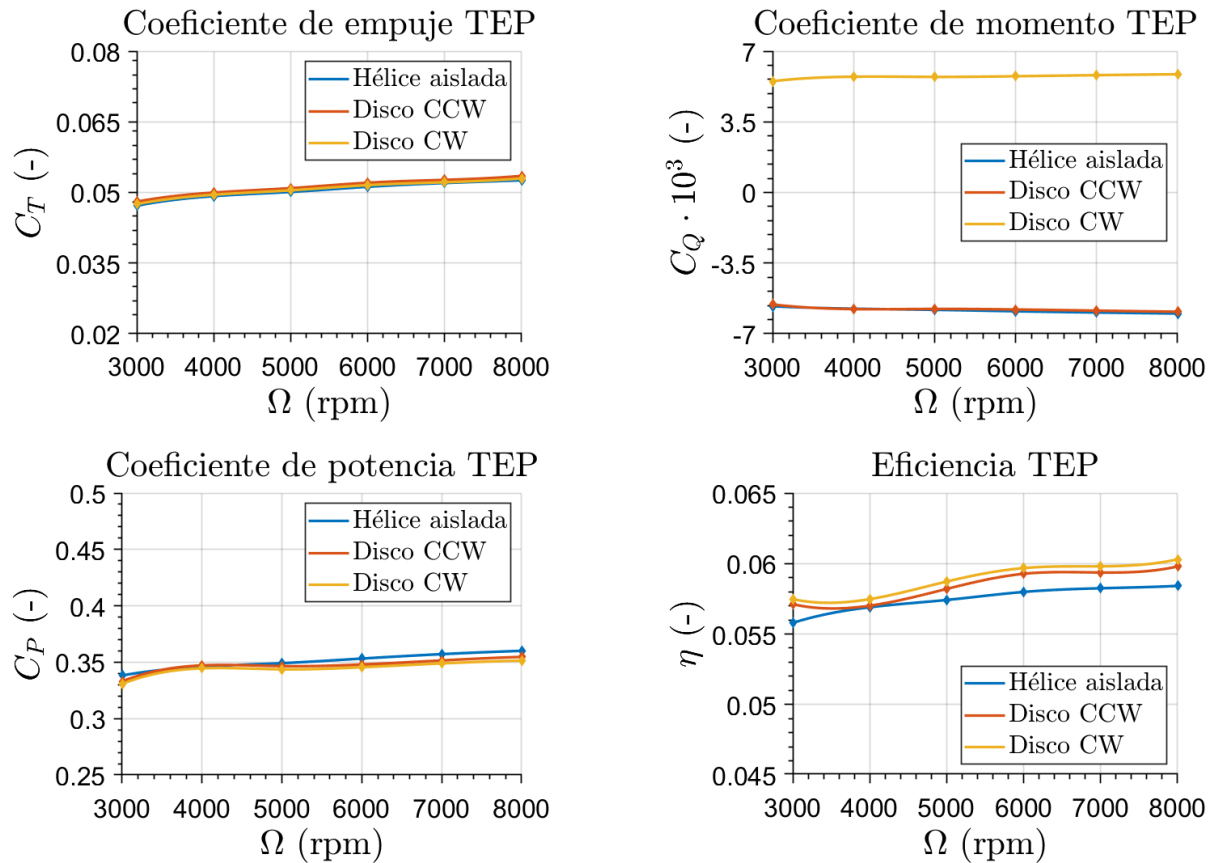


Figura 5.17: Comparación de las curvas obtenidas mediante la simplificación de disco actuador para cada hélice con método TEP frente a la curva de una hélice aislada en función de la velocidad de rotación para  $J = 0.4$

La exactitud de este modelo puede deberse a la exhaustiva caracterización aerodinámica de perfiles que se realizó, dividiendo la pala en suficientes elementos como para que los discos tuviesen la suficiente cantidad de datos para simular correctamente sus curvas características.

Recordar, que este método, a diferencia del anterior, no tiene en cuenta las curvas características obtenidas del estudio de la hélice aislada, por lo que con la casi coincidencia de los valores utilizando un método de caracterización completamente diferente, como es el método del elemento de pala, se dan por validadas las curvas obtenidas en la Figura 5.2 referentes al estudio de la hélice aislada.

A continuación se mostraran algunos resultados obtenidos en el post-proceso de las simulaciones del disco actuador mediante el método TEP. La Figura 5.18 y la Figura 5.19 muestra el campo vectorial de velocidades que atraviesa el disco actuador.

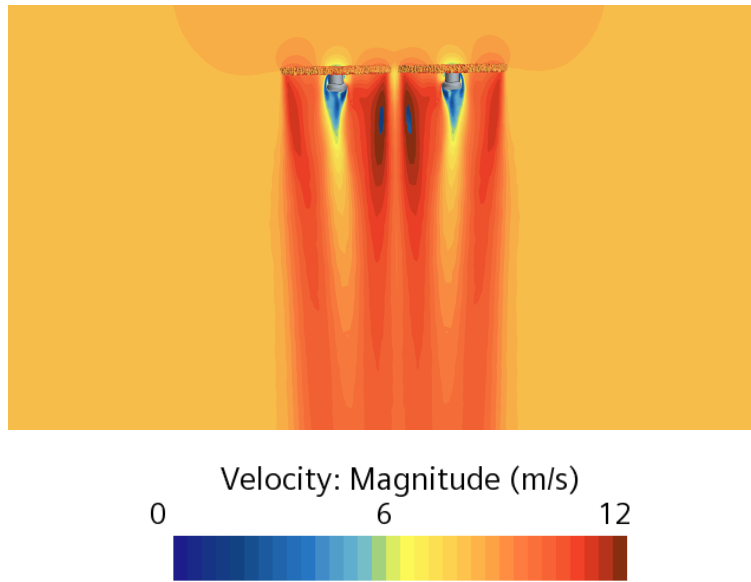


Figura 5.18: Contornos de velocidad en la estela formada detrás de los discos actuadores con el método TEP para  $J = 0.4$  y  $\Omega = 5000\text{rpm}$ .

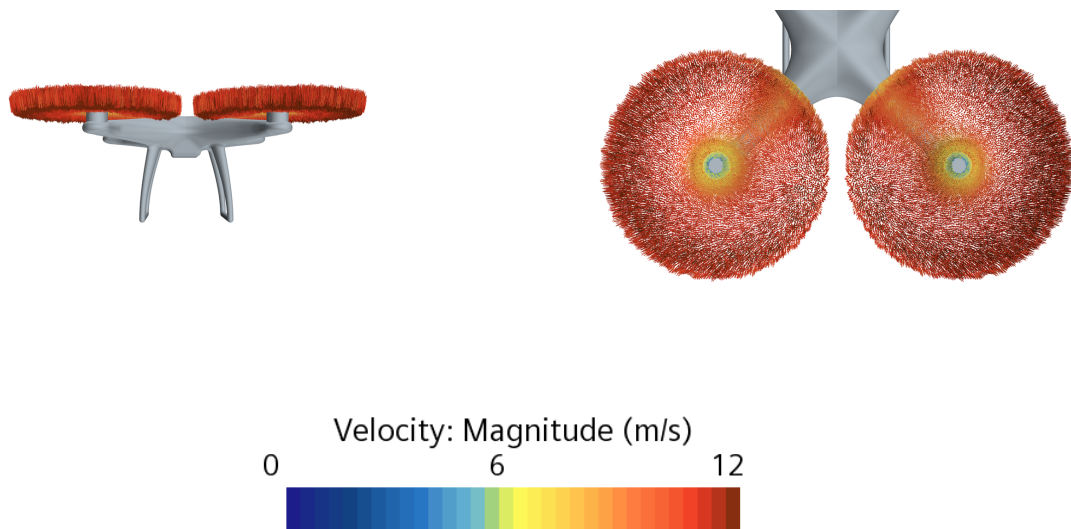
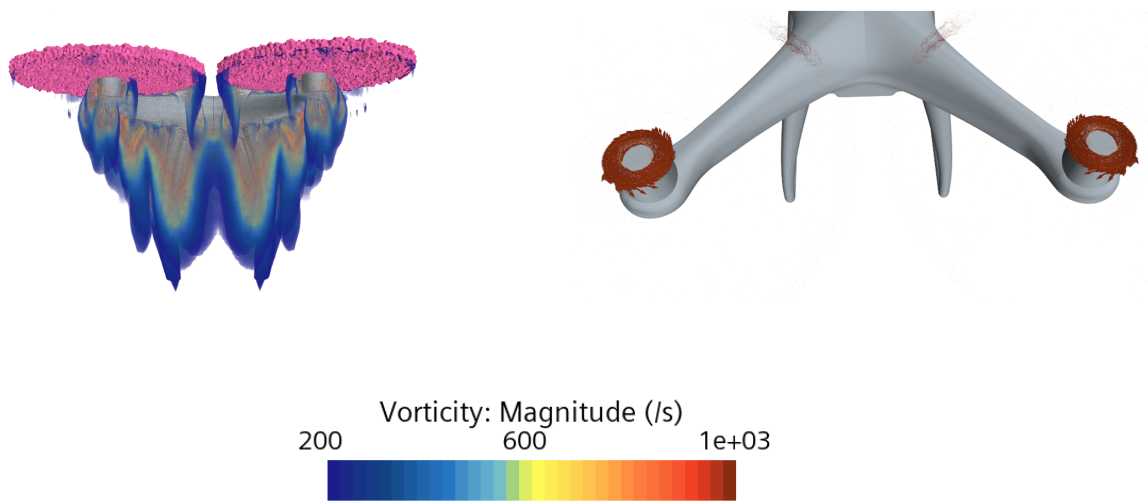


Figura 5.19: Escena de vectores de velocidad atravesando el plano del disco actuador.

Finalmente, mediante la escena representada en la Figura 5.20 se puede apreciar como el modelo del disco actuador no simula la rotación del fluido inducida por la hélice al rotar, pero si induce la rotación del fluido dentro del plano del propio disco.



*Figura 5.20: Magnitud de vorticidad inducida por la presencia del disco actuador sobre el Quadrotor y sentido inducido de la rotación dentro del disco actuador.*

# Capítulo 6

## Conclusiones

En esta sección se presentarán las conclusiones generales extraídas de los diversos casos de estudio realizados en el trabajo, así como su futura aplicabilidad y el aprovechamiento de los resultados. Además, se propondrán una serie de continuaciones para los estudios realizados.

En primer lugar, se ha logrado caracterizar de manera eficaz y con resultados adecuados la hélice del dron seleccionado. Esto se ha demostrado tanto a través de la teoría como mediante la aplicación del modelo del disco actuador TEP. Estos resultados son prometedores y pueden utilizarse en futuros análisis y diseños de hélices para drones similares.

El estudio de la interferencia entre hélices también ha arrojado resultados satisfactorios. Se ha comprobado que, aunque sea reducida, existe interferencia entre las dos hélices cuando están próximas, lo que implica una variación en sus coeficientes en comparación con el caso de una hélice aislada. Estos hallazgos son relevantes para evitar problemas de rendimiento o estabilidad en drones con configuraciones de hélices cercanas entre sí.

Por otro lado, los resultados para la caracterización del fuselaje aislado han sido poco claros y no han mostrado ninguna tendencia general en el caso de estudio planteado. Para mejorar esta caracterización, se podría ampliar el estudio aplicándolo a un rango más amplio de velocidades del dron y caracterizándolo en otras posiciones fuera del plano longitudinal. Esto implicaría la imposibilidad de simplificar el dominio por simetría, pero podría brindar una comprensión más completa de las características del fuselaje.

En cuanto a la caracterización del dron completo, se han identificado propuestas claras de mejora. En primer lugar, se propone caracterizar todas las curvas características de las hélices en función del ratio de avance para todo el rango de velocidades de rotación. De esta manera, se podrían obtener representaciones más realistas de las curvas características de las hélices y cuantificar el impacto de la presencia del fuselaje en el rendimiento de la hélice para diferentes ratios de avance y velocidades de rotación.

Las simulaciones con enfoques no estacionarios han resultado exitosas, especialmente en la visualización de los fenómenos no estacionarios provocados por la rotación de las hélices. Aunque

estas no han demostrado mayor precisión en la caracterización de los coeficientes, han permitido observar la propagación de estelas e interacciones al contacto con la superficie del fuselaje. Estas visualizaciones son de gran ayuda para comprender y analizar los efectos dinámicos del flujo de aire generado por las hélices.

Por último, las simulaciones sustituyendo las hélices por discos actuadores han sido una buena aproximación para simplificar el modelo, especialmente el método de disco actuador que utiliza el modelo TEP. Se han obtenido varias conclusiones sobre cómo configurar y utilizar el disco para simular modelos completos de drones.

En resumen, los casos de estudio realizados han proporcionado resultados prometedores y han identificado áreas para futuras investigaciones y mejoras. La caracterización de la hélice, la interferencia entre hélices, la caracterización del fuselaje y las simulaciones con enfoques no estacionarios han arrojado conclusiones importantes. Asimismo, las simulaciones con discos actuadores han demostrado ser una herramienta útil para simplificar el modelo del dron. Estos hallazgos pueden aplicarse en el diseño y análisis de drones y podrían beneficiarse de investigaciones adicionales y refinamientos en el futuro.

## 6.1. Estudios futuros

Se despliegan varias líneas de trabajo en relación con las conclusiones alcanzadas por este:

- **Caracterización completa** de todas las curvas características de la hélice con la interferencia del fuselaje.
- Utilizando estas curvas, continuar los estudios con **disco actuador** para diferentes regímenes de vuelo y comprobar si el método de *Body Force Propeller* (BFP) puede llegar a dar buenos resultados mediante una caracterización más adecuadas y el uso de todas sus características.
- **Caracterizar las actuaciones** del dron para movimientos de alabeo, cabeceo y guiñada, incluyendo las hélices. Esto supondrá que los rotores no giran al mismo rango de revoluciones, por lo que habrá que desarrollar una adecuada metodología de simulación que podría ser simplificada mediante discos actuadores.
- Continuar realizando estudios sobre los **fenómenos no estacionarios** pero parametrizando todo el rango de revoluciones del rotor para visualizar la evolución de la vorticidad del flujo y sus interacciones para distintas velocidades de rotación.
- Utilizar los resultados del modelo no estacionario para obtener el **espectro de frecuencias acústicas** y los niveles de **niveles de presión sonora** producidos por las hélices del dron. Se podría repetir para ello la metodología de casos realizada por este trabajo: hélice aislada, interferencia entre hélices, etc.

## **Parte II**

### **Pliego de condiciones**





# Capítulo 7

## Pliego de condiciones

Durante este capítulo se expondrán las condiciones de trabajo del proyecto, detallando las condiciones técnicas y laborales.

Es necesario también tener en cuenta la normativa en un puesto de trabajo regulada por la Ley 31/1995, del 8 de noviembre [37] donde se pueden encontrar las normas a seguir para proteger la salud y seguridad de los trabajadores, así como sus derechos y obligaciones.

### 7.1. Condiciones de especificaciones técnicas

#### 7.1.1. Materiales y equipos utilizados

El equipo físicos o *hardware* utilizados para la realización del proyecto ha sido:

- **Terminal portátil:**

- Fabricante: Acer
- Modelo: Acer Predator Helios 300
- Procesador: Intel Core i7-10750H CPU, hexa-core 2.6 GHz, 5.0 GHz turbo Memoria RAM: 16GB DDR4 2933MHz PC4-23400
- Almacenamiento: 512GB SSD NVMe PCIe + 1TB HDD 7200 rpm
- Tarjeta gráfica: Nvidia GeForce RTX 3060 6GB dedicados
- Pantalla: 15.6”, 1920x1080 pixel, IPS
- Fuente de Alimentación: batería de 58.7 Wh
- Ratón: genérico
- Sistema Operativo: Windows 11

En relación con el *software*, este se compone de un conjunto de programas informáticos necesarios para realizar el trabajo, incluyendo cálculo numérico, procesamiento de datos y edición de texto.

El programa principal utilizado es STAR-CCM+, un software comercial de SIEMENS para simulaciones CFD, proporcionado por el departamento. Específicamente, se ha utilizado la versión 17.02.007-R8.

Para el procesamiento de datos, se ha utilizado principalmente MATLAB R2023b, con una licencia de estudiante proporcionada por la UPV (Universidad Politécnica de Valencia). Ocasionalmente, se ha empleado Excel, que forma parte del paquete de Microsoft Office proporcionado por la UPV.

En cuanto a la edición de texto, se ha utilizado OverLeaf, un software de edición de texto en línea que permite redactar documentos en formato PDF utilizando L<sup>A</sup>T<sub>E</sub>X. OverLeaf incluye el programa de compilación necesario para generar el documento final.

Además, para el análisis de perfiles aerodinámicos se ha utilizado el *software* gratuito JavaFoil y para la preparación y post-procesado de geometrías se ha utilizado SolidWorks.

## 7.2. Condiciones laborales

Durante la realización de un proyecto como este, es importante tener en cuenta las condiciones a las que se expone el autor, ya que pueden influir tanto en el desarrollo de la actividad como en la salud. Es esencial prestar atención a los posibles riesgos que pueden surgir, entre ellos:

- **Seguridad:** Es necesario tener cuidado con los contactos eléctricos, evitar caídas y manejar adecuadamente el equipo durante el traslado.
- **Higiene industrial:** Se debe considerar la iluminación adecuada, controlar los niveles de ruido y asegurar condiciones de temperatura adecuadas, entre otros aspectos relacionados.
- **Ergonomía:** Es importante mantener una postura de trabajo adecuada para evitar lesiones o problemas físicos, además de prevenir la fatiga visual, mental o física.

Atender a estos aspectos de seguridad, higiene industrial y ergonomía ayudará a garantizar un entorno de trabajo seguro y saludable durante la realización del proyecto.

Las disposiciones mínimas de seguridad y salud para asegurar la seguridad del autor en circunstancias relativas al trabajo con equipos provistos de pantallas de visualización se encuentran en el Real Decreto 488/1997, de 14 de abril [38].

Estas disposiciones se dividen en tres grupos, con sus correspondientes subgrupos, que se detallarán a continuación brevemente:

1. **Equipo:** Su utilización no debe ser una fuente de riesgo para la persona. Así mismo, la pantalla debe contar con caracteres bien definidos y configurados y tener una dimensión suficiente, dando imágenes estables en todo momento, orientable y ajustable. El teclado debe ser adaptable con el fin de que el trabajador pueda adoptar una postura cómoda, además debe

soportarse en una mesa estable que tenga dimensiones suficientes y contar con un asiento que otorgue estabilidad y libertad de movimiento

2. **Entorno:** Debe tener las dimensiones suficientes para permitir los movimientos del trabajo y sus cambios de postura. Además, se deben garantizar unos adecuados niveles de iluminación y correctas relaciones de luminancia entre pantalla y entorno. El acondicionamiento del lugar de trabajo, así como la situación y las características técnicas de las fuentes de luz artificial, siendo preferible la luz natural, pero instalándose los puestos de tal forma que las fuentes de luz no provoquen deslumbramientos. Por otra parte, debe tenerse en cuenta el nivel de ruido y calor desprendidos por los equipos y mantenerse un nivel de humedad adecuado.
3. **Interconexión ordenador/persona:** El programa utilizado ha de estar adaptado a la tarea que deba realizarse, debe ser fácil de utilizar y se deberá adaptar a los conocimientos del trabajador. Todos los sistemas tendrán que dar indicaciones a los trabajadores sobre el desarrollo y mostrar en el formato adecuado la información.

**Parte III**

**Presupuesto**



# Capítulo 8

## Presupuesto

La finalidad de este capítulo es realizar un presupuesto real del coste total del proyecto. Para ello se plantea un enfoque en el cual se divide el presupuesto del proyecto en dos partes: una correspondiente a los costos de mano de obra y otra relacionada con el uso del equipo informático. Después de esta división, se asignan los gastos generales, los beneficios para la empresa y el impuesto de valor añadido (IVA).

Se tendrán en cuenta todos los costes asociados a los recursos utilizados, incluyendo el *software* utilizado, el personal implicado, el *hardware* utilizado, los recursos necesarios, etc.

### 8.1. Coste de recursos humanos

Como recursos humanos del proyecto se incluyen a todas las personas físicas involucradas en la realización del mismo: el tutor del trabajo y el autor del trabajo.

La Tabla 8.1 desglosa el coste correspondiente al total de recursos humanos empleados para la realización del trabajo. En caso del alumno, se estima un salario de ingeniero aeronáutico recién salido al mercado laboral de 12.82 €/hora. Teniendo en cuenta que el proyecto se ha realizado durante cuatro meses, se puede estimar aproximadamente la cantidad de horas empleadas, en concreto, referentes a las diferentes tareas del trabajo:

- **Aprendizaje:** 30 horas
- **Pre-proceso:** 120 horas
- **Post-proceso:** 120 horas
- **Redacción de memoria:** 100 horas

En cuanto al tutor; la retribución recibida por un doctor de la UPV con actividades docentes y de investigación, en este caso en el CMT, trabajando 40 horas semanales se supone de 30.82 €/hora.

Descripción	Sueldo (€/h)	Dedicación (h)	Subtotal (€)
Alumno	12.82	370	4743
Tutor	30.82	35	1078
<b>Total</b>			<b>5821</b>

Tabla 8.1: Presupuesto destinado al personal involucrado en el proyecto.

## 8.2. Coste computacional y de equipos informáticos

En proyectos como este, es importante tener en cuenta los costos adicionales relacionados con las herramientas informáticas necesarias, además de los costos de mano de obra.

En este caso, se utilizaron un ordenador portátil adquirido dos meses antes de empezar el proyecto, con un costo total de 1200 euros. El coste de amortización se obtiene mediante la siguiente expresión

$$C.A. = \frac{(100\% - \text{amortización}) \cdot \text{Precios}_{\text{portatil}}}{n_{\text{años}}}$$

De esta manera los costes del

Con una tasa de amortización anual del 20 % y considerando que el ordenador portátil fue adquirido justo antes de comenzar el proyecto el costo de amortización es de 3200 euros. Debido a que su uso en el proyecto ha sido de aproximadamente un tercio del año, se asume una pérdida del 10 % con respecto a su valor actual. El coste final para el proyecto será de 32 €.

La licencia de STAR-CCM+ representa la mayor parte de los costos informáticos. Por lo tanto, las diferentes licencias requeridas, así como el costo total del soporte informático, se resumen en la Tabla 8.2.

En cuanto a las licencias de STAR-CCM+, Matlab, SolidWorks y Microsoft Office, válidas para investigación, se asume un costo anual de 20.000 euros, 800 euros, 99 euros, 1590 euros y 69 euros, respectivamente. Dado que se estima un uso anual de alrededor de 4000 horas, el costo por hora de las licencias utilizadas es de 5 euros/hora, 0.2 euros/hora, 0.025 euros/hora y 0.02 euros/hora, respectivamente.

Es importante destacar que las licencias del software Star-CCM+ son del tipo PoD (pago por uso). Esto significa que incluyen un número determinado de horas en su compra anual. Cuando se abre una simulación (ya sea para pre-procesamiento, post-procesamiento o ejecución), el sistema comienza a contar las horas hasta que se cierra la simulación. Los valores mencionados en la Tabla 8.2 corresponden a 240 horas de uso de Star-CCM+, 50 horas de uso de Matlab, 50 horas de uso de SolidWorks y 25 horas de uso de Microsoft Office.



Descripción	Coste (€/h)	Dedicación (h)	Subtotal (€)
STAR-CCM+	5	240	1200
SolidWorks	0.025	50	1.25
Excel	0.02	25	0.5
Matlab	0.2	50	10
<b>Total</b>			<b>1210</b>

*Tabla 8.2: Presupuesto destinado al software empleado.*

### 8.3. Presupuesto total del proyecto

Se suman por último los costes desglosados de personal y computacional para obtener el coste total del proyecto. La suma total del proyecto aparece en la Tabla 8.3

Descripción	Valor (€)
<b>Coste de personal</b>	5821
<b>Coste computacional</b>	1210
<b>Ordenador portatil</b>	32
Subtotal gastos generales	7063
IVA (21 %)	1483
<b>Total presupuesto</b>	<b>8546</b>

*Tabla 8.3: Presupuesto total del proyecto.*

**Parte IV**

**Apéndices**

# Apéndice A

## Geometría del rotor

r/R	Ángulo de paso (°)	Cuerda (mm)
0.1586	15.576	22.0472
0.2076	18.060	26.8732
0.2566	20.130	30.2768
0.2808	20.485	30.9626
0.3056	19.822	30.4546
0.3546	18.234	28.4226
0.4036	17.238	26.3652
0.4526	16.053	24.511
0.5016	14.972	22.9108
0.5506	14.420	21.4376
0.5996	13.787	20.066
0.6486	13.184	18.8722
0.6976	12.563	17.653
0.7466	12.037	16.4592
0.7956	11.535	15.24
0.8446	11.060	14.0462
0.8936	10.616	12.979
0.9426	10.017	12.014
0.9916	9.613	10.414

*Tabla A.1: Geometría radial de la pala del DJI Phantom 3*

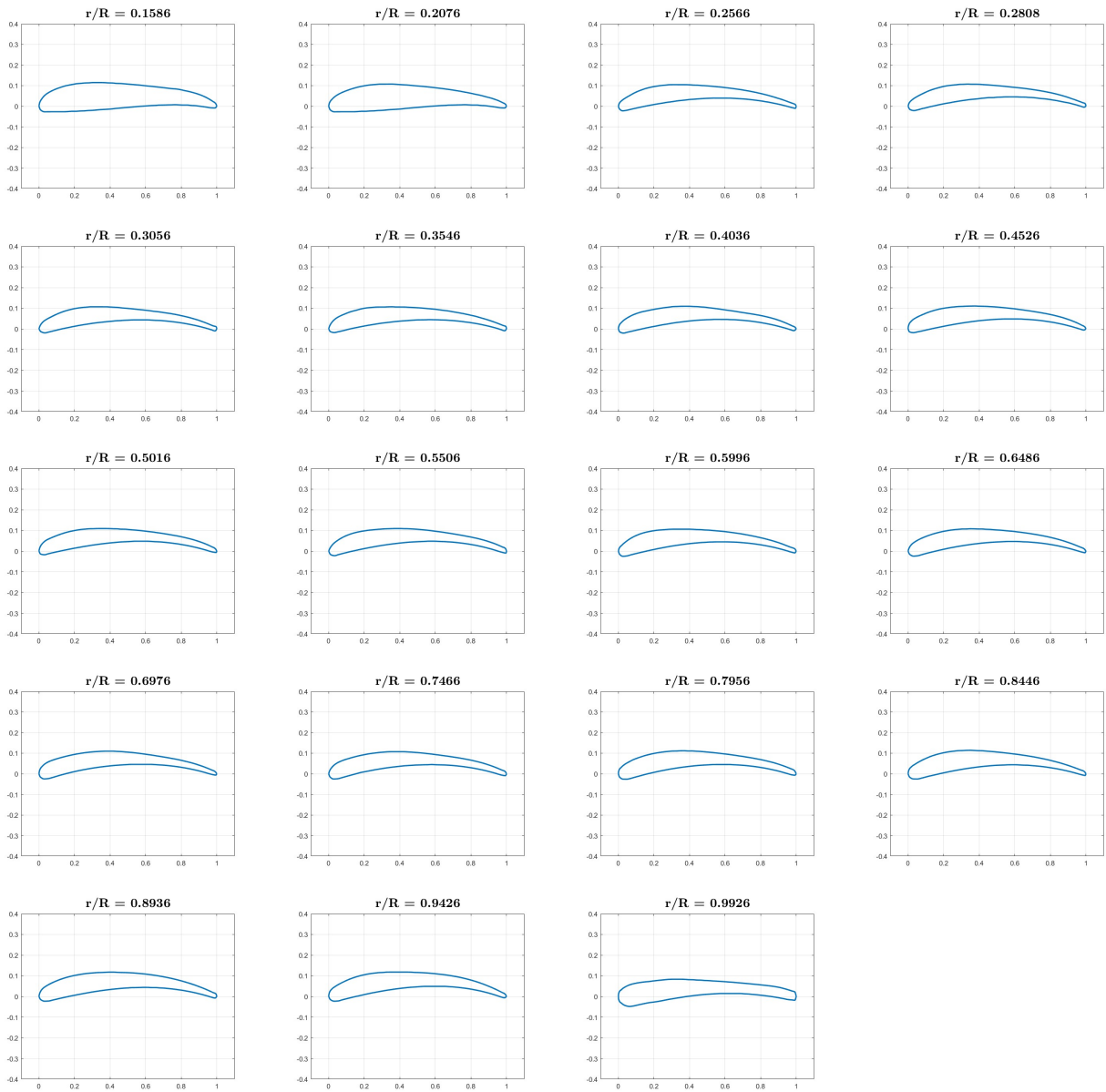


Figura A.1: Distribución radial de perfiles aerodinámicos de la pala del DJI Phantom 3

## Apéndice B

# Relación del trabajo con los Objetivos de Desarrollo Sostenibles

La Tabla B.1 muestra el grado de relación del trabajo con los Objetivos de Desarrollo Sostenibles (ODS) de la agenda 2030. En ella se marcará la casilla para cada objetivo en función del grado de relación con el proyecto en una escala de Alto, Medio, Bajo o No Procedente (N.P.)

Objetivos de Desarrollo Sostenible	Alto	Medio	Bajo	N.P
ODS1. <b>Fin de la pobreza</b>				[X]
ODS2. <b>Hambre cero</b>				[X]
ODS3. <b>Salud y bienestar</b>				[X]
ODS4. <b>Educación de calidad</b>	[X]			
ODS5. <b>Igualdad de género</b>				[X]
ODS6. <b>Agua limpia y saneamiento</b>				[X]
ODS7. <b>Energía asequible y no contaminante</b>				[X]
ODS8. <b>Trabajo decente y crecimiento económico</b>	[X]			
ODS9. <b>Industria, innovación e infraestructuras</b>	[X]			
ODS10. <b>Reducción de las desigualdades</b>				[X]
ODS11. <b>Ciudades y comunidades sostenibles</b>				[X]
ODS12. <b>Producción y consumo responsable</b>				[X]
ODS13. <b>Acción por el clima</b>				[X]
ODS14. <b>Vida submarina</b>				[X]
ODS15. <b>Vida de ecosistemas terrestres</b>				[X]
ODS16. <b>Paz, justicia e instituciones sólidas</b>				[X]
ODS17. <b>Alianzas para lograr objetivos</b>				[X]

*Tabla B.1: Relación del trabajo con los Onjetivos de Desarrollo Sostenibles*

El presente Trabajo de Fin de Grado se encuentra alineado con los Objetivos de Desarrollo sostenibles mostrados en la Tabla B.1. Su alineación con cada uno se desarrolla a continuación:

- **ODS4. Educación de calidad:** El trabajo académico contribuye a la educación de calidad al proporcionar conocimientos y avances en el campo de la aerodinámica de los drones Quadrotor. Incluyendo la investigación y la presentación de resultados que pueden ser utilizados por investigadores, ingenieros y estudiantes para mejorar la comprensión de los principios aerodinámicos aplicados a estas aeronaves.
- **ODS8. Trabajo decente y crecimiento económico:** El estudio aerodinámico de los Quadrotor puede impulsar el crecimiento económico al fomentar la innovación y el desarrollo de tecnologías relacionadas. Este trabajo puede tener aplicaciones prácticas en sectores como la industria de la aviación no tripulada, la logística y el transporte, generando oportunidades de empleo y promoviendo el crecimiento económico sostenible.
- **ODS9. Industria, innovación e infraestructuras:** La caracterización aerodinámica de un Quadrotor puede contribuir al avance en la industria de vehículos aéreos no tripulados. Los resultados obtenidos pueden utilizarse para mejorar el diseño y la eficiencia de los quadrotors, lo que a su vez puede influir en el desarrollo de nuevas infraestructuras y sistemas de transporte innovadores y sostenibles.

En resumen, este tipo de trabajo académico puede abordar los ODS4, ODS8 y ODS9 al proporcionar conocimientos, impulsar la innovación y promover el desarrollo sostenible en el campo de los vehículos aéreos no tripulados.

**Parte V**

**Bibliografía**

# Bibliografía

- [1] Arjonilla, Rocío: *España ha terminado 2022 con más de 71.000 operadores de drones registrados en AESA*, 2021.
- [2] Golightly, Ian y Dewi Jones: *Visual control of an unmanned aerial vehicle for power line inspection*. En *ICAR'05. Proceedings., 12th International Conference on Advanced Robotics, 2005.*, páginas 288–295. IEEE, 2005.
- [3] Sánchez, Rocío Fernández: *Los 10 usos principales de los drones*, 2022.
- [4] *Tipos de Drones. Clasificación por uso y características*, 2022.
- [5] Wang, Pengcheng, Zhihong Man, Zhenwei Cao, Jinchuan Zheng y Yong Zhao: *Dynamics modelling and linear control of quadcopter*. En *2016 International Conference on Advanced Mechatronic Systems (ICAMechS)*, páginas 498–503. IEEE, 2016.
- [6] Castillo Frasset, Alberto: *Desarrollo integral de un QuadRotor: Diseño de un algoritmo de control para la posición xy basado en señales GPS*. Tesis de Doctorado, Universitat Politècnica de València, 2015.
- [7] Hoffmann, Gabriel, Haomiao Huang, Steven Waslander y Claire Tomlin: *Quadrotor helicopter flight dynamics and control: Theory and experiment*. En *AIAA guidance, navigation and control conference and exhibit*, página 6461, 2007.
- [8] Paz, C, E Suárez, C Gil y J Vence: *Assessment of the methodology for the CFD simulation of the flight of a quadcopter UAV*. *Journal of Wind Engineering and Industrial Aerodynamics*, 218:104776, 2021.
- [9] Anderson, John: *Fundamentals of Aerodynamics*. McGraw hill, 2011.
- [10] Roncero, Sergio Esteban y Y Mecánica de Fluidos: *Introducción a los Perfiles NACA*. Universidad de Sevilla, Departamento de Ingeniería Aeroespacial y Mecánica de Fluidos., 2011.
- [11] Kaushik, Mrinal: *Theoretical and experimental aerodynamics*. Springer, 2019.
- [12] García-Cuevas González, Luis Miguel, Marcos Carreres Talens y Andrés Omar Tiseira Izaguirre: *Centro de presiones, centro aerodinámico y cuerda media aerodinámica*. 2018.



- [13] De Alba, Manuel F Mejía, Luis E García Fernández y Mónica A Gutiérrez Almonacid: *Metodología de obtención de los coeficientes de sustentación y arrastre para un rango amplio de números de Reynolds y ángulos de ataque para aplicaciones en turbinas eólicas*. Avances Investigación en Ingeniería, 1(13):53–60, 2010.
- [14] Hepperle, Martin: *JAVAFOIL user's guide*. JavaFoil, 2017.
- [15] Soria Castro, Luis M: *Evaluación de software numérico para el análisis de superficies sustentadoras*. 2010.
- [16] Paz, Santiago Pinzón: *Introduction to Vortex Lattice Theory*. Ciencia y poder aéreo, 10(1):39–48, 2015.
- [17] Eraslan, Y, E Özen y Tuğrul Oktay: *A literature review on determination of quadrotor unmanned aerial vehicles propeller thrust and power coefficients*. En *Ejons X–International Conference on Mathematics–Engineering–Natural & Medical Sciences*, páginas 1–12, 2020.
- [18] McCormick, Barnes W.: *Aerodynamics, Aeronautics and Flight Mechanics*. John Wiley Sons, 2ª edición, 1994.
- [19] Cuerva Tejero Álvaro, Jose Luis Espino Granado, Óscar López García, José Meseguer Ruiz y Ángel Sanz Andrés: *Teoría de los Helicópteros*. Garceta, 2ª edición, 1994.
- [20] Deters, Robert W, Gavin Kumar Ananda Krishnan y Michael S Selig: *Reynolds number effects on the performance of small-scale propellers*. En *32nd AIAA applied aerodynamics conference*, página 2151, 2014.
- [21] McGranahan, Bryan y Michael Selig: *Surface oil flow measurements on several airfoils at low Reynolds numbers*. En *21st AIAA applied aerodynamics conference*, página 4067, 2003.
- [22] Carreno Ruiz, Manuel: *CFD simulation of propellers: Best Practices Analysis*. Tesis de Doctorado, Politecnico di Torino, 2019.
- [23] Versteeg, HK y W. Malalasekera: *An Introduction to Computational Fluid Dynamics*, 2007.
- [24] Anderson, John D.: *Computational Fluid Dynamics The Basics with Applications*. McGraw-Hill Education, 1ª edición, 1995.
- [25] Wendt, John F: *Computational fluid dynamics: an introduction*. Springer Science & Business Media, 2008.
- [26] Marion, Martine y Roger Temam: *Navier-Stokes equations: Theory and approximation*. Handbook of numerical analysis, 6:503–689, 1998.
- [27] Spalart, Philippe R y V Venkatakrisnan: *On the role and challenges of CFD in the aerospace industry*. The Aeronautical Journal, 120(1223):209–232, 2016.
- [28] Aldaraví, Pedro Martí Gómez y Roberto Navarro García: *Apuntes de la asignatura de Ampliación de de Mecánica de Fluidos*, 2019.
- [29] Durán, Adrián Lozano: *Apuntes sobre Dinámica de Fluidos Computacional*, 2015.

- [30] Courant, Richard, Kurt Friedrichs y Hans Lewy: *On the partial difference equations of mathematical physics*. IBM journal of Research and Development, 11(2):215–234, 1967.
- [31] CD-Adapco: *STAR-CCM+ User Guide 17.02.008 R8*.
- [32] Hsieh, Yu Wen, Suz Kuan Huang, Sin An Lai y Ching Yeh Hsin: *Applying Steady and Unsteady Body Force Methods to the Simulation of Ship Self-Propulsion*. En *ISOPE International Ocean and Polar Engineering Conference*, páginas ISOPE–I. ISOPE, 2018.
- [33] Russell, Carl R, Jaewoo Jung, Gina Willink y Brett Glasner: *Wind tunnel and hover performance test results for multicopter UAS vehicles*. En *American Helicopter Society (AHS) International Annual Forum and Technology Display*, número ARC-E-DAA-TN31096, 2016.
- [34] Sun, Jianwei, Koichi Yonezawa, Eiji Shima y Hao Liu: *Integrated Evaluation of the Aeroacoustics and Psychoacoustics of a Single Propeller*. *International Journal of Environmental Research and Public Health*, 20(3):1955, 2023.
- [35] Ventura Diaz, Patricia y Steven Yoon: *High-fidelity computational aerodynamics of multi-rotor unmanned aerial vehicles*. En *2018 AIAA Aerospace Sciences Meeting*, página 1266, 2018.
- [36] Thai, Austin, Rohit Jain y Sheryl Grace: *CFD Validation of Small Quadrotor Performance using CREATETM-AV Helios*. En *VFS 75th Annual Forum & Technology Display*, 2019.
- [37] Estado, Boletín Oficial del: *Ley 31/1995, de 8 de noviembre, de Prevención de Riesgos Laborales*, 1995.
- [38] Estado, Boletín Oficial del: *Real Decreto 48/1997, de 14 de abril, de Prevención de Riesgos Laborales*, 1995.

