



UNIVERSITAT
POLITÈCNICA
DE VALÈNCIA



UNIVERSITAT POLITÈCNICA DE VALÈNCIA

Escuela Técnica Superior de Ingeniería del Diseño

Desarrollo de una herramienta automatizada para el diseño
y simulación numérica de hélices de UAV.

Trabajo Fin de Grado

Grado en Ingeniería Aeroespacial

AUTOR/A: Gómez Montañana, Borja

Tutor/a: García Tíscar, Jorge

CURSO ACADÉMICO: 2022/2023

Resumen

Durante los últimos años, el sector aeronáutico ha presenciado un crecimiento significativo en el desarrollo de UAVs, lo que ha llevado a que estos dispositivos adquieran un papel protagónico en la industria. La capacidad de los UAVs para operar de forma autónoma, su versatilidad y su menor costo en comparación con las aeronaves tripuladas los convierten en una opción cada vez más atractiva para diversas aplicaciones. Dentro de esta reciente rama de investigación, el estudio y la mejora de las configuraciones de hélices es fundamental, ya que mejorar la eficiencia de las hélices se traduce en un vuelo más eficiente, mayor autonomía y menor consumo de energía.

Asimismo, atendiendo a esta necesidad de la industria, en el presente trabajo se ha desarrollado una metodología automática que permite conectar la fase de diseño de la hélice de un UAV con su correspondiente análisis CFD. En cuanto a la etapa de diseño, se ha realizado una discretización de la pala en diversas secciones, donde se han fijado como variables tres de los parámetros con mayor influencia en el comportamiento de la hélice: cuerda, espesor y torsión. El objetivo consiste en poder evaluar, mediante análisis CFD, la influencia de estas variables en una condición de vuelo a punto fijo, para extraer tendencias de diseño.

Palabras clave: CFD, Cuerda, Espesor, Hélice, Metodología Automática, Modelado 3D, Torsión, UAV.

Resum

Durant els últims anys, el sector aeronàutic ha presenciat un creixement significatiu en el desenvolupament de UAVs, la qual cosa ha portat al fet que aquests dispositius adquireixen un paper protagonista en la indústria. La capacitat dels UAVs per a operar de manera autònoma, la seua versatilitat i el seu menor cost en comparació amb les aeronaus tripulades els converteixen en una opció cada vegada més atractiva per a diverses aplicacions. Dins d'aquesta recent branca d'investigació, l'estudi i la millora de les configuracions d'hèlices és fonamental, ja que millorar l'eficiència de les hèlices es tradueix en un vol més eficient, major autonomia i menor consum d'energia.

Així mateix, atesa aquesta necessitat de la indústria, en el present treball s'ha desenvolupat una metodologia automàtica que permet connectar la fase de disseny de l'hèlice d'un UAV amb la seua corresponent anàlisi CFD. Quant a l'etapa de disseny, s'ha realitzat una discretització de la pala en diverses seccions, on s'han fixat com a variables tres dels paràmetres amb major influència en el comportament de l'hèlice: corda, grossària i torsió. L'objectiu consisteix a poder avaluar, mitjançant anàlisi CFD, la influència d'aquestes variables en una condició de vol a punt fix, per a extraure tendències de disseny.

Paraules clau: CFD, Corda, Grossària, Hèlice, Metodologia Automàtica, Modelatge 3D, Torsió, UAV.

Abstract

In recent years, the aeronautical sector has witnessed significant growth in the development of UAVs, which has led to these devices acquiring a leading role in the industry. The ability of UAVs to operate autonomously, their versatility and their lower cost compared to manned aircraft make them an increasingly attractive option for various applications. Within this recent branch of research, the study and improvement of propeller configurations is fundamental, as improving propeller efficiency translates into more efficient flight, greater autonomy and lower energy consumption.

Likewise, in response to this need of the industry, this work has developed an automatic methodology that allows connecting the design phase of the propeller of a UAV with its corresponding CFD analysis. As for the design stage, a discretisation of the blade in different sections has been carried out, where three of the parameters with the greatest influence on the behaviour of the propeller have been set as variables: chord, thickness and torsion. The aim is to be able to evaluate, by means of CFD analysis, the influence of these variables in a fixed-point flight condition, in order to extract design trends.

Keywords: CFD, Chord, Thickness, Propeller, Automatic Methodology, 3D Modelling, UAV, Torsion.

Agradecimientos

Quiero agradecer a mis padres por ser un apoyo incondicional durante estos cuatro años de carrera. En aquellos momentos de incertidumbre, siempre han estado ahí para guiarme con sus valiosos consejos.

También quiero agradecer a mi hermano por ser mi confidente y motivador. Ha sido una de mis personas referentes que me ha impulsado a superar cualquier obstáculo que se me haya presentado.

Y, por último, quiero dar las gracias a Federico Nahuel Ramírez, ya que durante todos estos meses de trabajo se ha volcado en mí y en el proyecto de manera excepcional.

Índice

1. Introducción y Objetivos	1
1.1. Introducción General	1
1.2. Motivación y Objetivos	3
1.3. Estado del Arte	4
1.4. Estructura	5
2. Metodología	6
2.1. Geometría	6
2.1.1. OpenVSP	6
2.1.2. Geometría de la Hélice	6
2.1.3. Parámetros de Diseño	8
2.1.4. Integración en un VSPscript	14
2.2. Modelado CFD	18
2.2.1. OpenFoam	18
2.2.2. Preproceso con OpenFoam	19
2.2.3. Dominio de Simulación	22
2.2.4. Condiciones de Contorno	24
2.2.5. Proceso de Mallado	24
2.2.6. Modelado Numérico	26
2.2.7. Independencia de Malla	27
2.3. Proceso de Automatización	31

2.3.1. Estructura	31
3. Diseño de Experimentos	36
3.1. Análisis de la Tracción	41
3.2. Análisis del Torque	44
3.3. Análisis de Distribuciones de los Factores	46
3.4. Configuraciones Óptimas	50
4. Conclusiones	56
5. Pliego de condiciones	58
5.1. Condiciones Laborales	58
5.1.1. Condiciones Generales de Seguridad	58
5.1.2. Limpieza y Conservación	59
5.1.3. Condiciones Ambientales	59
5.1.4. Iluminación	60
5.1.5. Zonas de Descanso	60
5.2. Condiciones Técnicas	61
6. Presupuesto	62
6.1. Introducción	62
6.2. Costes Unitarios	63
6.3. Desglose de Costes Totales	65

Índice de figuras

1.1. <i>Aplicaciones de los UAVs 2021 [1]</i>	1
2.1. <i>Geometría Stack y Stack modificada (Hub)</i>	7
2.2. <i>Geometría Propeller</i>	7
2.3. <i>Interfaz de diseño de las palas</i>	8
2.4. <i>Parámetros geométricos de la sección Design [13]</i>	9
2.5. <i>Perfil aerodinámico 4412 [15]</i>	9
2.6. <i>Distribución de la cuerda</i>	10
2.7. <i>Distribución de la torsión</i>	10
2.8. <i>Distribución del espesor</i>	11
2.9. <i>Interfaz diseño del hub</i>	11
2.10. <i>Líneas características de la geometría Stack</i>	12
2.11. <i>Distintas configuraciones de las líneas características de la geometría Stack</i> . .	13
2.12. <i>Hélice 3D</i>	13
2.13. <i>VSPscript-1</i>	14
2.14. <i>VSPscript-2</i>	15
2.15. <i>VSPscript-3</i>	16
2.16. <i>VSPscript-4</i>	17
2.17. <i>Sistema de carpeta OpenFOAM [16]</i>	18
2.18. <i>Esquema 2D mallado snappyHexMesh [17]</i>	19
2.19. <i>Malla estructurada base con blockMesh [17]</i>	20

2.20. División de celdas con castellation [17]	20
2.21. Eliminación de celdas con castellation [17]	20
2.22. Volumen de refinamiento [17]	21
2.23. Adaptación de las celdas a la geometría con snapping [17]	21
2.24. Adición de capa límites con Mesh Layers [17]	21
2.25. Dominio de Simulación	22
2.26. Dimensiones (en cm) del dominio de la simulación	23
2.27. Script MRFProperties	25
2.28. Configuración base del mallado	26
2.29. Hélice original escaneada 3D y simplificada	27
2.30. Contorno de velocidades a 6000rpm	28
2.31. Malla final independiente	29
2.32. Coeficiente de Tracción	30
2.33. Directorio de trabajo	31
2.34. Definición de Parámetros	32
2.35. Generación del VSPscript	33
2.36. Generación de la Geometría	34
2.37. Reorganización de carpetas	34
2.38. Simulación CFD	34
2.39. Estructura del archivo Allrun	35
3.1. Paso 1: Definición de Objetivos	37
3.2. Matriz de casos	38
3.3. Definición de factores	39
3.4. Definición del sistema	40
3.5. Definición de las variables en todas las secciones	40
3.6. Diagrama de Pareto para Tracción	41

3.7. <i>Gráfico de Superficie de Respuesta (Efecto positivo)</i>	43
3.8. <i>Diagrama de Pareto para Torque</i>	44
3.9. <i>Tracción y relación tracción/torque de los casos</i>	46
3.10. <i>Distribuciones de torsión a lo largo de la pala</i>	47
3.11. <i>Distribuciones de cuerda a lo largo de la pala</i>	48
3.12. <i>Distribuciones de espesor a lo largo de la pala</i>	49
3.13. <i>Contorno de velocidades (Hélice 1)</i>	51
3.14. <i>Contorno de velocidades (Hélice 2)</i>	51
3.15. <i>Distribución de la tracción sobre la pala</i>	52
3.16. <i>Distribución de presiones sobre la pala</i>	53
3.17. <i>Distribución de velocidades sobre la línea en la estela</i>	54

Índice de tablas

2.1. <i>Parámetros de diseño de las palas</i>	8
2.2. <i>Parámetros de diseño del hub</i>	12
2.3. <i>Parámetros de mallado geometría</i>	17
2.4. <i>Partes del Dominio de Simulación</i>	22
2.5. <i>Niveles de división de las celdas</i>	25
2.6. <i>Errores de tracción y torque modificando volumen de la Esfera</i>	27
2.7. <i>Errores de tracción y torque a distintos niveles de la Helice</i>	28
2.8. <i>Errores de tracción y torque a distintos niveles del CilindroROT</i>	29
2.9. <i>Errores de tracción y torque a distintos niveles del CilindroEst</i>	29
2.10. <i>Comparación de los valores de tracción simulados y experimentales</i>	30
3.1. <i>Variables independientes</i>	37
3.2. <i>Valor-P de las variables independientes en Tracción</i>	43
3.3. <i>Valor-P de las variables independientes en Torque</i>	45
6.1. <i>Recursos requeridos para el proyecto</i>	62
6.2. <i>Coste bruto del personal</i>	65
6.3. <i>Coste bruto del software</i>	65
6.4. <i>Coste bruto total del proyecto</i>	66
6.5. <i>Coste final proyecto</i>	66

Nomenclatura

Ω	Velocidad angular de giro de la hélice [rpm]
ρ	Densidad [kg/m ³]
D_H	Diámetro del hub [cm]
D_P	Diámetro de las pala [cm]
H_H	Altura del hub [cm]
n	Velocidad angular de giro de la hélice [rps]
N_P	Número de palas [-]
T	Tracción de la hélice [N]

1 | Introducción y Objetivos

1.1. Introducción General

Los drones, también conocidos como vehículos aéreos no tripulados (UAV, por sus siglas en inglés), han experimentado un desarrollo significativo en las últimas décadas. Estos equipos han revolucionado una amplia gama de sectores y han encontrado numerosas aplicaciones en áreas como la agricultura, la entrega de paquetes, la vigilancia, y la exploración de terrenos peligrosos, entre otras. En la Figura 1.1 se muestra un gráfico circular con las principales aplicaciones de los UAVs registradas en 2021 [1], donde se observa que la construcción y la agricultura fueron las áreas más solicitadas.

Drones Market: Revenue (%), by Application, Global, 2021



Figura 1.1. Aplicaciones de los UAVs 2021 [1]

La industria de los UAVs ha experimentado un crecimiento notable en los últimos años, y se espera que esta tendencia continúe en el futuro cercano. Según Statista, se proyecta que el mercado mundial de UAVs comerciales crecerá a una tasa compuesta anual del 57 % entre 2020 y 2025, lo que refleja el creciente interés y demanda en los diversos sectores [2]. Además, se estima que el mercado mundial de drones alcanzará los \$42.8 mil millones en 2025 [2].

Por otro lado, según un informe de la consultora BCG, para el año 2050, la flota de UAV industriales en Europa y Estados Unidos podría alcanzar los 50 billones de unidades, lo que indica el enorme potencial y las oportunidades de uso en una variedad de industrias [3]. Además, se prevé que más de un millón de UAV operarán en esas áreas [3].

Con respecto al desarrollo tecnológico de estos vehículos, son muchos los avances que se están consiguiendo, permitiendo incorporar tecnologías que hasta la fecha, no habían sido introducidas en estos dispositivos.

En el estudio de Elzanaty titulado “A Comprehensive Study on the Applications and Challenges of UAVs” [4] ofrece una visión general de las múltiples aplicaciones de estos vehículos. Se hace hincapié en su función en la agricultura, donde se utilizan para vigilar los cultivos, realizar riegos precisos y aplicar plaguicidas. Además, también se están investigando áreas como la vigilancia y la entrega de paquetes, ya que los UAVs han demostrado ser útiles proporcionando soluciones rápidas y efectivas.

Por otro lado, Goodchild en “Advances in UAV Systems: Overview and Operations” [5] examina los últimos avances en los sistemas de vehículos aéreos no tripulados. Se han producido mejoras significativas en áreas importantes como los sistemas de control, la autonomía y la inteligencia artificial. Los avances tecnológicos han hecho que los UAVs sean más eficientes y adaptables a diferentes aplicaciones, lo que ha abierto nuevas oportunidades en campos como la inspección de infraestructuras, la cartografía y la monitorización ambiental. El desarrollo de estos vehículos también se ha beneficiado del papel crucial que desempeñan los sistemas de navegación por satélite (GNSS), tal y como afirma Liu en “Advances in UAV technologies for civil applications: The enabling role of GNSS” [6]. Se enfatiza la incorporación de los sistemas de navegación GNSS en el desarrollo de los UAVs para aplicaciones civiles, lo cual puede resultar muy útil desde el punto de vista de la seguridad en vuelo, especialmente en entornos urbanos o complejos.

Por último, Rovira-Más en "Trends and Challenges in UAV-Enabled Smart Cities: A Review"[7] analiza posibles usos en campos como la seguridad pública, la gestión del tráfico y la vigilancia ambiental. Los UAVs pueden ayudar en la recopilación de datos en tiempo real, lo que facilitaría notablemente la toma de decisiones, ya que se dispondría de información actualizada en tiempo real.

1.2. Motivación y Objetivos

En respuesta al rápido avance y continuo estudio de los UAVs, el presente trabajo se enfoca en una de sus partes fundamentales: las hélices. Se ha desarrollado una metodología automatizada que establece una conexión directa entre la fase de diseño y el estudio CFD, con el fin de agilizar el proceso de diseño y análisis. Esto implica una mejora significativa en la eficiencia del proceso y una reducción en la cantidad de recursos humanos necesarios. Además, también se pretende lograr una mayor escalabilidad, es decir, manejar con facilidad un mayor volumen de trabajo aprovechando los recursos disponibles eficientemente.

Una vez se ha desarrollado esta herramienta, se ha empleado para realizar un estudio complementario; más concretamente, se ha elaborado un Diseño de Experimentos. El objetivo principal de este estudio ha sido justificar el correcto funcionamiento de la metodología automatizada y, además, poder extraer tendencias de diseño basadas en criterios de reducción de par y mejora de la tracción.

Para la realización del proyecto en su conjunto, se deberán seguir una serie de pasos, definidos a continuación:

- Comprender y familiarizarse con la interfaz gráfica de OpenVSP, identificando todas las opciones de diseño de las diversas configuraciones de la hélice.
- Desarrollar la etapa de diseño en lenguaje de programación de OpenVSP por medio de VSPscripts, para facilitar la automatización del proceso.
- Realizar el todas las etapas del pre-proceso del estudio CFD.
- Unificar el proceso de diseño y simulación CFD en un único script de MATLAB.
- Comprender y familiarizarse con el Asistente de Diseño de Experimentos de Statgraphics, para poder abordar el estudio. Además se ha debido de identificar e interpretar las diversas tablas y gráficos que permiten analizar los resultados.
- Comparar las diferentes distribuciones de las variables geométricas de estudio de la hélice, para identificar tendencias de diseño basadas en criterios de reducción de par y mejora de la tracción.

1.3. Estado del Arte

El diseño de las hélices de los UAVs es un campo de investigación en constante evolución. En la actualidad, existe una rama de investigación dedicada específicamente al desarrollo de estos métodos de optimización, con el objetivo de obtener configuraciones de hélices óptimas.

Se basan en técnicas avanzadas como la optimización basada en inteligencia artificial, los algoritmos genéticos u otras técnicas. Dichas técnicas permiten explorar y evaluar una variedad de configuraciones y parámetros de hélices, estableciendo objetivos específicos y fijando limitaciones, como maximizar el empuje, minimizar el torque, reducir el ruido, mejorar la eficiencia o reducir las vibraciones.

Según estudios recientes, la optimización del diseño de hélices de UAVs sigue siendo un tema en estudio actual.

El artículo [8] publicado en 2023, muestra el proceso de diseño y análisis de hélices multifidelidad para el diseño preliminar del Skybus, un vehículo eVTOL de carga pesada propuesto por GKN Aerospace, combinando herramientas y resultados para niveles variables de fidelidad.

Por otro lado, en el artículo [9] publicado en 2022, se analiza un método de optimización que utiliza un enfoque de aprendizaje automático para resolver problemas multiobjetivo de optimización de hélices con restricciones.

Finalmente, en el artículo [10] publicado en 2023, detalla el proceso de optimización de las palas de un propulsor, dónde se considera simultáneamente tanto el rendimiento aerodinámico como el aeroacústico. En este estudio emplea una red neuronal profunda (DNN) para establecer una relación no lineal entre los parámetros de las palas y el rendimiento aerodinámico/aeroacústico, dónde la optimización se logra aplicando un algoritmo de aprendizaje de refuerzo previo.

1.4. Estructura

En esta sección, se proporcionará una visión general de la organización del documento elaborado para este proyecto, presentando de manera concisa los capítulos que lo componen, así como también una breve descripción de los mismo.

En primer lugar, en el Capítulo 2 se detallará toda la metodología seguida para el desarrollo del proyecto. En él queda definido el proceso de diseño de la hélice mediante el *software* OpenVSP. Por otro lado, se detallará la etapa de preproceso del estudio de Dinámica de Fluidos Computacional (CFD), dónde se ha empleado el *software* OpenFOAM, y finalmente, el proceso de automatización realizado con MATLAB también será explicado en detalle.

En el Capítulo 3 se utilizará la herramienta desarrollada para llevar a cabo un estudio de optimización mediante la metodología estadística conocida como Diseño de Experimentos, utilizando el software Statgraphics.

Seguidamente, en el Capítulo 4 se presentarán las principales conclusiones generales del estudio de optimización, así como las ventajas que se han obtenido al emplear esta herramienta.

Finalmente, en los Capítulos 5 y 6, se definirán el pliego de condiciones y el presupuesto del proyecto, respectivamente.

2 | Metodología

2.1. Geometría

2.1.1. OpenVSP

OpenVSP [11] (Vehicle Sketch Pad) es un software de código abierto que se emplea para diseñar y modelar aerodinámica de vehículos, especialmente aviones y cohetes, aunque también ofrece la posibilidad de generar y diseñar geometrías complejas, como sería el caso de las hélices. Fue desarrollado originalmente por la NASA para sus proyectos de diseño de aeronaves, y ahora está disponible públicamente para su uso en la industria aeroespacial y en proyectos educativos.

Uno de los aspectos más relevantes de OpenVSP es que ofrece la posibilidad de crear modelos virtuales de vehículos en 3D y realizar análisis aerodinámicos, estructurales y de estabilidad. El software es altamente configurable y puede ajustarse para adaptarse a diferentes tipos de vehículos, lo que lo hace útil para una amplia variedad de aplicaciones en el campo de la ingeniería aeronáutica y espacial. Además, la disponibilidad de código abierto significa que los usuarios pueden personalizar el software para satisfacer sus necesidades específicas, así como colaborar en su mejora continua.

El motivo por el cual se ha optado por este software se basa principalmente en capacidad de trabajar con diseños base, a partir de los cuales se pueden definir una gran variedad de parámetros que permitan modificar la geometría, lo que implica trabajar con mayor eficiencia y rapidez.

2.1.2. Geometría de la Hélice

El diseño de una hélice para vehículos es un proceso complejo que requiere la combinación de distintos elementos y técnicas de modelado. En este sentido, en OpenVSP es posible crear una hélice a partir de dos componentes independientes: el hub y las palas.

Para definir el hub de la hélice (Figura 2.1b), se utilizará la geometría *Stack*, representada en la Figura 2.1a, que permitirá ser modificada para crear la estructura central que une las palas y transmite el movimiento del motor.

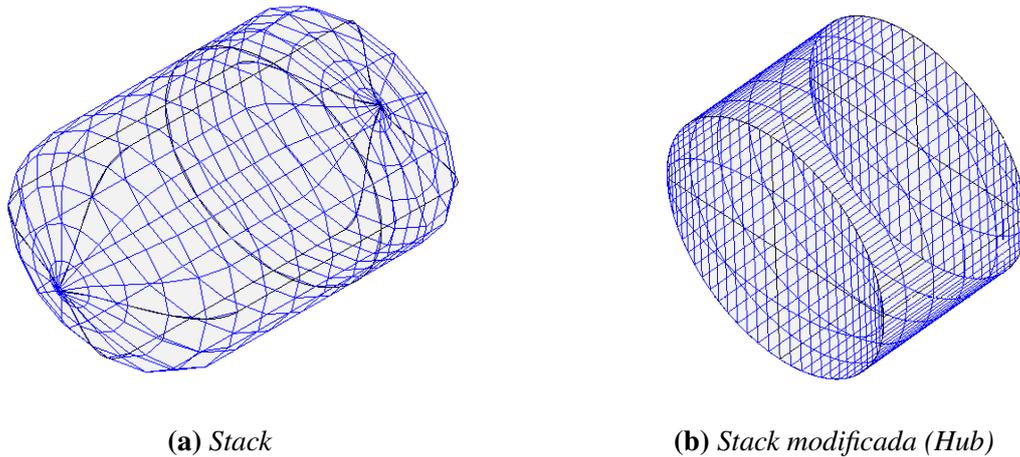


Figura 2.1. Geometría *Stack* y *Stack modificada (Hub)*

Tal y como se ha mencionado, para obtener la geometría cilíndrica del hub se deben realizar una serie de cambios a la geometría *Stack*, que es la que OpenVSP ofrece en su librería. En primer lugar, en las secciones de los extremos se ha definido que converja a un círculo de igual radio que la superficie lateral, en lugar de un punto, generando así la tapa superior e inferior. Por otro lado, también se ha definido que el ángulo y la curvatura sean nulos para que la superficie lateral sea plana y perpendicular a ambas tapas. No obstante, estas modificaciones serán explicadas en detalle en la siguiente sección.

Por otro lado, las palas se definirán mediante la geometría *Propeller*, representada en la Figura 2.2, que permitirá ajustar su forma, tamaño y número, entre otros parámetros de diseño.

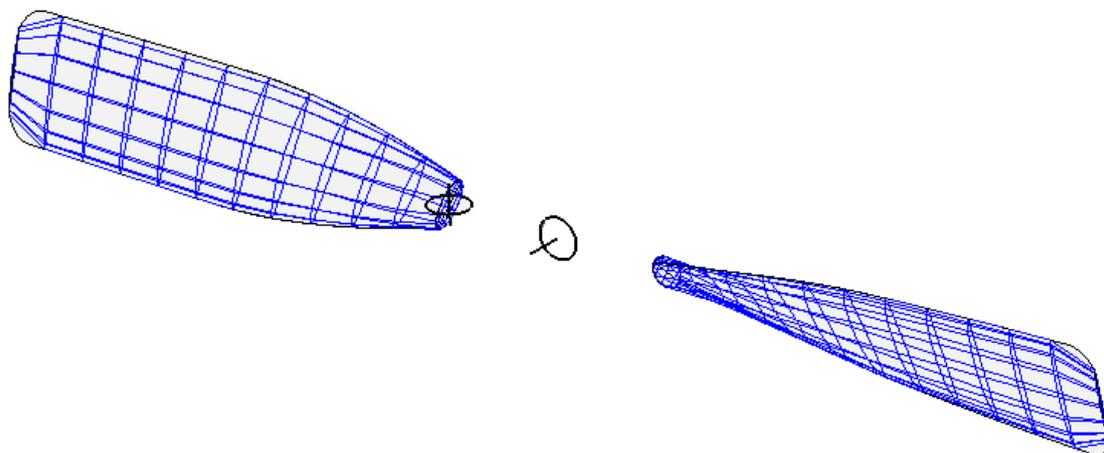


Figura 2.2. Geometría *Propeller*

Una vez conocidas las dos geometrías que constituyen la hélice, en la próxima sección, se definirán todos los parámetros de diseño tanto fijos como variables, que permitirán definir las diversas configuraciones de hélice que se van a analizar.

2.1.3. Parámetros de Diseño

Geometría: *Propeller*

OpenVSP ofrece una interfaz detallada que permite definir la configuración de las palas de la hélice. A continuación, en la Figura 2.3 se muestra la interfaz, con sus respectivas secciones de diseño.

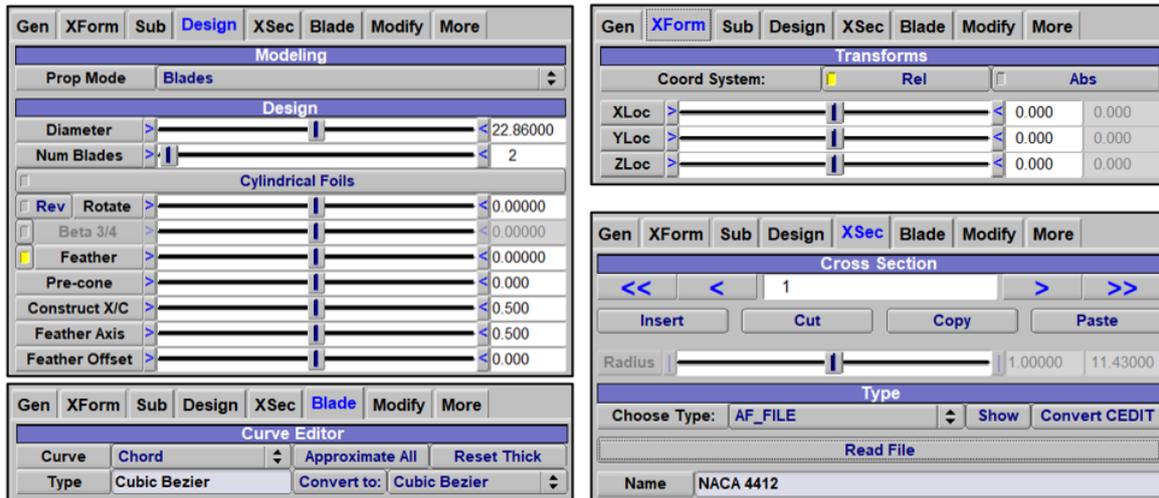


Figura 2.3. Interfaz de diseño de las palas

En la sección *XForm*, se determina la ubicación de las palas, la cual se ha definido en el origen de coordenadas, ya que facilita la localización de la geometría en procesos posteriores, tales como el mallado, el cálculo CFD o el post-proceso. Además, es importante destacar que el eje de giro de la hélice se encuentra a lo largo del eje z, donde la dirección positiva de z corresponde a la dirección de desplazamiento del flujo.

Por otro lado, en la sección *Diseño*, se seleccionan las características principales, las cuales quedan definidas en la Tabla 2.1.

D_P [cm]	N_P [-]	Feather [°]	Pre-cone [°]	Feather Axis [-]	Feather Offset [-]
22.86	2	0	0	0.5	0

Tabla 2.1. Parámetros de diseño de las palas

En primer lugar, D_P y N_P podrían ser parámetro de diseño variables, pero se han considerado como fijos para las distintas geometrías de hélices que van a analizarse, ya que el efecto de modificar dichos parámetros no es objeto de este estudio. Además, los valores que han sido seleccionados se encuentran dentro del rango de uso estándar para UAVs de tamaño reducido, en el mercado actual. Por ejemplo, la empresa DJI [12], en su modelo *DJI Mavic 3 Pro (DJI RC)* emplea hélices de dos palas con un diámetro de 9.4 pulgadas, que equivale a 23.88 cm, lo cual es similar al valor que se ha empleado para este estudio.

Seguidamente, *Feather* representa el ángulo de paso geométrico de la pala, es decir, el ángulo de posición del perfil de la pala respecto al plano de rotación. Se ha definido como cero, ya que el control de la torsión se realizará de forma individual en la sección *Blade*, que posteriormente se explicará en detalle. Por otro lado, *Pre-cone* representa el ángulo que forma el eje de la pala con respecto al plano vertical, tal y como se puede apreciar en la Figura 2.4a, y se ha definido con un valor nulo, ya que su influencia no es objeto de este estudio.

Por último, *Feather Axis* representa la posición del eje de la pala a lo largo de la cuerda, y *Feather Offset* el origen de la línea del eje de la pala, definido en la Figura 2.4b. Estos se han definido de manera que los ejes de cada pala coincidieran y, además, que este eje coincidiera con la mitad de la cuerda, tal y como se refleja en la primera representación de la Figura 2.4b.

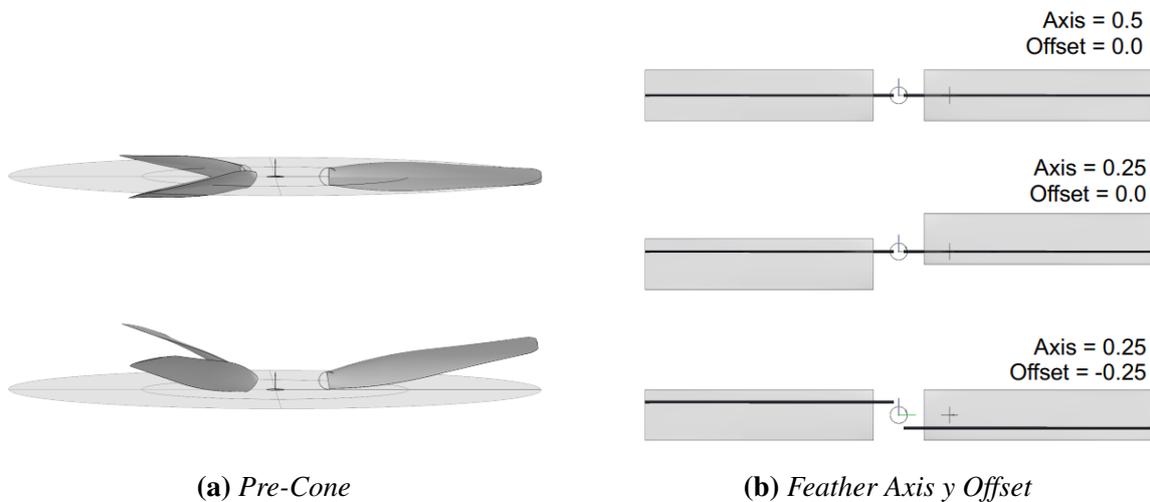


Figura 2.4. *Parámetros geométricos de la sección Design [13]*

En la sección *XSec*, se define la forma transversal de las palas. El programa permite dividir las palas en secciones y determinar para cada una de ellas el perfil aerodinámico que se va a emplear. De acuerdo con el artículo [14] dónde se ha investigado sobre la generación de ruido de los propulsores de los UAV, se ha concluido que uno de los perfiles aerodinámicos óptimos es el *NACA4412*, representado en la Figura 2.5. Consecuentemente, de nuevo, para acotar el estudio, se ha optado por fijar dicho perfil para todas las hélices que se van a analizar, permitiendo así comprender de manera más precisa la influencia del resto de parámetros geométricos.

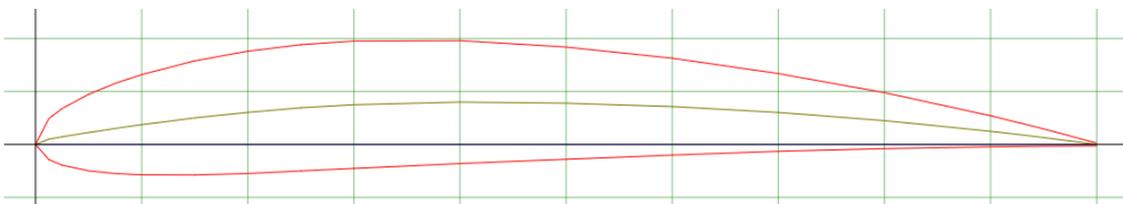


Figura 2.5. *Perfil aerodinámico 4412 [15]*

Por último, en la sección *Blade*, se definen las características geométricas principales de la hélice. Cabe destacar que no se tendrán en cuenta todos los parámetros de diseño que ofrece el programa, sino que se analizará en detalle la influencia de tres de ellos, los cuales son: la cuerda, la torsión y el espesor.

El procedimiento que se ha llevado a cabo consiste en una discretización de la pala en diez secciones, que se encuentran equiespaciadas a lo largo de la pala. En la Figura 2.6 se puede apreciar como cada una de las secciones se define por medio de la variable r_i (siendo i un valor del 0 al 9), que representa el porcentaje del radio total de la pala.

En cada una de estas secciones se podrá definir un valor determinado de los parámetros anteriormente mencionados, por lo que de esta manera se puede tener un control más preciso del diseño de hélice.

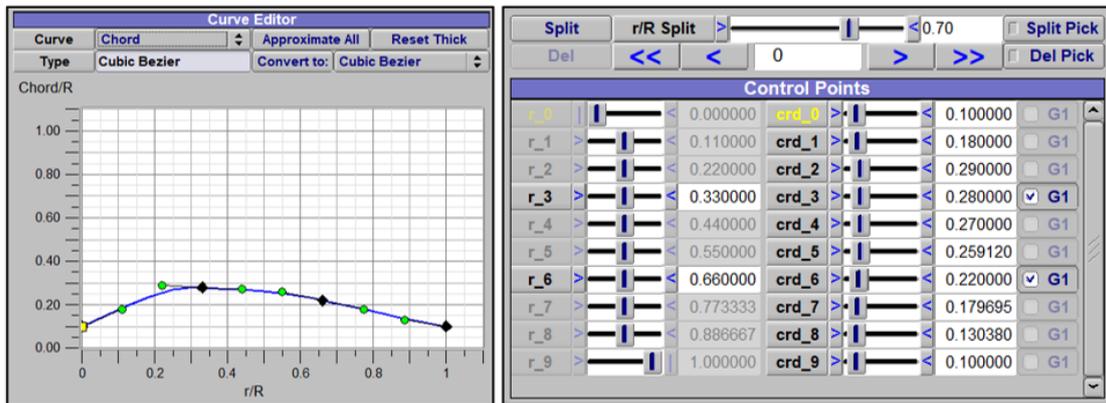


Figura 2.6. Distribución de la cuerda

En primer lugar, se va a detallar la interfaz que permite definir la la distribución de cuerda, la cual ya ha sido representada en la Figura 2.6. En este entorno, la variable que controla la distribución será crd_i , que fija el porcentaje de cuerda con respecto al radio total (Cuerda/R) en cada una de las secciones definidas. Finalmente, para obtener la distribución total a lo largo de la pala, se hace uso de una interpolación del tipo *Cubic Bazier*. Este tipo de interpolación resulta muy efectiva para situaciones en las que hay un número elevado de secciones definidas, como es el caso, ya que permite adaptar la curva de tal manera que no se produzcan cambios bruscos en la distribución.

Por otro lado, la interfaz para definir la distribución de torsión queda representada en la Figura 2.7. El procedimiento es completamente análogo a la distribución de cuerda, pero en este caso la variable a modificar es tw_i , que es directamente el ángulo de torsión de cada perfil.

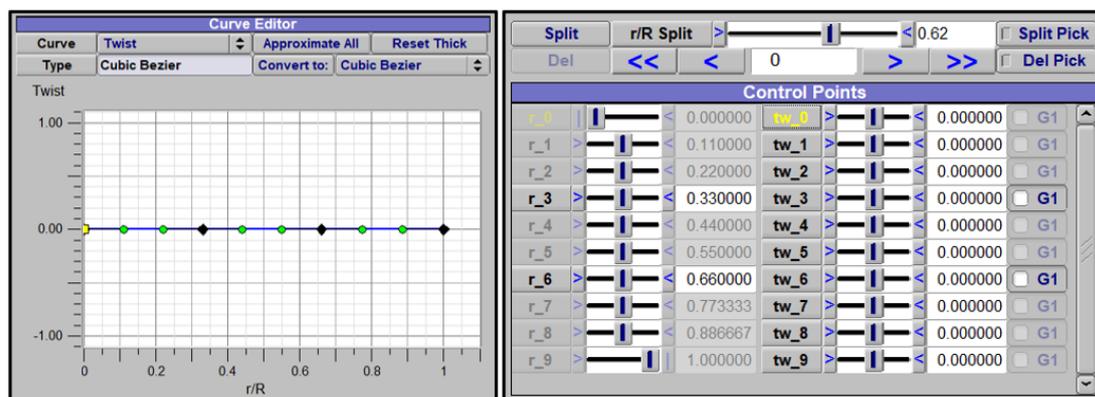


Figura 2.7. Distribución de la torsión

Finalmente, la interfaz que define la distribución de espesor queda representada en la Figura 2.8, la única diferencia con respecto a las anteriores es que la variable a modificar es toc_i , que es el porcentaje de espesor con respecto de la cuerda (Espesor/Cuerda).

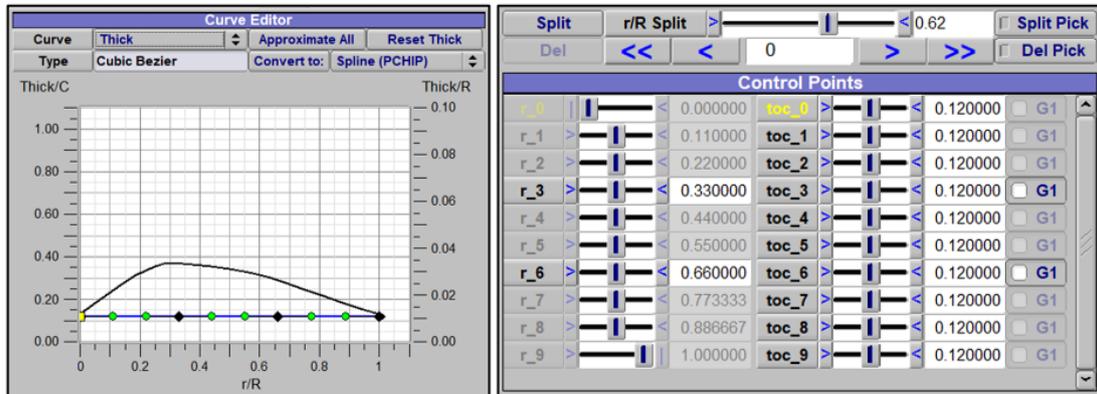


Figura 2.8. Distribución del espesor

Geometría: Hub

En cuanto al hub de la hélice, la interfaz de OpenVSP que permite definir su diseño queda, representada en la Figura 2.9.



Figura 2.9. Interfaz diseño del hub

En primer lugar, del mismo modo que en diseño de la hélice, en la sección *Xform* se determina la ubicación del hub en sistema de coordenadas. En este caso, no estará ubicado en el origen, ya que ha sido desplazado en el eje z en el sentido positivo, para que el encastre de las palas esté situado en el plano medio del hub. Seguidamente, en la sección *Design* se define el tipo de tapa en cada uno de los extremos, el cual se ha optado por la opción *Flat*, ya que de esta manera se generará una tapa plana superior e inferior.

Por otro lado, en la sección *XSec* se definirán los parámetros geométricos principales, detallados en la Tabla 2.2. Además, también permite seleccionar el tipo de sección transversal, que para este caso, debido a que la forma del hub es cilíndrica, la sección seleccionada es la circular.

D_H [cm]	H_H [cm]
1.905	0.9

Tabla 2.2. *Parámetros de diseño del hub*

Por último, la sección *Skinning* se emplea para convertir las superficies de sus componentes en la forma o el perfil deseados. Permite controlar los comportamientos de las cuatro líneas características que pasan por cada sección transversal, definidas en la Figura 2.10.

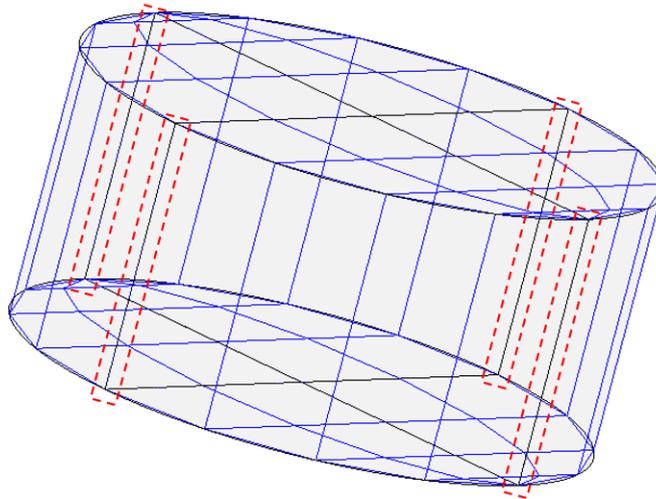
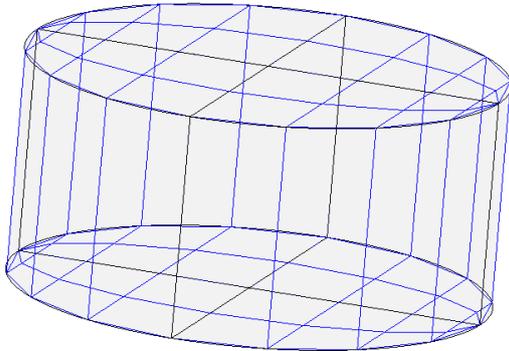


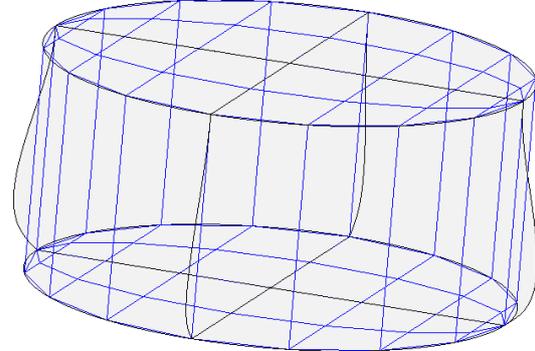
Figura 2.10. *Líneas características de la geometría Stack*

Por un lado, la opción *Angle* controla el ángulo de la línea característica que pasa a través de una sección transversal en relación con la sección normal, por lo que se ha definido como nulo para que las líneas características sean perpendiculares a la tapa superior e inferior. Por otro lado, la otra opción es *Curvature*, permite definir la curvatura de la línea característica. En este caso, se busca que las líneas sean rectas para que la superficie lateral sea lisa, es por ello por lo que se ha definido como nula.

Con el objetivo de mostrar gráficamente las diferencias de las distintas configuraciones de las líneas características de la geometría Stack, en la Figura 2.11a, se va a representar la geometría Stack fijando tanto el ángulo como la curvatura como nulas; mientras que en la Figura 2.11b, se va a definir en la parte inferior una curvatura de 1 y un ángulo de 50° .



(a) *Ángulo y Curvatura nulos*



(b) *Ángulo de 50° y Curvatura de 1*

Figura 2.11. *Distintas configuraciones de las líneas características de la geometría Stack*

Finalmente, en la Figura 2.12, se ha representado la hélice generada mediante OpenVSP, tras haber introducido los parámetros geométricos que han sido definidos a lo largo de esta sección.

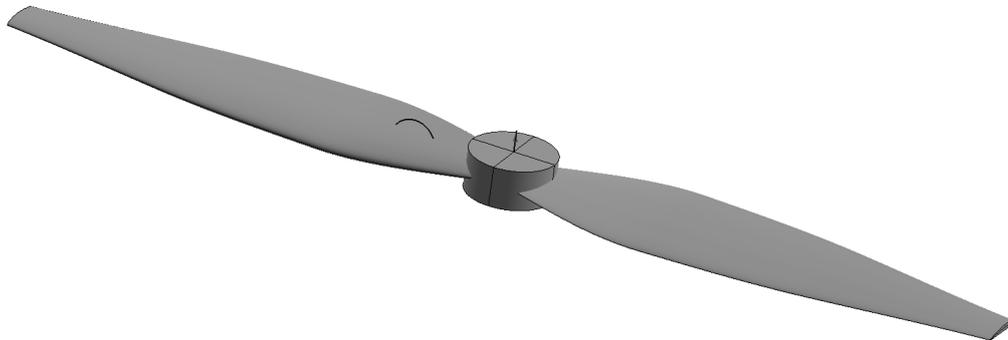


Figura 2.12. *Hélice 3D*

2.1.4. Integración en un VSPscript

Dado que el objetivo final de este proyecto consiste generar una herramienta mediante la cual se puedan establecer una conexión entre el proceso de diseño y el análisis CFD, toda la etapa de parametrización de la hélice ha sido automatizada por medio de *VSPscripts*.

OpenVSP, permite trabajar sin necesidad de interactuar directamente con la interfaz gráfica, ya que dispone de un lenguaje de scripts específico que facilita la automatización de tareas. Un VSPscript se basa en el lenguaje de programación Python y se utiliza para interactuar con la Interfaz de Programación de Aplicaciones (API) de OpenVSP. La API de OpenVSP proporciona un conjunto de funciones y métodos que permiten controlar y manipular diversos aspectos del software, como la creación de geometría o la modificación de parámetros de diseño.

El procedimiento que se ha seguido puede segmentarse en 3 pasos:

En primer lugar, mediante la interfaz gráfica de OpenVSP se ha generado un archivo base, dónde se fijan aquellas variables que serán constantes en el estudio, así como también se ha generado la discretización de las distintas secciones de la pala. Con todo esto definido, se guarda el modelo base en formato **.vsp3*. De esta manera, ya se dispone de un archivo base desde el cual se pueden generar las distintas geometrías de la hélice, sin necesidad de acceder de nuevo a la interfaz gráfica, ya que todos los parámetros se modifican por medio del VSPscript.

Seguidamente, se ha desarrollado un VSPscript específico, que permite, por un lado, cargar el caso base en memoria y, por otro lado, definir para cada una de las secciones de la pala, los tres parámetros de estudio: la cuerda, el espesor y la torsión. Además, una vez creada la geometría de la hélice, el script genera una malla que es exportada en formato **.stl* (Standard Tessellation Language), que se empleará para la generación de la malla CFD. Cabe destacar que para la construcción del script se ha requerido del apoyo de los distintos tutoriales de los casos que OpenVSP ofrece en su librería [11], ya que proporciona una amplia variedad de funciones que son extrapolables a otros casos, tales como una hélice. El VSPscript que ha sido generado, se ha definido como *READVSP_Base.vspscript*, y a continuación será explicado en detalle.

En la primera parte (Figura 2.13), se carga el archivo base (*Archivo_Base_HELICE.vsp3*) en memoria mediante la función *ReadVSPFile*. Seguidamente, por medio de la función *FindGeom*, se buscan y se selecciona la geometría de la hélice dentro del modelo creado en OpenVSP, es decir, dentro del archivo base, y además se almacena en la variable *prop_id*, que servirá como identificador.

```
void main()
{
    //==== Lectura e Identificación ====//
    ReadVSPFile( "Archivo_Base_HELICE.vsp3" );

    string prop_id = FindGeom( "GeometriaHelice", 0 );
}
```

Figura 2.13. *VSPscript-1*

A continuación, tal y como queda definido en la Figura 2.14, haciendo uso de la función *SetParmVal*, se definen cada una de las variables en las diferentes secciones de la pala, dónde primero se define la geometría sobre la que se quiere actuar (identificador), posteriormente se define el tipo de variable que se pretende modificar y, por último, se establece el valor numérico de la variable. Se puede comprobar que no se ha establecido ningún valor numérico, sino que se definen tres conjuntos de variables que Matlab será capaz de identificar y dar el valor que le corresponda a cada caso: *\$Ci* hace referencia a la cuerda , *\$Ti* a la torsión y *\$Ei* al espesor (siendo *i* el número de secciones discretizadas).

```
//==== Cuerda Secciones ====//

SetParmVal( prop_id, "crd_0", "Chord", $C1 );
SetParmVal( prop_id, "crd_1", "Chord", $C2 );
SetParmVal( prop_id, "crd_2", "Chord", $C3 );
SetParmVal( prop_id, "crd_3", "Chord", $C4 );
SetParmVal( prop_id, "crd_4", "Chord", $C5 );
SetParmVal( prop_id, "crd_5", "Chord", $C6 );
SetParmVal( prop_id, "crd_6", "Chord", $C7 );
SetParmVal( prop_id, "crd_7", "Chord", $C8 );
SetParmVal( prop_id, "crd_8", "Chord", $C9 );
SetParmVal( prop_id, "crd_9", "Chord", $C10 );

//==== Torsión Secciones ====//

SetParmVal( prop_id, "tw_0", "Twist", $T1 );
SetParmVal( prop_id, "tw_1", "Twist", $T2 );
SetParmVal( prop_id, "tw_2", "Twist", $T3 );
SetParmVal( prop_id, "tw_3", "Twist", $T4 );
SetParmVal( prop_id, "tw_4", "Twist", $T5 );
SetParmVal( prop_id, "tw_5", "Twist", $T6 );
SetParmVal( prop_id, "tw_6", "Twist", $T7 );
SetParmVal( prop_id, "tw_7", "Twist", $T8 );
SetParmVal( prop_id, "tw_8", "Twist", $T9 );
SetParmVal( prop_id, "tw_9", "Twist", $T10 );

//==== Espesor Secciones ====//

SetParmVal( prop_id, "toc_0", "Thick", $E1 );
SetParmVal( prop_id, "toc_1", "Thick", $E2 );
SetParmVal( prop_id, "toc_2", "Thick", $E3 );
SetParmVal( prop_id, "toc_3", "Thick", $E4 );
SetParmVal( prop_id, "toc_4", "Thick", $E5 );
SetParmVal( prop_id, "toc_5", "Thick", $E6 );
SetParmVal( prop_id, "toc_6", "Thick", $E7 );
SetParmVal( prop_id, "toc_7", "Thick", $E8 );
SetParmVal( prop_id, "toc_8", "Thick", $E9 );
SetParmVal( prop_id, "toc_9", "Thick", $E10 );

Update();

//==== Generación Archivo *.vsp3 ====//

string fname = "Helice.vsp3";
WriteVSPFile( fname, SET_ALL );
```

Figura 2.14. *VSPscript-2*

Además, para crear una copia de seguridad del archivo en formato *.vsp3, se utiliza la función WriteVSPFile, que guarda la geometría de la hélice con todas las modificaciones realizadas. El nombre del archivo de copia de seguridad es *Helice.vsp3*.

La siguiente parte del script se lleva a cabo un análisis *CFD mesh* (Figura 2.15), que consiste en generar una malla tridimensional que representa la geometría de objeto, en este caso una hélice, y que posteriormente se utilizará para realizar la simulación CFD.

```
//==== Proceso Mallado ====//

    NewCFDMeshAnalysisExample( prop_id );
}

void NewCFDMeshAnalysisExample(string prop_id)
{

    Print( string( "This demonstrates how to use the CFD Mesh Analysis\n" ) );

    //Get analysis type
    string Malla_Prueba= "CfdMeshAnalysis";
    Print( Malla_Prueba );

    // Set Defaults
    SetAnalysisInputDefaults( Malla_Prueba );

    //Set Inputs
    array < double > baseNums;
    baseNums.push_back( 0.25 );
    SetDoubleAnalysisInput( Malla_Prueba, "BaseLen", baseNums, 0 );

    array < double > minNums;
    minNums.push_back( 0.009 );
    SetDoubleAnalysisInput( Malla_Prueba, "MinLen", minNums, 0 );

    array < double > maxGapNums;
    maxGapNums.push_back( 1 );
    SetDoubleAnalysisInput( Malla_Prueba, "MaxGap", maxGapNums, 0 );

    array < double > nCircSegNums;
    nCircSegNums.push_back( 150.0 );
    SetDoubleAnalysisInput( Malla_Prueba, "NCircSeg", nCircSegNums, 0 );

    array < double > growthRatioNums;
    growthRatioNums.push_back( 1.2 );
    SetDoubleAnalysisInput( Malla_Prueba, "GrowthRatio", growthRatioNums, 0 );

    array < double > relCurveTolNums;
    relCurveTolNums.push_back( 0.0001 );
    SetDoubleAnalysisInput( Malla_Prueba, "RelCurveTol", relCurveTolNums, 0 );
}
```

Figura 2.15. *VSPscript-3*

Para poder generarla se requiere de una serie de parámetros básicos (Tabla 2.3), que han sido fijados en base a un proceso iterativo hasta que finalmente se ha obtenido la resolución deseada en la malla.

El control *Maximum Edge Length* regula la longitud máxima de los bordes de cualquier triángulo generado en la superficie de la geometría proporcionada, mientras que el control *Minimum Edge Length* establece la longitud mínima de los bordes.

Por otro lado, el control *Maximum Allowable Gap* determina la distancia máxima permitida entre la superficie definida matemáticamente de la geometría de entrada y los triángulos reales generados durante el proceso de mallado. Sin embargo, este parámetro solo se aplicará dentro de los límites establecidos por el control *Minimum Edge Length*.

El parámetro *Number of Circular Segments* define el número mínimo de segmentos necesarios para un radio de curvatura específico, y por último, el control *Growth Ratio Limit* determina la velocidad a la que pueden aumentar las longitudes de los bordes de los triángulos dentro de la malla.

Maximum Edge Length	0.25
Minimum Edge Length	0.008
Maximum Allowable Gap	1
Number of Circular Segments	150
Growth Ratio Limit	1.2

Tabla 2.3. *Parámetros de mallado geometría*

Finalmente, la malla que has sido generada, se exporta en formato *.stl (Figura 2.16), ya que este archivo será necesario para la etapa siguiente, que es la simulación CFD.

```
//==== Generación Archivo *.stl ====//
//Set Files to be Generated
array < string > stl_file_name;
    stl_file_name.push_back( "helice.stl" );
SetStringAnalysisInput( Malla_Prueba, "STLFileName", stl_file_name );
```

Figura 2.16. *VSPscript-4*

2.2. Modelado CFD

2.2.1. OpenFoam

OpenFOAM[16] es uno de los principales softwares gratuitos de código abierto para la dinámica de fluidos computacional (CFD), propiedad de la Fundación OpenFOAM y distribuido exclusivamente bajo la *GPL* (General Public Licence). Se trata de un software que emplea el lenguaje de programación C++, y que utiliza una estructura de código modular, lo cual implica una mayor flexibilidad en el proceso de desarrollo, ya que cada módulo puede ser desarrollado y probado de manera independiente.

Dado su carácter modular, el software cuenta con diversos “solvers”, que son módulos que implementan algoritmos específicos para la resolución de las ecuaciones fluidodinámicas. La peculiaridad es que cada solver se encarga de realizar una tarea específica, como la simulación de flujo incompresible, flujo compresible, o transferencia de calor.

La interfaz de OpenFOAM se basa exclusivamente en línea de comandos, dónde se emplean archivos de texto plano para configurar y ejecutar las simulaciones. Es por ello que, la configuración de un caso se lleva a cabo mediante un sistema de tres carpetas en el propio directorio del caso. La estructura básica de directorios incluye el conjunto de archivos necesarios para ejecutar el programa, tal y como se muestra en la Figura 2.17.

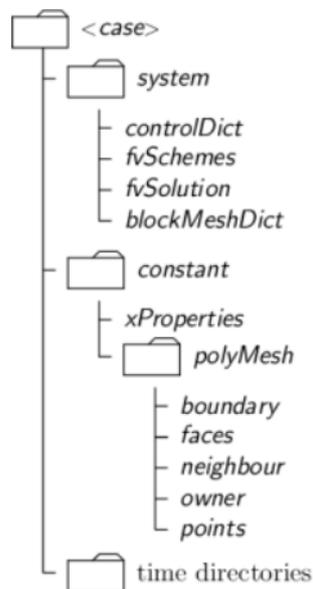


Figura 2.17. Sistema de carpeta OpenFOAM [16]

En primer lugar, el **Directorio System** se trata de una carpeta dónde están definidos todos los diccionarios que se van a requerir para el cálculo. Entre ellos, *controlDict* establece los parámetros de control de ejecución; *fvSchemes* define los esquemas de discretización y *fvSolution* define los solvers de ecuaciones, tolerancias y otros controles que se establecen para la ejecución.

Seguidamente, el **Directorio Constant** contiene, por un lado, una descripción completa de la malla del caso en un subdirectorio *polyMeshy* y, por otro lado, *xProperties* hace referencia a un conjunto de archivos que especifican las propiedades físicas de la aplicación en cuestión.

Por último, el **Directorio Time** hace referencia al instante temporal inicial e incluye todos los archivos que contienen las condiciones iniciales y de contorno.

2.2.2. Preproceso con OpenFoam

El preproceso en un estudio de Dinámica de Fluidos Computacional (CFD) es la etapa de preparación de datos y configuración del modelo antes de realizar la simulación numérica. Una parte fundamental de esta fase es la generación de la malla, que es una discretización del dominio fluido en pequeños elementos o celdas. El mallado se realiza para cubrir toda la geometría y define la resolución espacial del análisis CFD. A continuación, se va a explicar la metodología de mallado que emplea OpenFOAM.

Mallado con snappyHexMesh

El mallador que OpenFOAM emplea es *snappyHexMesh*, el cual permite generar mallas hexaédricas a partir de geometrías de superficie trianguladas en formato STL. La malla, mediante un proceso iterativo a partir de la malla inicial, se ajusta de forma aproximada a la superficie de la geometría de estudio, hasta que finalmente se adapta a su forma. Además, se puede incorporar un nivel extra de refinamiento de la malla mediante la adición de capas límite.

El proceso de generación de una malla se describirá haciendo uso del esquema de la Figura 2.18, el cual ha sido extraído de [17]. Cabe destacar que, para facilitar la comprensión, el esquema se ha definido bidimensional, pero realmente es una herramienta de mallado 3D.

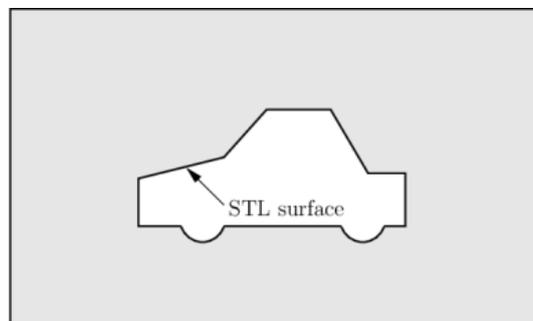


Figura 2.18. Esquema 2D mallado *snappyHexMesh* [17]

Antes de ejecutar *snappyHexMesh*, se debe crear una malla base. Para ello se emplea *blockMesh*, que genera una malla estructurada que cubre todo el dominio del flujo (Figura 2.19).

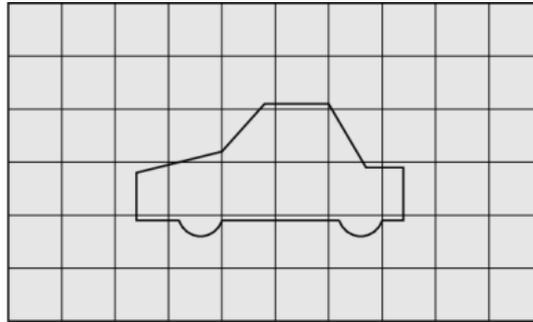


Figura 2.19. Malla estructurada base con *blockMesh* [17]

Tal y como se ha descrito previamente, el proceso de mallado de *snappyHexMesh* puede dividirse en tres etapas. La primera de ellas se conoce como *Castellation*, y se encarga, por un lado, de la división de celdas que se encuentran en contacto directo con la geometría de estudio (Figura 2.20) por medio de niveles y, por otro lado, de la eliminación de celdas del dominio computacional (Figura 2.21). Dado que es un problema de aerodinámica externa, las celdas que no son de interés serán las que se encuentran dentro de la superficie que define la geometría de estudio.

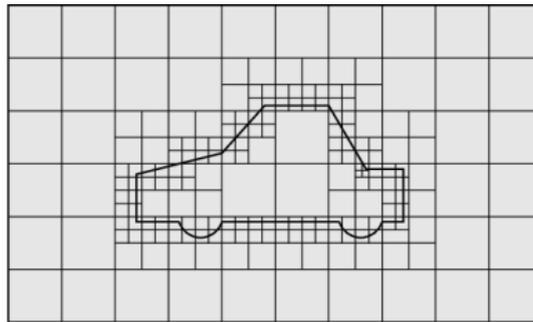


Figura 2.20. División de celdas con *castellation* [17]

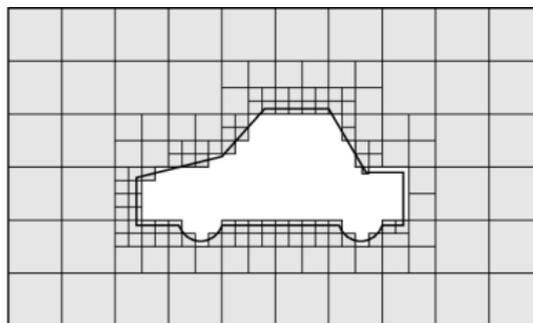


Figura 2.21. Eliminación de celdas con *castellation* [17]

Además, también se pueden definir volúmenes de refinamiento, tal y como se observa en la parte más sombreada de la Figura 2.22.

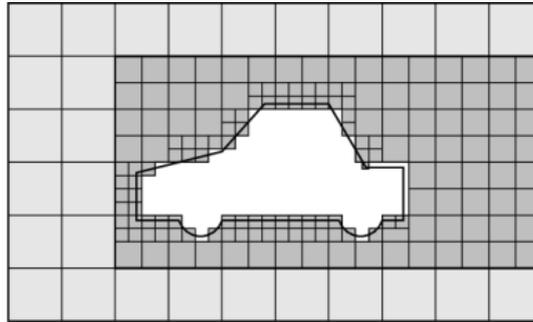


Figura 2.22. Volumen de refinamiento [17]

La segunda etapa se conoce como *Snapping*, y tiene como objetivo adaptar la malla generada a la geometría deseada, es decir, a la geometría real del objeto. En esta etapa (Figura 2.23), se realiza un ajuste y corrección de la posición de los puntos de malla para asegurar que estén adheridos a la superficie del objeto geométrico que se quiere simular.

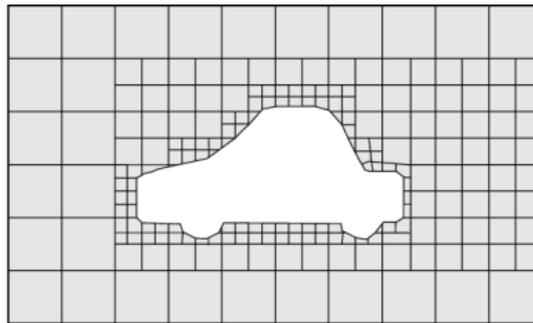


Figura 2.23. Adaptación de las celdas a la geometría con snapping [17]

La última etapa es opcional y se conoce como *Mesh Layers*. Esta etapa permite agregar capas adicionales de elementos de malla cerca de la superficie de los objetos geométricos en el dominio (Figura 2.24). El propósito principal de agregar capas de malla es capturar de manera más precisa los gradientes de flujo cerca de las paredes y mejorar la resolución en estas regiones críticas.

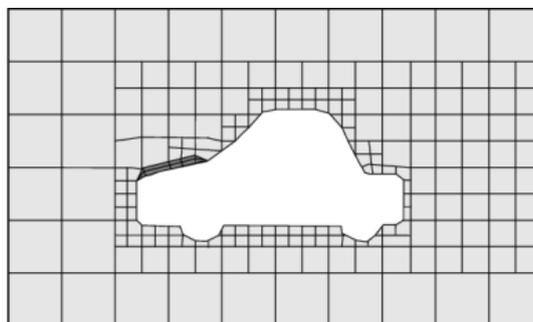


Figura 2.24. Adición de capa límites con Mesh Layers [17]

2.2.3. Dominio de Simulación

El dominio que ha sido definido para llevar a cabo la simulación numérica queda representado en la Figura 2.23, donde se puede visualizar la vista lateral y frontal en las Figuras 2.25a y 2.25b, respectivamente.

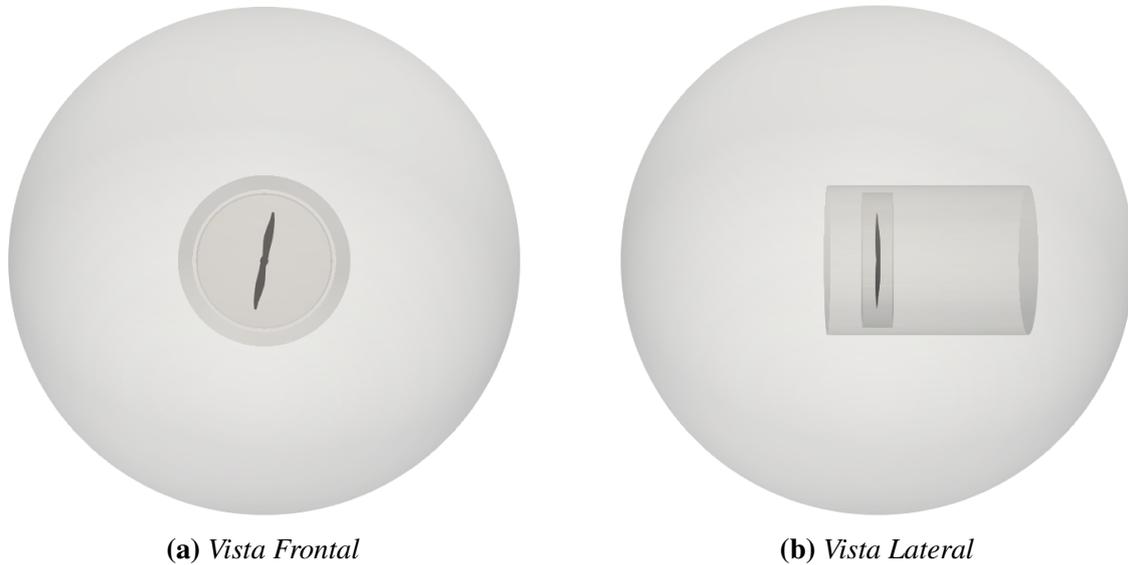


Figura 2.25. Dominio de Simulación

Para poder identificar de manera sencilla cada una de las geometrías que constituyen este dominio de simulación, en la Tabla 2.4 se les ha asignado un nombre a cada una de ellas, así como una breve descripción.

Nombre	Descripción
Esfera	Dominio computacional
CilindroEst	Cilindro externo para capturar el efecto de la estela
CilindroRot	Cilindro interno para simular la rotación de la hélice
Helice	Hélice de estudio

Tabla 2.4. Partes del Dominio de Simulación

En primer lugar, el *CilindroRot* se trata el recinto más pequeño que rodea a las palas, el cual se empleará para poder simular el giro de la hélice. Con respecto a sus medidas, dispone de una altura de 7 cm y un diámetro de 1.35 veces D_p .

En cuanto al *CilindroEst*, se trata de un cilindro que se extiende aguas abajo de la corriente, para poder capturar el efecto de la estela. Tal y como se verá en la siguiente sección, dónde se detallará la etapa de mallado, en esta zona se aumentarán el número de celdas para poder incrementar así la precisión. Con respecto a sus dimensiones, teniendo en cuenta que el origen

de coordenadas coincide con el centro de la hélice, dispone de una altura aguas arriba de 0.5 veces D_p , y aguas abajo de 1.5 veces D_p . Por otro lado, el diámetro es 1.5 veces D_p .

Finalmente, la esfera tiene su centro en el origen de coordenadas y su diámetro es 5 veces D_p . Los motivos por los cuales se ha optado por definir un dominio esférico son diversos. En primer lugar, se ha elegido por simplicidad geométrica, ya que la esfera es una forma simple y simétrica que facilita el análisis y cálculo de las variables involucradas, así como la definición de las condiciones de contorno. Además, en caso de ampliar este estudio con un análisis acústico, el dominio esférico permite reducir la reflexión de las ondas acústicas, mejorando la precisión de los resultados, tal y como se justifica en [18]. Asimismo, la esfera ofrece la ventaja de definir diferentes condiciones de vuelo de manera sencilla, como por ejemplo incluir flujo lateral u otras variantes.

A pesar de que el tamaño de la *Esfera* y el *CilindroEst* empleado puede parecer pequeño en comparación con otros estudios realizados en el mismo campo [19] [20], es importante destacar que en la *Sección 2.2.5*, se lleva a cabo una verificación de la independencia de malla que confirma la idoneidad de estas dimensiones. Mediante este análisis se demuestra que estas dimensiones son válidas para capturar las características relevantes del problema. Además, esto implica una reducción notable en coste computacional, ya que el número de celdas será menor.

A continuación, en la Figura 2.26 se representan las dimensiones numéricas (en cm) de cada una de las geometrías que conforman el dominio de simulación.

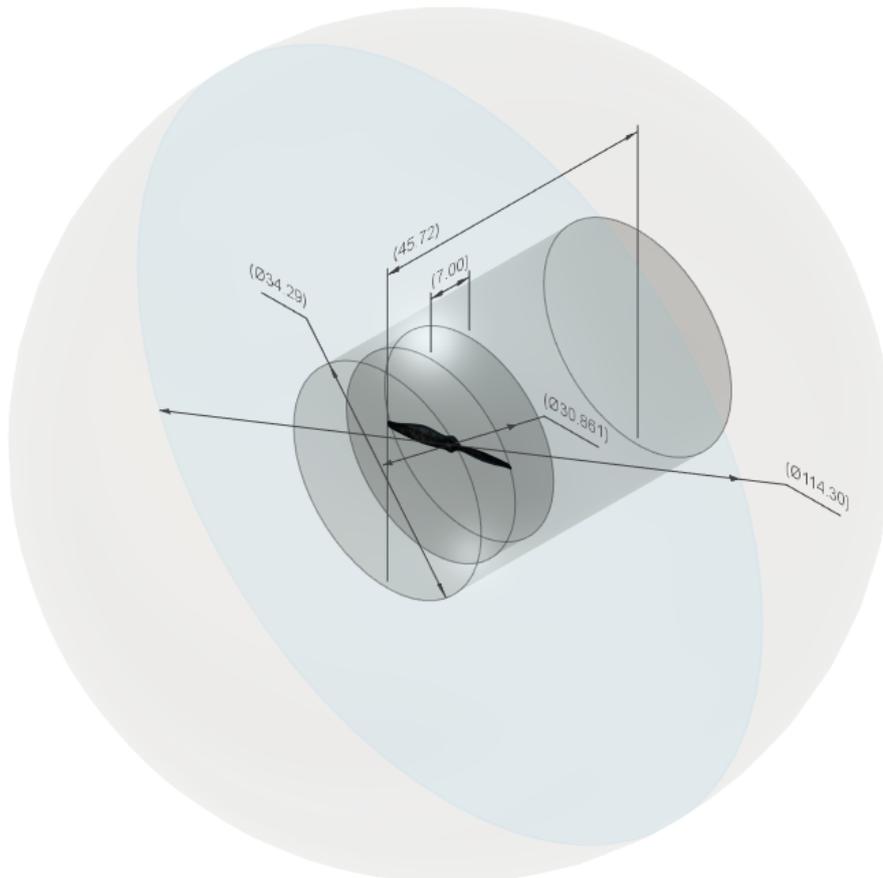


Figura 2.26. Dimensiones (en cm) del dominio de la simulación

2.2.4. Condiciones de Contorno

Para establecer límites y definir el comportamiento del flujo en el dominio de simulación, es necesario aplicar condiciones de contorno. Estas condiciones se aplican en las fronteras del dominio, así como en la geometría de estudio, como es en este caso particular. Al hacerlo, se permite modelar de manera realista la interacción entre el flujo y el entorno, asegurando que el problema tenga una solución única.

En primer lugar, a la *Esfera* se le ha asignado la condición de contorno de velocidad conocida como "inletOutlet". Esta condición se utiliza para representar una combinación de entrada y salida en el dominio de simulación. Dado que se pretende simular una condición de vuelo a punto fijo, se ha establecido una velocidad de entrada de 0 m/s en las tres direcciones.

Con respecto a la condición de contorno de presión se ha establecido "fixedValue", donde se ha fijado como valor uniforme una presión relativa de 0 Pa. En este contexto, la presión relativa representa la diferencia entre la presión en un punto específico y la presión de referencia, la cual es la presión atmosférica.

En cuanto a la hélice, se le ha asignado la condición de contorno de velocidad "noSlip". Esta condición establece que la velocidad del fluido en la superficie de la hélice es igual a la velocidad de la propia superficie. Esto implica que no hay deslizamiento entre el fluido y la superficie de la hélice. Por otro lado, la condición de contorno de presión asignada es "zeroGradient", la cual define que el gradiente de presión a través de la superficie de la hélice es igual a cero.

2.2.5. Proceso de Mallado

Una vez se ha definido el dominio de simulación, el siguiente paso consiste en realizar el proceso de mallado con la herramienta *snappyHexMesh* de OpenFOAM. El procedimiento para seguir es el ya detallado en la *Sección 2.2.2*, pero aplicado para este caso en particular. El objetivo de esta fase consiste en obtener una configuración de malla base, a partir de la cual se pueda realizar una independencia de malla.

En la primera etapa (*castellation*), se ha definido el nivel de cada una de las geometrías, es decir, se ha fijado la división de las celdas que están en contacto directo con cada una de las superficies utilizadas. Cabe destacar que realmente, pueden definirse tres tipos de niveles para cada geometría, uno para los bordes, otro para la superficie y un último para el volumen interno. No obstante, para simplificar la configuración, los tres niveles se han definido iguales.

A continuación, en la Tabla 2.5 quedan definidos los niveles:

Geometría	Nivel [-]	Longitud de Celda [cm]
Esfera	0	8
CilindroEst	4	0.5
CilindroRot	5	0.25
Helice	8	0.03

Tabla 2.5. Niveles de división de las celdas

Además, en la Tabla 2.5 también se ha incluido la longitud del lado de una celda correspondiente a cada nivel de división.

Una vez completada la división de celdas, se procede a realizar el proceso de eliminación. Esta etapa implica identificar y eliminar las celdas que se encuentran completamente encerradas por una superficie delimitadora dentro del dominio. En el caso específico de la geometría *Helice*, se eliminarán todas las celdas internas a esta estructura.

Por otro lado, *CilindroRot* se ha definido como una cellzone, que es una región específica dentro de la malla donde se aplican ciertas condiciones o propiedades particulares. En este caso, dado que se quiere simular el movimiento rotacional de la hélice, la solución estacionaria que se ha optado es emplear distintos sistemas de referencia mediante el modelo conocido como Marco de Referencia Múltiple (MRF). Las condiciones de giro se fijan por medio de *MRFProperties*, que se encuentra dentro de la carpeta *constants* del directorio. Tal y como se puede apreciar en la Figura 2.27, se define la cellzone sobre la cual se quiere aplicar la condición de giro, el eje de giro y la velocidad angular, la cual se ha definido constante en 6000 rpm.

```
MRF1
{
  cellZone    rotatingCylinder;
  active      yes;

  // Fixed patches (by default they 'move' with the MRF zone)
  nonRotatingPatches (AMI1 AMI2);

  origin      (0 0 0);
  axis        (0 0 1);
  omega       628.318530718; // 6000 rpm
}
```

Figura 2.27. Script *MRFProperties*

Para finalizar con el proceso de mallado, se ha optado por añadir la última etapa (*Mesh Layers*), ya que se han agregado 5 capas adicionales de elementos de malla cerca de la superficie de la hélice en el dominio. Además, el *Growth Rate* que se ha empleado es de 1.3.

Una vez definida toda la configuración, la malla resultante queda representada en la Figura 2.28.

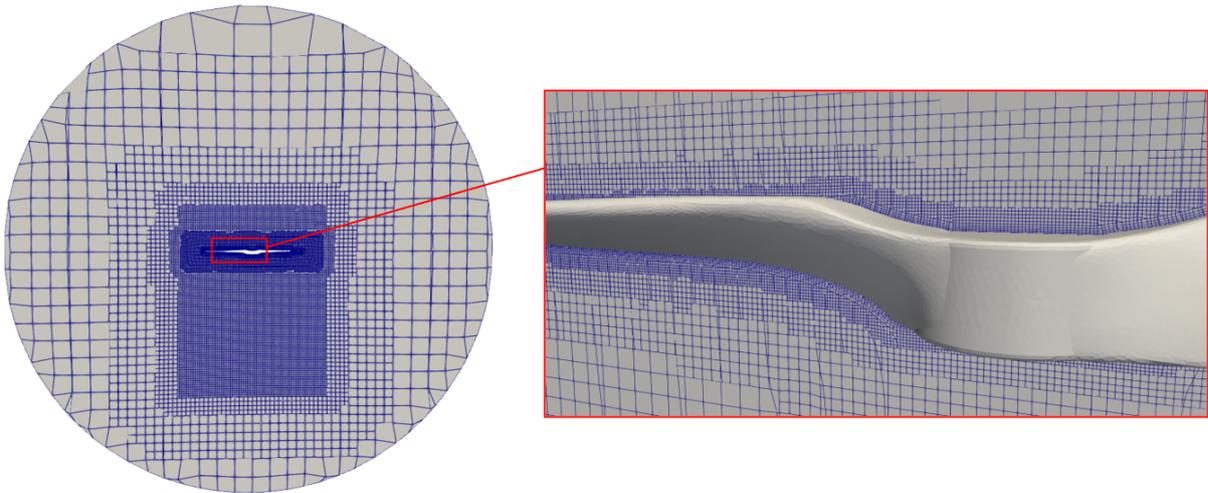


Figura 2.28. *Configuración base del mallado*

2.2.6. Modelado Numérico

En cuanto al setup numérico del problema, uno de los inconvenientes al resolver las ecuaciones de Navier-Stokes es que no hay una ecuación de transporte específica para la presión; en su lugar, la presión aparece como una incógnita en las demás ecuaciones. Por esta razón, se utilizan diversos algoritmos para abordar el acoplamiento entre la presión y la velocidad. Estos algoritmos están incorporados en OpenFOAM como solvers individuales. En este caso, donde se busca realizar una simulación estacionaria e incompresible, se utiliza el solver **simpleFoam**, el cual implementa el algoritmo SIMPLE mediante el cual se consigue ese acoplamiento entre la presión y la velocidad.

El modelo de turbulencia utilizado es el Reynolds-Average Navier-Stokes" (RANS), específicamente el modelo $k-\epsilon$, mediante el cual se modelan todas las escalas de la turbulencia.

Adicionalmente, se han empleado funciones de pared en la hélice debido a que el valor de y^+ en la capa límite no es lo suficientemente bajo para lograr una resolución adecuada. Estas funciones lo que permiten calcular de forma estimada las variables turbulentas cerca de la pared.

2.2.7. Independencia de Malla

En un estudio CFD, la independencia de malla es una etapa del preproceso fundamental, ya que permite verificar que los resultados obtenidos no dependen de la densidad y calidad de malla utilizada para discretizar el dominio en el que se resuelve el problema. Este proceso se divide en dos partes, en primer lugar, la independencia de volumen y, por otro lado, la independencia de tamaño de celda.

La geometría utilizada para realizar la independencia de malla es el modelo de hélice *XOAR PJN 9x7* [21] que ha sido escaneada en 3D por Pau Varela, estudiante de doctorado de la UPV, y posteriormente importada a Fusión 360 para simplificarla (Figura 2.29) [22]. Se ha optado por emplear esta geometría ya que el estudiante Santiago Gómez-Fabra Fraquet de la UPV, para su trabajo de final de grado [23] realizó pruebas experimentales, en las cuales se estudiaba la tracción a diferentes revoluciones. De esta manera, una vez finalizado el proceso de independencia de malla, se simulará la hélice a las mismas revoluciones para verificar la validez de los resultados obtenidos mediante la malla definida.



Figura 2.29. Hélice original escaneada 3D y simplificada

Para empezar, la independencia de volumen garantiza que el volumen de control utilizado para la simulación de CFD es lo suficientemente grande como para capturar el flujo y los fenómenos físicos relevantes de manera precisa. Se deben realizar simulaciones con varios tamaños de dominio para determinar si los resultados cambian significativamente. Se puede considerar que se ha alcanzado la independencia de volumen cuando el error cometido en las variables analizadas no excede un límite predefinido, al aumentar el tamaño del dominio.

En este caso en particular, se ha modificado el tamaño de *Esfera* con respecto a la configuración base, y se ha calculado el error cometido tanto en el torque como en la tracción. A continuación, en la Tabla 2.6, se detallan los distintos tamaños que se han evaluado, así como los errores cometidos.

Caso	Error Tracción %	Error Torque %
Diámetro de la Esfera será 6 veces D_p	0.17	0.25
Diámetro de la Esfera será 4 veces D_p	0.224	0.24

Tabla 2.6. Errores de tracción y torque modificando volumen de la Esfera

Aparentemente, con los valores obtenidos se podría llegar a pensar que, aunque se redujera el volumen del dominio, si se asume aceptable un error del 3 %, el error que se está cometiendo es muy pequeño. No obstante, analizando los contornos de velocidades, se puede apreciar que para el caso dónde la esfera cuyo diámetro es 4 veces D_p , el volumen podría no ser suficientemente grande como para llegar a capturar la estela al completo en algunas geometrías. En las Figuras 2.30a y 2.30b, se muestran el contorno de velocidades del Caso Base y del caso cuyo diámetro es 4 veces D_p .

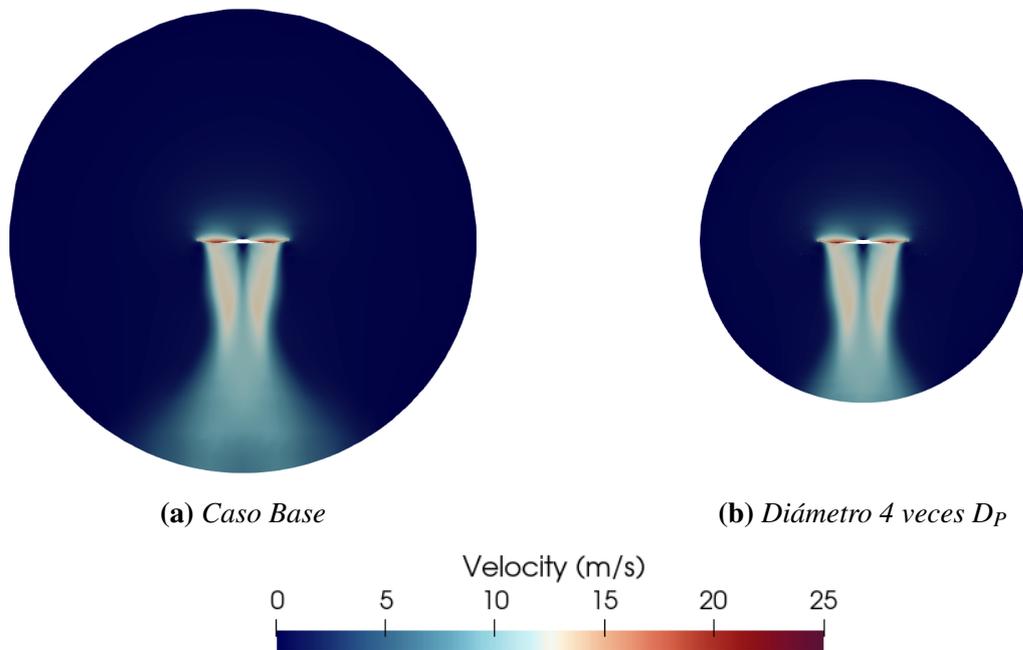


Figura 2.30. Contorno de velocidades a 6000rpm

Por consiguiente, se ha concluido que la independencia de volumen se ha alcanzado con el Caso Base, dónde la Esfera es 5 veces D_p .

Seguidamente, la independencia de tamaño de celda tiene el mismo objetivo que la independencia de volumen, pero en este caso lo que se modifica es el tamaño de los elementos de la malla, manteniendo el volumen constante. Asimismo, tal y como se ha visto anteriormente, dado que OpenFOAM trabaja con niveles para definir los distintos tamaños de elementos, el procedimiento que se va a seguir será modificar las geometrías *CilindroEst*, *CilindroROT* y *Helice* a un nivel superior e inferior con respecto a la configuración base, de forma independiente, para evaluar el error cometido en la tracción y el torque.

En la Tabla 2.7 se muestran los errores cometidos para la *Helice*:

Nivel	Error Tracción %	Error Torque %
9	2.39	2.41
7	4.02	4.12

Tabla 2.7. Errores de tracción y torque a distintos niveles de la *Helice*

Asumiendo un error aceptable del 3 %, reducir de la hélice al 7 no se estaría cumpliendo el criterio establecido; mientras que, si se aumenta al nivel 9, sí que se cumple. Es por ello, por lo que el nivel que se ha definido para la hélice es el 8, correspondiente a la configuración base.

Para el *CilindroROT*, se puede comprobar en la Tabla 2.8 que tanto reducir un nivel como aumentarlo no implica un error superior que el 3 %, por lo que, para reducir coste computacional, el nivel que ha sido definido es el 4.

Nivel	Error Tracción %	Error Torque %
6	0.4	1.63
4	0.64	2.42

Tabla 2.8. Errores de tracción y torque a distintos niveles del *CilindroROT*

Finalmente, con el *CilindroEst* sucede lo mismo que con el *CilindroROT* tal y como se puede observar en la Tabla 2.9. Por lo tanto, el nivel que ha sido seleccionado es el 3.

Nivel	Error Tracción %	Error Torque %
5	0.02	0.64
3	0.29	0.44

Tabla 2.9. Errores de tracción y torque a distintos niveles del *CilindroEst*

Una vez completada la independencia de malla, en la Figura 2.31 se ha representado la malla resultante.

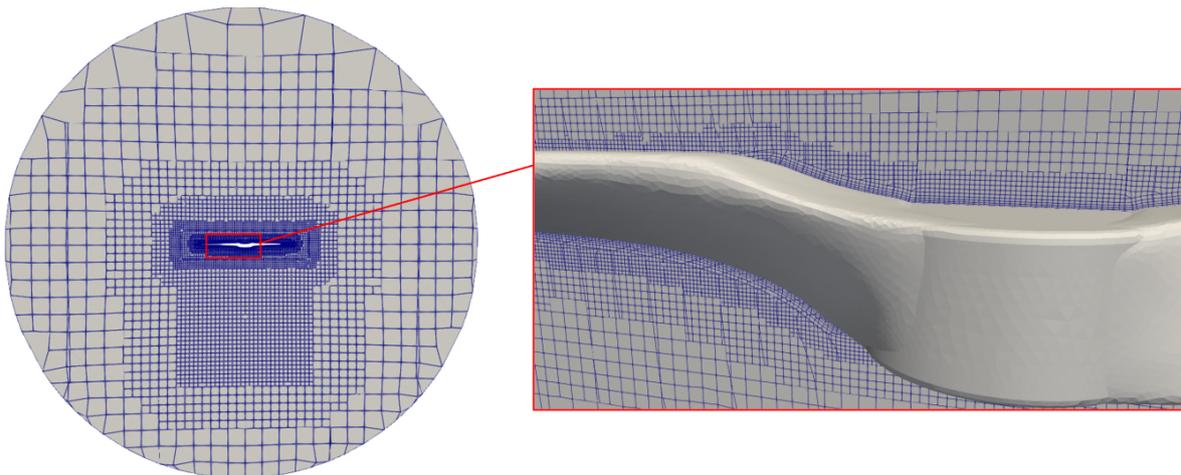


Figura 2.31. Malla final independiente

Para finalizar, tal y como se mencionó al inicio de la sección, se ha realizado una comparación de los valores de tracción obtenidos de la hélice simulada tanto experimentalmente como analíticamente, con el propósito de verificar la validez de los resultados proporcionados por la malla generada. Esta comparación permitirá evaluar la concordancia entre los datos simulados y los obtenidos de manera empírica, proporcionando así una validación cuantitativa de la precisión de la malla utilizada en la simulación CFD. A continuación, en la Tabla 2.10 se mostrarán los valores obtenidos:

Ω [rpm]	2700	4420	5900	7225	8660	10000	11160	12200
T (Experimental) [N]	0.56	1.50	2.68	4.09	5.88	7.85	9.85	11.78
T (Simulación) [N]	0.54	1.49	2.69	4.05	5.87	7.86	9.84	11.76
Error %	2.608	0.177	0.396	0.766	0.132	0.124	0.105	0.163

Tabla 2.10. Comparación de los valores de tracción simulados y experimentales

Ante los resultados presentados en la Tabla 2.10, se puede concluir de manera sólida que la malla utilizada proporciona resultados precisos. Esto se debe a que los errores obtenidos en el análisis de todos los casos se encuentran por debajo del límite de error definido del 3 %.

Además, para visualizar la discrepancia entre los valores experimentales y simulados, se ha representado el Coeficiente de Tracción (C_T) en la Figura 2.32. Este coeficiente se calcula utilizando la ecuación 2.1, donde T es la tracción en N, n son las revoluciones en rad/s y ρ es la densidad en kg/m^3 .

$$C_T = \frac{T}{\rho n^2 D_P^4} \quad (2.1)$$

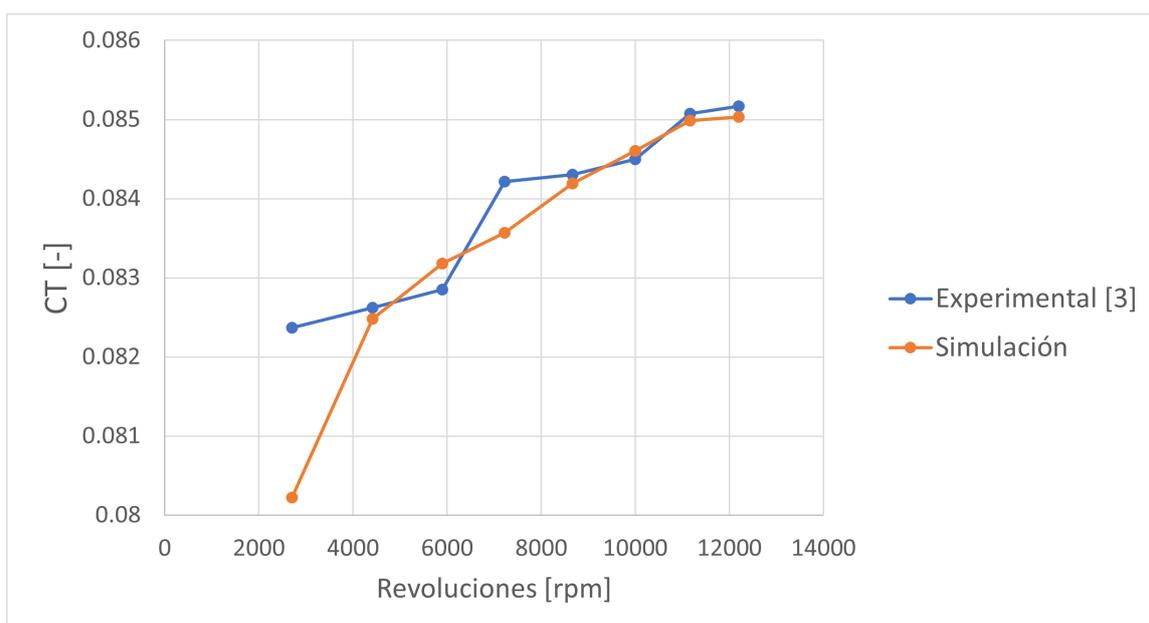


Figura 2.32. Coeficiente de Tracción

2.3. Proceso de Automatización

Una vez se ha completado todo el proceso de diseño y se ha configurado el caso para llevar a cabo la simulación CFD, el paso final para completar esta metodología de trabajo es que ambos procesos se comuniquen de manera autónoma. Esta conexión se ha implementado a partir de MATLAB, concretamente se ha desarrollado un script que permite la transferencia de datos y la interacción entre el software de diseño (OpenVSP) y la herramienta de simulación CFD (OpenFOAM).

El motivo por el cual se ha optado por emplear este software se basa principalmente en que ofrece un entorno de trabajo potente que proporciona una amplia gama de funcionalidades, entre las que destacan la manipulación de datos y en el análisis numérico. Esto facilita la integración de diferentes etapas del proceso de diseño y simulación CFD en un solo entorno de trabajo.

Para llevar a cabo de manera conjunta y autónoma todo el proceso de diseño y simulación se ha establecido un directorio de trabajo base que servirá como punto de partida para MATLAB, permitiéndole acceder a los diferentes archivos y comunicarse con los distintos programas. A medida que MATLAB accede al directorio de trabajo base, utiliza funciones y comandos específicos para localizar y cargar los archivos necesarios. En la siguiente sección se definirá en detalle la estructura de trabajo que se ha seguido, así como cada una de las partes del script.

2.3.1. Estructura

En primer lugar, se explicará cada uno de los archivos que constituyen el directorio de trabajo, el cual queda detallado en la Figura 2.33.

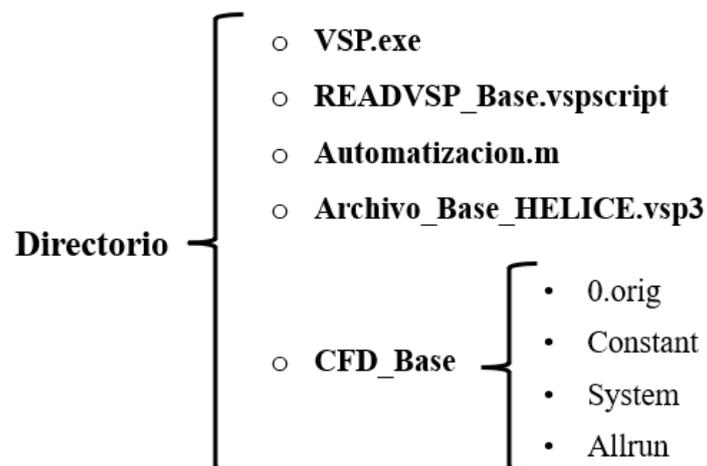


Figura 2.33. Directorio de trabajo

Para comenzar, *Automatizacion.m* es el script que ha sido desarrollado mediante MATLAB. Tal y como se ha mencionado previamente, en él se ha hecho uso de diversas funciones que permite la transferencia de datos y la interacción entre el software de diseño y la herramienta de simulación CFD. Seguidamente *READVSP_Base.vspscript* es el VSPscript que ya ha sido detallado en la *Sección 2.1.4*. En él se ha definido todo el proceso de diseño de la hélice, así como el mallado y la exportación de la geometría en formato *.stl.

Por otro lado, *Archivo_Base_HELICE.vsp3* es el archivo base de la geometría de la hélice generado con OpenVSP, dónde se fijan aquellas variables que son constantes en el estudio, así como también la discretización de las distintas secciones de la pala. Este archivo, tal y como se ha visto, es necesario para poder ejecutar el *READVSP_Base.vspscript*, ya que la hélice se diseña a partir de este archivo base. Además, en el directorio también debe añadirse *VSP.exe*, que es el propio programa OpenVSP, ya que, aunque toda la etapa de definición de la geometría se haga por medio de VSPscripts, se requiere de la presencia de la aplicación para ejecutar sus funciones.

Por último, *CFD_Base* es la configuración ya definida para la simulación CFD. Dentro de ellas, se encuentra la estructura de carpetas que OpenFOAM requiere para realizar la simulación, dónde el único archivo que se necesita añadir es la geometría de la hélice, que se obtiene en la etapa de diseño. Además, se puede observar que hay un archivo adicional, *Allrun*, el cual es una macro creada que lleva a cabo toda la simulación.

Script Matlab

Una vez descritos todos los archivos que conforman el directorio de trabajo, se va a detallar la estructura del script de MATLAB para comprender cómo se organiza y ejecuta el flujo de trabajo.

El primer paso consiste en la **Definición de Parámetros**, es decir, se fijan los valores de cuerda, torsión y espesor para cada una de las 10 secciones discretizadas de la pala, y estos son almacenados en un vector. En la Figura 2.34 se puede observar un ejemplo, dónde se han definido valores de la configuración base de la hélice.

```
%% DEFINICIÓN DE PARÁMETROS

%%-Cuerda de cada Sección-%%    %%-Torsión de cada Sección-%%    %%-Espesor de cada Sección-%%
C_Sec1=0.1;                      T_Sec1=0;                      E_Sec1=0.12;
C_Sec2=0.18;                     T_Sec2=0;                      E_Sec2=0.12;
C_Sec3=0.29;                     T_Sec3=0;                      E_Sec3=0.12;
C_Sec4=0.28;                     T_Sec4=0;                      E_Sec4=0.12;
C_Sec5=0.27;                     T_Sec5=0;                      E_Sec5=0.12;
C_Sec6=0.259118;                 T_Sec6=0;                      E_Sec6=0.12;
C_Sec7= 0.22;                   T_Sec7=0;                      E_Sec7=0.12;
C_Sec8=0.179697;                 T_Sec8=0;                      E_Sec8=0.12;
C_Sec9=0.130383;                 T_Sec9=0;                      E_Sec9=0.12;
C_Sec10=0.1;                     T_Sec10=0;                     E_Sec10=0.12;

Cuerda=[C_Sec1 C_Sec2 C_Sec3 C_Sec4 C_Sec5 C_Sec6 C_Sec7 C_Sec8 C_Sec9 C_Sec10];
Torsion=[T_Sec1 T_Sec2 T_Sec3 T_Sec4 T_Sec5 T_Sec6 T_Sec7 T_Sec8 T_Sec9 T_Sec10];
Espesor=[E_Sec1 E_Sec2 E_Sec3 E_Sec4 E_Sec5 E_Sec6 E_Sec7 E_Sec8 E_Sec9 E_Sec10];
```

Figura 2.34. Definición de Parámetros

Una vez se han guardado en la memoria de Matlab las variables de interés para el diseño, se procede al siguiente paso, que es la **Generación del VSPscript**. El procedimiento que sigue Matlab es, en primer lugar, generar una copia del archivo base *READVSP_Base.vspscript*, cuyo nombre será *READVSP.vspscript*. Seguidamente, se localizan los identificadores (\$Ci, \$Ti y \$Ei) y se sustituyen por las correspondientes variables en cada una de las secciones. El código necesario para realizar esta etapa queda detallado en la Figura 2.35.

```

%% GENERACIÓN del VSPscript

jj=1;
fid=fopen('READVSP_Base.vspscript','r');
tline=fgetl(fid);
num_c=1;
num_t=1;
num_e=1;
while ischar(tline)
    if contains(tline,"$")
        num_rec=strfind(tline,'$');
        if tline(num_rec+1)=='C'
            tline=replace(tline,['C',num2str(num_c)], num2str(Cuerda(num_c)));
            num_c=num_c+1;
        elseif tline(num_rec+1)=='T'
            tline=replace(tline,['T',num2str(num_t)], num2str(Torsion(num_t)));
            num_t=num_t+1;
        elseif tline(num_rec+1)=='E'
            tline=replace(tline,['E',num2str(num_e)], num2str(Espesor(num_e)));
            num_e=num_e+1;
        end
    end
    AA{jj}=tline;
    tline=fgetl(fid);
    jj=jj+1;
end
fclose(fid);

new_vspcsript=fopen('READVSP.vspscript','w');
for kk=1:length(AA)
    fprintf(new_vspcsript,'%s\n', AA{kk});
end
fclose(new_vspcsript);

```

Figura 2.35. Generación del VSPscript

La secuencia que sigue el script de la Figura 2.35 es la siguiente: en primer lugar, se abre el archivo base *READVSP_Base.vspscript* utilizando la función *fopen*. A continuación, se lee línea por línea mediante la función *fgetl*. Seguidamente, se utiliza la función *contains* para comprobar si la línea contiene alguno de los identificadores. Si es así, se utiliza la función *replace* para sustituirlo por el valor numérico correspondiente de la variable. Una vez finalizada la lectura, se guarda el nuevo VSPscript y se cierran tanto el archivo base como el nuevo archivo creado, utilizando la función *fclose*.

En este punto, ya se disponen de todos los archivos necesario para realizar la siguiente etapa que es la **Generación de la Geometría**. Esto se hará por medio de la *Command Prompt* de Windows, dónde se emplea una función específica de OpenVSP, que ejecuta el VSPscript que

ha sido generado anteriormente, es decir, ejecuta *READVSP.vspscript* (Figura 2.36). Para poder llamar al *Command Prompt* desde Matlab se ha hecho uso de la función *system*, la cual ejecuta en línea de comandos todo lo que haya entre ' '.

```
%% GENERACIÓN DE LA GEOMETRÍA

status=system('vsp -script READVSP.vspscript');
```

Figura 2.36. *Generación de la Geometría*

Previamente de ejecutar la simulación CFD, se lleva a cabo una **Reorganización de carpetas** (Figura 2.37). En esta etapa se duplica la carpeta *CFD_Base* mediante la función *copyfile* y se le asigna un nombre (Caso 1). Además, dado que ya se dispone la geometría de la hélice en formato *.stl, se mueve este archivo dentro de la carpeta *triSurface*, la cual se encuentra dentro de la carpeta *Constant*, con la función *movefile*.

```
%% REORGANIZACIÓN DE CARPETAS

foldername=['Caso1'];
copyfile('CFD_Base',foldername);

movefile('Helice.vsp3',foldername);
movefile('READVSP.vspscript',foldername);

path=[foldername '/constant/triSurface'];
movefile('helice.stl',path);
```

Figura 2.37. *Reorganización de carpetas*

Finalmente, solo quedaría la **Simulación CFD**, cuyo código queda representado en la Figura 2.38. Para ejecutar la simulación se emplea de nuevo la función *system* para poder llamar al *Command Prompt* desde Matlab. No obstante, dado que la simulación debe ejecutarse en un sistema operativo basado en Linux, lo que se hace es, desde la línea de comandos de Windows, llamar a Ubuntu. Para ello lo que se ha hecho es incluir 'wsl', que permite que se se ejecute el comando especificado dentro del entorno de Linux proporcionado por Windows Subsystem for Linux (WSL). En cuanto al comando, este define el directorio de trabajo dónde se va a realizar la simulación, el cual es la carpeta *Caso 1*, y se ejecuta el archivo *Allrun*.

```
%% SIMULACIÓN CFD

cd(foldername)

ubuntuCommand= 'bash -c "source /home/borja/OpenFOAM/OpenFOAM-v1912/etc/bashrc && ./Allrun"';
wslCommand = ['wsl ', ubuntuCommand];
status1 = system(wslCommand);
```

Figura 2.38. *Simulación CFD*

Por último, se detallará la estructura del archivo *Allrun*, el cual se utiliza para ejecutar todas las etapas de la simulación CFD. En la Figura 2.39 se muestran todos los comandos necesarios para generar la malla, junto con una breve descripción de cada uno de ellos.

```
#!/bin/sh
cd "${0%/*}" || exit
. ${WM_PROJECT_DIR:?}/bin/tools/RunFunctions
#-----

runApplication blockMesh                #Se genera la malla estructurada que cubre todo el dominio
                                        #del flujo
runApplication surfaceFeatureExtract    #Se extraen las características específicas de la superficie
                                        #de las geometrías especificadas
runApplication decomposePar             #Dividir el proceso de mallado en subdominios
                                        #más pequeños
runParallel snappyHexMesh -overwrite    #Se genera la malla
runApplication reconstructParMesh -constant #Reconstrucción de la malla distribuida generada
                                        #previamente mediante la descomposición del dominio
runApplication createPatch -overwrite  #Se crean la AMI
restore0Dir                             #Se crea una copia de la carpeta 0.orig llamada 0
runApplication checkMesh                #Se verificar la calidad y coherencia de una malla
                                        #generada para una simulación
runApplication renumberMesh -overwrite  #Se renumerar los elementos de la malla de forma
                                        #más eficiente

rm -f log.decomposePar                  #Se elimina el archivo log.decomposePar generado por la
                                        #descomposición en paralelo previa. Esto es necesario para
                                        #volver a disponer en paralelo para ejecutar la simulación
rm -f log.reconstructPar                #Se elimina el archivo log.reconstructPar

runApplication decomposePar             #Dividir el calculo de la simulación en paralelo en subdominios
                                        #más pequeños
runParallel $(getApplication)           #Ejecución de la simulación
runApplication reconstructPar           #Reconstrucción de los campos (variables) de la simulación calculada
                                        #en paralelo

#-----
```

Figura 2.39. Estructura del archivo *Allrun*

3 | Diseño de Experimentos

Una vez concluido el desarrollo de la herramienta automatizada para el diseño y simulación numérica de hélices, se ha empleado esta herramienta para llevar a cabo un estudio de optimización de hélices mediante la metodología estadística conocida como **Diseño de Experimentos (DOE)**.

Esta metodología permite identificar y analizar los factores que influyen en el comportamiento de un sistema y determinar la combinación ideal de variables para obtener unos determinados objetivos. En este caso, el objetivo es analizar qué parámetros presentan una mayor influencia en el comportamiento de las hélices de UAV, con el fin de extraer tendencias de diseño que mejoren su rendimiento durante el vuelo, específicamente aumentando la tracción generada por las hélices y reduciendo el torque.

Para llevar a cabo este estudio, se ha usado el software estadístico *Statgraphics*, que cuenta con un Asistente de Diseño de Experimentos. Este asistente guía paso a paso en la definición de todos los requisitos necesarios para el diseño de experimentos, es decir, ayuda a definir las variables de interés, establecer los niveles y rangos apropiados, y a seleccionar el diseño experimental adecuado para el estudio. Por otro lado, además de construir el Diseño de Experimentos, el software *Statgraphics* proporciona herramientas para analizar los resultados obtenidos, así como evaluar la importancia de los efectos de las variables. Esto permitirá analizar con precisión los resultados obtenidos, así como justificar unas conclusiones con respaldo estadístico.

La estructura que se ha seguido para realizar el Diseño de Experimentos es secuencial, y queda definida a continuación.

Definición de Objetivos

En primer lugar, se deben especificar las variables de respuesta o salida que se desea analizar, es decir, en esta etapa se definen los objetivos principales del experimento. Estas variables de respuesta pueden definirse que sean máximas, mínimas, o bien, que tengan un valor concreto.

Para este estudio, el primer objetivo definido consiste en maximizar la tracción generada por la hélice; mientras que el segundo objetivo se centra en minimizar el torque, ya que un torque excesivo limita el rendimiento de la hélice.

Una vez completado el paso 1, en la interfaz gráfica de *Statgraphics* se genera la siguiente tabla (Figura 3.1)

Paso 1: Definir las variables respuesta a ser medidas

Nombre	Unidades	Analizar	Objetivo	Destino	Impacto	Sensibilidad	Bajo	Alto
Traccion	N	Media	Maximizar		3,0	Medio		
Torque	Nm	Media	Minimizar		3,0	Medio		

Figura 3.1. Paso 1: Definición de Objetivos

Definición Factores Experimentales

En este segundo paso se definen cada una de las factores o variables independientes, que son parámetros relacionados con el diseño de la hélice, que tienen efecto sobre las variables de salida que se han definido en el paso previo. En total, se tienen 8 variables independientes que serán consideradas en el experimento.

Las primeras dos variables independientes son la torsión y el espesor de la hélice, y se definen en tres secciones distintas de la pala: encastre, punta y cuarto de pala. Por otro lado, se encuentra la variable independiente de cuerda, la cual se define en dos secciones de la hélice: punta y cuarto de pala. Además, para cada una de las variables, se debe fijar un valor mínimo y máximo, los cuales quedan definidos en la Tabla 3.1. En cuanto al valor de cuerda que se ha fijado en el encastre es de 0.1.

Cabe destacar que se han empleado subíndices para identificar las variables en cada sección de la pala: el perfil en la punta es P; en el encastre es E, y en el cuarto de pala es CUART.

Variable Independiente	Sección	Valor Mínimo	Valor Máximo
Torsión [°]	E	6.25	18.75
	CUART	10	20
	P	6.25	18.75
Espesor [-]	E	0.1	0.1875
	CUART	0.15	0.25
	P	0.1	0.1875
Cuerda [-]	CUART	0.15	0.25
	P	0.075	0.2

Tabla 3.1. Variables independientes

Selección del Diseño

En esta etapa se elige el tipo de diseño experimental que mejor se adapte a los objetivos, así como a las limitaciones del estudio. En este caso, se ha optado por emplear el **Vector Ortogonal**, más específicamente, el diseño **L32(2¹x4⁹)**. Este modelo está diseñado para trabajar con diez factores, donde nueve de ellos se definen con cuatro niveles y un único factor se define con dos niveles. Sin embargo, para este estudio en particular, se han utilizado solo ocho de los posibles factores.

Se ha seleccionado este modelo, ya que permite reducir el número de simulaciones, concretamente a 32, lo cual es muy interesante desde el punto de vista del coste computacional, debido a que el tiempo y los recursos son limitados. Esto se debe a que el diseño Vector Ortogonal se basa en la propiedad de ortogonalidad, por lo que los efectos de las variables se pueden estimar de manera independiente, sin necesidad de realizar todas las combinaciones posibles. Por el contrario, si se hubiera empleado un diseño factorial completo, sería necesario realizar todas las combinaciones posibles de los niveles de las variables, lo que requeriría un gran número de simulaciones que no se podrían realizar

Una vez seleccionado el modelo, se genera la matriz de casos de forma aleatoria utilizando el software *Statgraphics* (Figura 3.2). Previamente de generar esta matriz, es necesario asignar los niveles correspondientes a cada factor. Dado que el programa utilizado no permite definir todos los factores con cuatro niveles, se ha tomado la decisión de asignar dos niveles al espesor en el encastre; mientras que los otros siete factores presentan cuatro niveles cada uno. Esto se debe a que el rango de valores del espesor en el encastre es relativamente reducido, lo que significa que, incluso si se definieran valores intermedios, no habría cambios significativos en comparación con los valores máximos y mínimos establecidos.

Espesor			Torsion			Cuerda	
E	CUART	P	E	CUART	P	CUART	P
0.1000	0.2500	0.1875	14.5833	10	10.4167	0.1833	0.0750
0.1875	0.1633	0.1875	6.2500	20	10.4167	0.1500	0.2000
0.1875	0.1633	0.1000	18.7500	15	14.5833	0.2500	0.0750
0.1000	0.2067	0.1292	6.2500	25	14.5833	0.1833	0.0750
0.1000	0.2500	0.1583	18.7500	15	6.2500	0.1500	0.1167
0.1875	0.1200	0.1583	10.4167	20	10.4167	0.2500	0.0750
0.1875	0.1200	0.1875	6.2500	25	6.2500	0.2167	0.1167
0.1875	0.2067	0.1000	14.5833	20	6.2500	0.1833	0.2000
0.1875	0.2500	0.1000	14.5833	25	10.4167	0.2500	0.1167
0.1000	0.1633	0.1292	10.4167	10	6.2500	0.2500	0.2000
0.1875	0.1633	0.1292	14.5833	10	18.7500	0.2167	0.1167
0.1000	0.2067	0.1875	14.5833	15	6.2500	0.2500	0.1583
0.1875	0.1200	0.1000	18.7500	10	18.7500	0.1833	0.1583
0.1875	0.2500	0.1875	10.4167	10	14.5833	0.1500	0.1583
0.1875	0.1633	0.1583	10.4167	25	6.2500	0.1833	0.1583
0.1000	0.1633	0.1583	14.5833	25	18.7500	0.1500	0.0750
0.1000	0.2067	0.1583	18.7500	10	10.4167	0.2167	0.2000
0.1000	0.2500	0.1292	6.2500	20	18.7500	0.2500	0.1583
0.1000	0.2500	0.1000	10.4167	25	14.5833	0.2167	0.2000
0.1000	0.1200	0.1292	10.4167	15	10.4167	0.1833	0.1167
0.1875	0.2067	0.1583	6.2500	10	14.5833	0.2500	0.1167
0.1875	0.2067	0.1875	10.4167	15	18.7500	0.2167	0.0750
0.1875	0.2500	0.1292	18.7500	20	6.2500	0.2167	0.0750
0.1875	0.1200	0.1292	14.5833	15	14.5833	0.1500	0.2000
0.1000	0.1633	0.1000	6.2500	15	10.4167	0.2167	0.1583
0.1000	0.1200	0.1583	14.5833	20	14.5833	0.2167	0.1583
0.1000	0.2067	0.1000	10.4167	20	18.7500	0.1500	0.1167
0.1875	0.2067	0.1292	18.7500	25	10.4167	0.1500	0.1583
0.1875	0.2500	0.1583	6.2500	15	18.7500	0.1833	0.2000
0.1000	0.1200	0.1875	18.7500	25	18.7500	0.2500	0.2000
0.1000	0.1200	0.1000	6.2500	10	6.2500	0.1500	0.0750
0.1000	0.1633	0.1875	18.7500	20	14.5833	0.1833	0.1167

Figura 3.2. Matriz de casos

Simulación de Casos

Una vez que se conoce la matriz de casos con las variables independientes definidas, el siguiente paso sería llevar a cabo las simulaciones CFD para obtener los valores de tracción y torque, y así poder analizar los resultados y extraer conclusiones significativas.

No obstante, para poder ejecutar todos estos casos, se ha ampliado el script de MATLAB *Automatizacion.m*, detallado en la *Sección 2.3.2*. Esto ha sido necesario debido a que con el diseño de experimentos solo imponemos los valores de la torsión la cuerda y el encastre en tres secciones de la pala. Asimismo, la opción que se ha optado para definir estas variables en cada una de las siete secciones restantes es a través de una interpolación parabólica, ya que este método permite obtener valores continuos y suaves a lo largo de la envergadura de la pala.

A continuación, se presenta la estructura de código en Matlab que ha sido añadida:

En primer lugar, en la Figura 3.3 se presentan los factores de estudio definidos con forma de vector, que han sido completados con los valores obtenidos en la matriz de casos de la Figura 3.2.

```
%% DISEÑO DE EXPERIMENTOS

%TORSIÓN
Torsion_E = [14.5833 6.25 18.75 6.25 18.75 10.4167 6.25 14.5833 14.5833 10.4167 14.5833 14.5833 18.7500 10.4167 10.4167...
14.5833 18.75 6.25 10.4167 10.4167 6.25 10.4167 18.75 14.5833 6.25 14.5833 10.4167 18.75 6.2500 18.7500 6.25 18.75];
Torsion_CUART = [10 20 15 25 15 20 25 20 25 10 10 15 10 10 25 25 10 20 25 15 10 15 20 15 15 20 20 25 15 25 10 20];
Torsion_P = [10.4167 10.4167 14.5833 14.5833 6.25 10.4167 6.25 6.25 10.4167 6.25 18.75 6.25 18.75 14.5833 6.25 18.75...
10.4167 18.7500 14.5833 10.4167 14.5833 18.75 6.25 14.5833 10.4167 14.5833 18.75 10.4167 18.75 18.75 6.25 14.5833];

%CUERDA
Cuerda_E = 0.09;
Cuerda_CUART = [0.1833 0.15 0.25 0.1833 0.15 0.25 0.2167 0.1833 0.25 0.25 0.2167 0.25 0.1833 0.15 0.1833 0.15...
0.2167 0.25 0.2167 0.1833 0.25 0.2167 0.2167 0.15 0.2167 0.2167 0.15 0.15 0.1833 0.25 0.15 0.1833];
Cuerda_P = [0.075 0.2 0.075 0.075 0.1167 0.075 0.1167 0.2 0.1167 0.2 0.1167 0.1583 0.1583 0.1583 0.1583...
0.075 0.2 0.1583 0.2 0.1167 0.1167 0.075 0.075 0.2 0.1583 0.1583 0.1167 0.1583 0.2 0.2 0.075 0.1167];

%ESPESOR
Espesor_E = [0.1 0.1875 0.1875 0.1 0.1 0.1875 0.1875 0.1875 0.1875 0.1 0.1875 0.1 0.1875 0.1875...
0.1875 0.1 0.1 0.1 0.1 0.1875 0.1875 0.1875 0.1875 0.1 0.1 0.1875 0.1875 0.1 0.1 0.1];
Espesor_CUART = [0.25 0.1633 0.1633 0.2067 0.25 0.12 0.12 0.2067 0.25 0.1633 0.1633 0.2067 0.12 0.25 0.1633...
0.1633 0.2067 0.25 0.25 0.12 0.2067 0.2067 0.25 0.12 0.1633 0.12 0.2067 0.2067 0.25 0.12 0.12 0.1633];
Espesor_P = [0.1875 0.1875 0.1 0.1292 0.1583 0.1583 0.1875 0.1 0.1 0.1292 0.1292 0.1875 0.1 0.1875 0.1583...
0.1583 0.1583 0.1292 0.1 0.1292 0.1583 0.1875 0.1292 0.1292 0.1 0.1583 0.1 0.1292 0.1583 0.1875 0.1 0.1875];
```

Figura 3.3. Definición de factores

Seguidamente, en la Figura 3.5 se muestra la definición del sistema de ecuaciones a resolver. Se destaca que se está evaluando el primer caso de los 32 posibles, identificado por la variable *TRY*. En primer lugar, se define la posición de cada una de las tres secciones, así como las variables de estudio en cada uno de ellas.

Dado que se utilizará una interpolación parabólica, la función usada tiene la siguiente estructura: $f(x) = Ax^2 + Bx + C$, donde $f(x)$ representa la variable que se está interpolando y x indica la posición donde se define la variable. Para cada variable que se desea interpolar, se tienen tres puntos de referencia que definen la función. Con base en estos tres puntos, se construyen tres sistemas de ecuaciones lineales $Ax = b$, donde A es la matriz de coeficientes del sistema. La matriz A contiene los valores de las posiciones de las secciones elevados al cuadrado y a la primera potencia. El vector x es el vector de incógnitas, que representa las constantes A , B y C de la función de interpolación. El vector b incluye los valores de la variable en cada una de las tres secciones.

Por último, se resuelve cada uno de los sistemas para obtener los coeficientes de las funciones de interpolación.

```

TRY = 1;

% Definir las condiciones de contorno
x1 = 0; x2 = 0.33; x3 = 1;

T_x1 = Torsion_E(TRY);
T_x2 = Torsion_CUART(TRY);
T_x3 = Torsion_P(TRY);

C_x1 = Cuerda_E;
C_x2 = Cuerda_CUART(TRY);
C_x3 = Cuerda_P(TRY);

E_x1 = Espesor_E(TRY);
E_x2 = Espesor_CUART(TRY);
E_x3 = Espesor_P(TRY);

% Construir el sistema de ecuaciones lineales
A = [x1^2 x1 1; x2^2 x2 1; x3^2 x3 1];

b_T = [T_x1; T_x2; T_x3];
b_C = [C_x1; C_x2; C_x3];
b_E = [E_x1; E_x2; E_x3];

% Resolver el sistema de ecuaciones
coefficients_T = A \ b_T;
coefficients_C = A \ b_C;
coefficients_E = A \ b_E;

```

Figura 3.4. Definición del sistema

Finalmente, para completar el proceso de interpolación, es necesario asignar el valor correspondiente a constante (A, B y C) y calcular las variables en las diez secciones discretizadas de la pala. Para ello, se ha definido un vector llamado "x_serie" que contiene las posiciones de las secciones de la pala. Sustituyendo estos valores en las tres funciones interpoladas, se obtienen los valores correspondientes de las variables en cada sección.

```

% Asignar las constantes A, B y C
A_T = coefficients_T(1);
B_T = coefficients_T(2);
C_T = coefficients_T(3);

A_C = coefficients_C(1);
B_C = coefficients_C(2);
C_C = coefficients_C(3);

A_E = coefficients_E(1);
B_E = coefficients_E(2);
C_E = coefficients_E(3);

x_Serie = [0, 0.11, 0.22, 0.33, 0.44, 0.55, 0.66, 0.77, 0.88, 1];

Torsion = A_T*x_Serie.^2+B_T*x_Serie+C_T;
Cuerda = A_C*x_Serie.^2+B_C*x_Serie+C_C;
Espesor = A_E*x_Serie.^2+B_E*x_Serie+C_E;

```

Figura 3.5. Definición de las variables en todas las secciones

Por último, solo quedaría analizar los resultados obtenidos para la tracción y el torque:

3.1. Análisis de la Tracción

En este análisis inicial, se está evaluando el efecto de las variables de diseño de la hélice sobre la tracción. Para examinar los resultados, se ha hecho uso de los gráficos y tablas proporcionados por *Statgraphics*. Específicamente, se ha empleado el Diagrama de Pareto, el Análisis de Varianza (ANOVA) y el Gráfico de Superficie de Respuesta.

En primer lugar, en la Figura 3.6 queda representado el **Diagrama de Pareto**, el cual es una herramienta utilizada para identificar las principales fuentes de variación o los factores más significativos en un experimento. Se traza una línea vertical conocida como "línea de referencia", cuya función es definir un límite que ayuda a determinar si un efecto es estadísticamente significativo en un nivel de significancia del 5 %.

Cabe destacar que, para simplificar el análisis, se han despreciado los efectos combinados de las variables en el encastre (D y A) con cualquier otra de las tres variables en las dos secciones restantes. Esto se debe a que su influencia es prácticamente despreciable, lo cual facilita la extracción de conclusiones al trabajar con un menor número de factores.

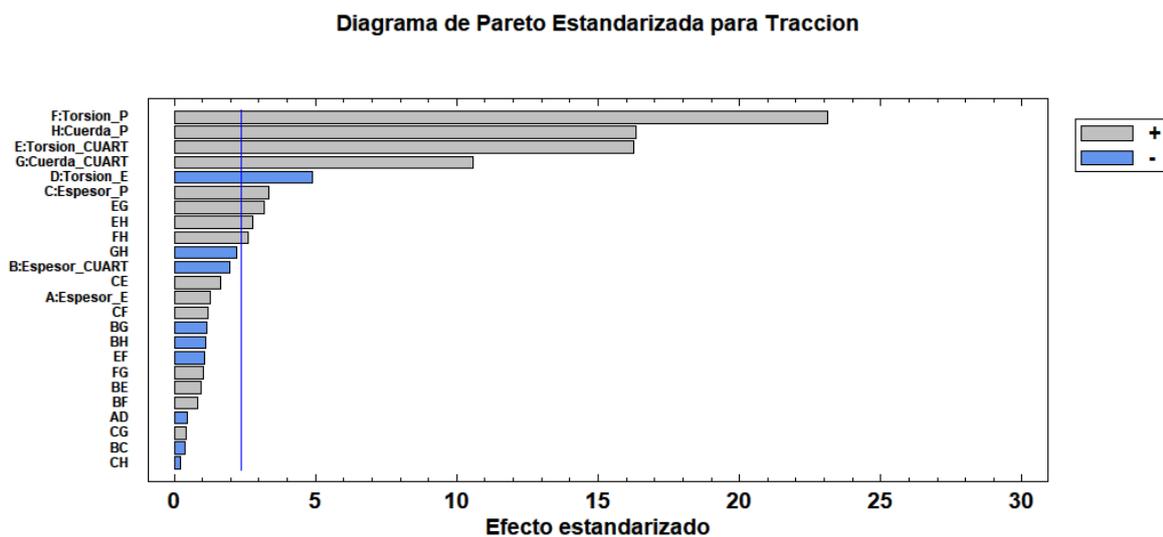


Figura 3.6. Diagrama de Pareto para Tracción

Las barras que se muestran en el diagrama representan el efecto de cada variable, así como también el efecto combinado de dos variables, y su longitud indica la magnitud de ese efecto. Si una barra supera la línea de referencia, significa que el efecto de esa variable se puede considerar estadísticamente significativo, y lo contrario aplica para las variables cuyas barras no alcanzan dicha línea.

Tal y como se puede apreciar en la Figura 3.6, en este caso, las variables estadísticamente significativas son la cuerda y la torsión en todas las secciones que pueden ser modificadas, así como el espesor en la sección de la punta. Además, también se observa la influencia de tres efectos combinados: en primer lugar, el efecto combinado de la cuerda en el cuarto de pala y en la punta; y por otro lado, el efecto combinado de la cuerda y la torsión en las dos secciones finales.

Resulta interesante destacar que la modificación de la cuerda y la torsión en la punta de la pala tiene un mayor impacto en el aumento de la tracción, en comparación con la modificación de estas variables en el resto de las secciones de la pala.

Debido al movimiento de rotación de la hélice, la velocidad relativa del flujo de aire aumenta a medida que se avanza hacia la punta de la pala, generando así un gradiente de velocidad a lo largo de la envergadura. Esto se debe a que la velocidad es linealmente proporcional al radio de la pala y a la velocidad angular de rotación de la hélice, por lo que, dada una velocidad angular constante, la punta de la pala tendrá una mayor velocidad tangencial y, por lo tanto, una mayor velocidad del flujo relativo.

Por consiguiente, dado que las fuerzas aerodinámicas varían con el cuadrado de la velocidad, alterar variables geométricas como la cuerda o la torsión en estas secciones tiene un impacto significativo en la generación de tracción.

Con respecto a la torsión, cuando se incrementa, se produce un cambio en el ángulo de ataque efectivo, lo que resulta en un aumento de sustentación. Por otro lado, al aumentar la cuerda de la pala de la hélice, se incrementa la superficie en contacto con el flujo de aire, que resulta, de nuevo, en un aumento de la sustentación. Asimismo, dado que la tracción generada por la hélice es proporcional a la sustentación de cada sección, un aumento de esta resulta en una mayor generación de tracción.

A medida que se disminuye la distancia al eje de giro, como en el caso del cuarto de pala, la velocidad relativa al flujo de aire ya no es tan alta como en la punta de la pala. Esto implica que el efecto de modificar las variables geométricas en estas secciones no tiene un impacto tan significativo en el aumento de la tracción. No obstante, es interesante destacar que la torsión en el cuarto de pala tiene prácticamente el mismo efecto que la cuerda en la punta de la hélice. Esto resalta la importancia de la torsión en la capacidad de generar tracción, siendo la variable geométrica con mayor efecto.

Por último, es interesante destacar que el espesor en la punta, con los datos disponibles, es el factor significativo con menor efecto sobre la tracción, a pesar de ser una sección significativa en términos de generación de tracción.

Por otro lado, el gráfico también proporciona el signo que tiene cada efecto. Por lo que, si el efecto es positivo, es decir, la barra está coloreada de color gris, implica que el aumento de la variable independiente resulta en un incremento de la tracción, tal y como sucede con la cuerda y la torsión en la sección en el cuarto de pala, que es el efecto combinado más influyente. Para poder observar este efecto positivo se ha representado un **Gráfico de Superficie de Respuesta** en la Figura 3.7.

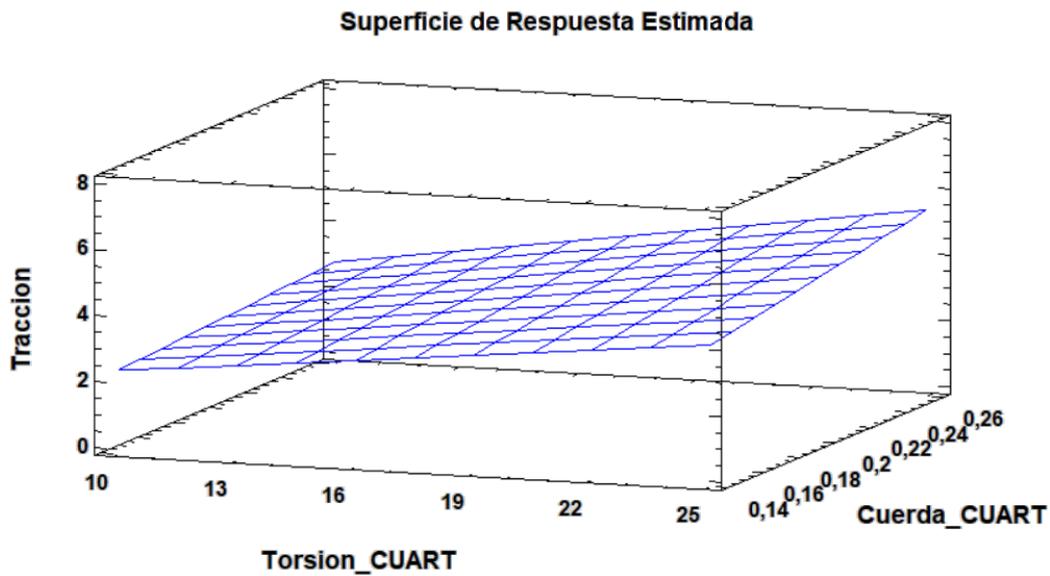


Figura 3.7. Gráfico de Superficie de Respuesta (Efecto positivo)

A partir de este gráfico se puede observar claramente que el efecto es positivo, ya que las dos variables de forma conjunta generan una mayor tracción. Por ejemplo, al fijar la cuerda en su valor máximo, se puede observar que a medida que aumenta la torsión, la tracción alcanza valores máximos.

Otra posible manera de identificar si las variables independientes son significativas es mediante el **Análisis de Varianza (ANOVA)**, más concretamente, mediante el Valor-P. Por medio del análisis se prueba la significancia estadística de cada efecto comparando su cuadrado medio con un estimado del error experimental. En este caso, 8 efectos tienen un valor-P menor que 0,05, indicando que son significativamente diferentes de cero con un nivel de confianza del 95,0 %. A continuación, en la Tabla 3.2, quedan definidos el valor-P de cada variable.

Factor	Valor-P	Factor	Valor-P
E: Torsión_CUART	0.0017	F: Torsión_P	0.0012
G: Cuerda_CUART	0.0023	H: Cuerda_P	0.0014
C: Espesor_P	0.012	E y G	0.0152
E y H	0.0227	F y H	0.0353

Tabla 3.2. Valor-P de las variables independientes en Tracción

3.2. Análisis del Torque

En este análisis, se está evaluando el efecto de las variables de diseño de la hélice sobre el torque generado. Del mismo modo que en el análisis de la tracción, se ha representado el **Diagrama de Pareto** (ver Figura 3.8).

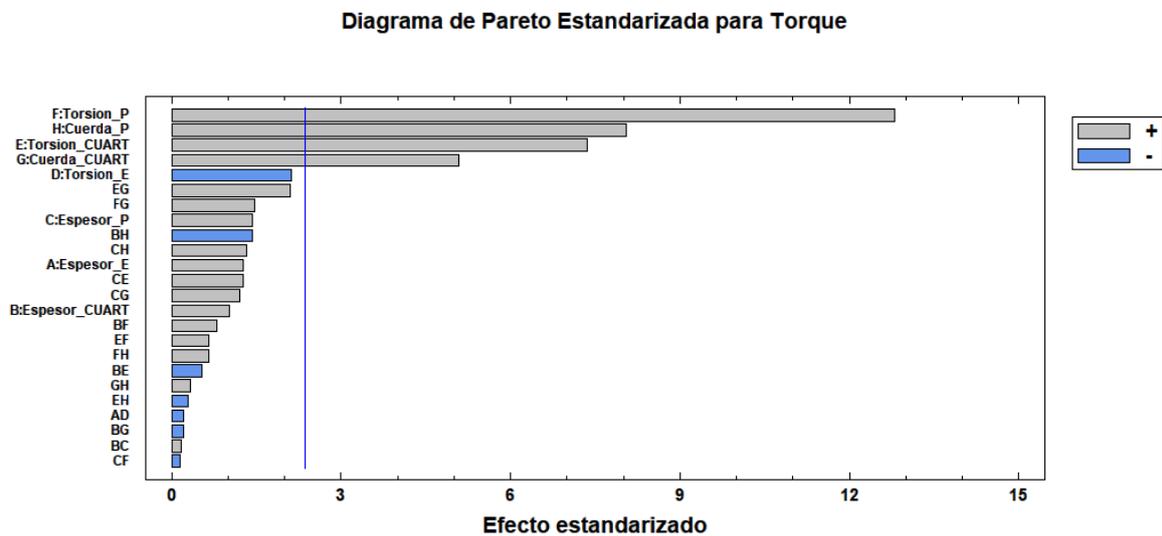


Figura 3.8. *Diagrama de Pareto para Torque*

Comparando el Diagrama de Pareto de la Figura 3.8 con el obtenido en el análisis de la tracción, se pueden observar diversos aspectos. En primer lugar, se puede apreciar que el número de factores estadísticamente significativos es menor. En este caso, los factores significativos son la cuerda y la torsión en la sección de la punta y en el cuarto de pala. Sin embargo, es importante destacar que estos 4 factores coinciden con los mismos que tuvieron un mayor efecto en la tracción.

Además, al analizar el efecto estandarizado de los factores sobre el torque, se observa que es menor en comparación con el efecto en la tracción. Esto implica que incrementar la cuerda y la torsión en las secciones cercanas a la punta tendrá un mayor impacto sobre la tracción que sobre el torque. Este aspecto es crucial, ya que permite obtener una combinación de parámetros que optimice el rendimiento de la hélice. En otras palabras, se logra alcanzar valores elevados de tracción sin aumentar excesivamente el torque.

La razón por la cual el torque y la tracción presentan los mismos factores significativos se debe a que al incrementar la tracción de la hélice, también se aumenta la fuerza de reacción ejercida por el aire sobre ella. Como resultado, esta fuerza de reacción genera un momento de fuerza (torque) en dirección opuesta a la rotación de la hélice. Por lo tanto, a mayor torque generado, mayor será la energía que tiene que proporcionar el motor para mantener el mismo régimen de giro.

En cuanto a la explicación de por qué es más relevante modificar las variables en la sección de punta es completamente análoga a la ya detallada en el análisis de la tracción en la sección anterior. En este sentido, desde el punto de vista de reducir el torque, sería conveniente disminuir tanto la longitud de cuerda como la torsión en las dos secciones finales, es decir, en el cuarto de pala y en la punta.

Por otro lado, dado que en este caso no se observa la presencia de ningún efecto combinado significativo en el torque, no ha sido necesario representar el **Gráfico de Superficie de Respuesta**.

Finalmente, el Valor-P de cada una de las tres variables significativas, obtenido a partir del **Análisis de Varianza (ANOVA)**, es el definido en la Tabla 3.3. Tal y como se puede apreciar, todos los valores se encuentran por debajo de 0.05.

Variable Independiente	Valor-P	Variable Independiente	Valor-P
E: Torsión_CUART	0.0024	F: Torsión_P	0.0016
G: Cuerda_CUART	0.0020	H: Cuerda_P	0.0011

Tabla 3.3. *Valor-P de las variables independientes en Torque*

3.3. Análisis de Distribuciones de los Factores

Una vez conocidos los factores que ejercen una mayor influencia sobre la tracción y el torque generados por la hélice, en esta sección se identificarán las configuraciones óptimas de la hélice, con el objetivo de establecer tendencias de diseño.

Asimismo, de los 32 casos que han sido simulados en el Diseño de Experimentos, en la Figura 3.9 se ha definido la tracción y la relación tracción/torque. Estas variables son las que se han empleado para establecer un criterio de selección de la configuración óptima de la hélice, dónde ambas variables deben ser máximas. El motivo de utilizar esta relación en lugar de definir el torque directamente se debe a que, como se ha visto en la sección anterior, los factores que influyen positivamente en el torque también afectan positivamente a la tracción. Esto significa que, si el objetivo es minimizar el torque, la tracción generada también será mínima, lo cual no tiene sentido desde el punto de vista operacional. Una hélice que genere poco torque, pero que tenga una tracción muy reducida no será muy útil en términos de aplicabilidad.

Caso	Tracción [N]	Tracción/Torque [m^{-1}]	Caso	Tracción [N]	Tracción/Torque [m^{-1}]
Caso 1	1.696	43.293	Caso 17	2.179	40.107
Caso 2	4.630	41.828	Caso 18	5.239	35.399
Caso 3	3.136	49.461	Caso 19	5.175	35.788
Caso 4	3.975	38.447	Caso 20	2.924	51.476
Caso 5	1.860	46.289	Caso 21	3.287	43.876
Caso 6	4.319	47.290	Caso 22	3.883	42.600
Caso 7	5.071	43.106	Caso 23	2.810	48.074
Caso 8	3.483	47.394	Caso 24	3.742	47.057
Caso 9	4.662	40.919	Caso 25	3.365	46.738
Caso 10	2.138	44.636	Caso 26	4.611	43.202
Caso 11	3.137	45.349	Caso 27	3.523	38.831
Caso 12	3.820	35.353	Caso 28	4.083	43.851
Caso 13	3.099	46.892	Caso 29	4.672	37.008
Caso 14	2.746	41.740	Caso 30	6.763	35.319
Caso 15	4.398	44.540	Caso 31	1.560	59.916
Caso 16	3.644	38.857	Caso 32	3.873	44.485

Figura 3.9. Tracción y relación tracción/torque de los casos

De todas las configuraciones que han sido simuladas, se han descartado varias para reducir el tamaño del análisis. Específicamente, no se han considerado aquellos casos cuya tracción sea inferior a 4 N, ya que es un criterio de diseño que se ha definido. Como resultado, el número de casos se ha reducido significativamente de 32 a 11, lo que facilita la comparación de resultados.

Además, se puede observar en la Figura 3.9 que se destacan dos casos, el 6 y el 30, ambos representando valores máximos. Por un lado, el Caso 6 corresponde a la hélice con la mayor relación tracción/torque, mientras que el Caso 30 presenta la máxima tracción. Estos casos serán fácilmente identificables en los próximos análisis, lo que permitirá contrastar con claridad las variables entre las diferentes configuraciones.

A continuación, se realizará una comparación de las distribuciones de las variables consideradas significativas en el DOE, es decir, aquellas que tienen influencia sobre la tracción y el torque. Estas variables son la torsión, la cuerda y el espesor, y se compararán las distribuciones de los 11 casos que no han sido excluidos del estudio.

En primer lugar, en la Figura 3.10 se ha representado la distribución de torsión a lo largo de la pala, para analizar las distintas configuraciones de hélice.

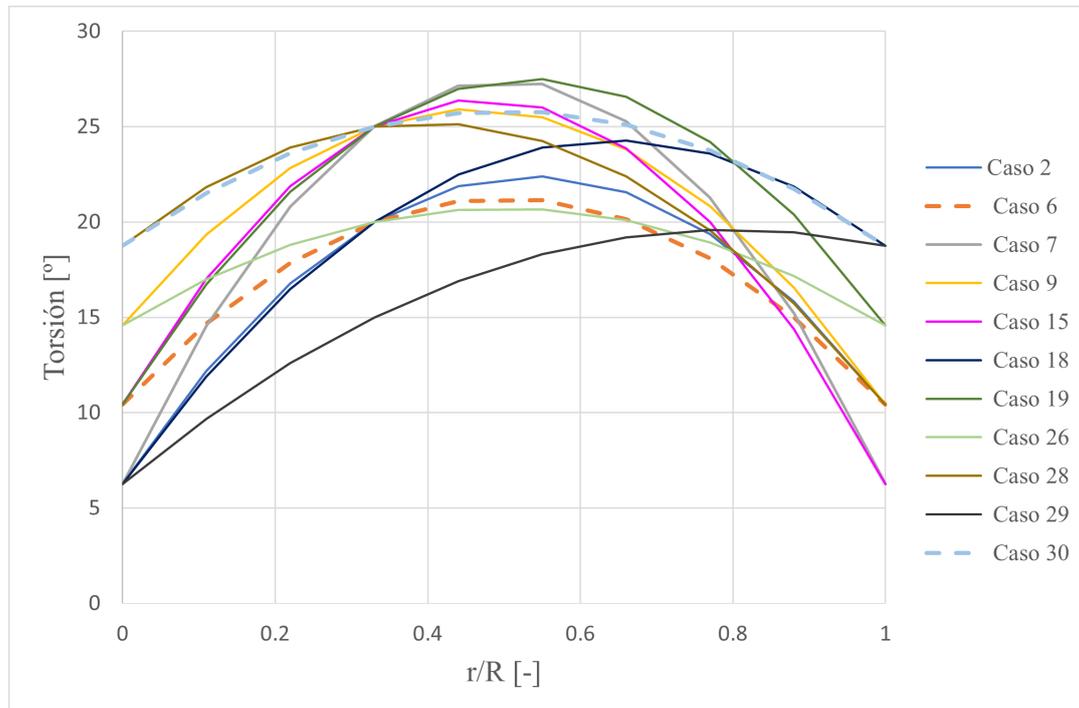


Figura 3.10. Distribuciones de torsión a lo largo de la pala

Con respecto a la distribución de la hélice que genera la mayor tracción (línea azul discontinua), se puede observar que alcanza su máximo en la mitad de la pala, lo que implica que la torsión en la punta y en el encastre es la misma. En cuanto a la sección en la punta, es la hélice junto con la del Caso 18 presentan la mayor torsión. Por otro lado, en lo que respecta a la sección en el cuarto de pala, también se define la mayor torsión posible. Como se mencionó en la Sección 3.1, el factor torsión en las dos secciones finales tiene una gran influencia en la tracción, por lo que es coherente con el hecho de que esta hélice presente la mayor tracción.

Finalmente, en la sección del encastre se observa una vez más que la torsión es máxima. De acuerdo con los resultados del DOE, este factor tiene un efecto negativo, lo que implica una reducción en la tracción generada por la hélice. Por lo tanto, en caso de buscar la distribución óptima de torsión que maximice la tracción, aún se podría incrementar más la tracción si la torsión en esta sección fuera mínima. Para comprobar esta afirmación, se ha simulado la misma configuración de hélice del Caso 30, pero esta vez se ha fijado la torsión en el encastre como mínima. Como resultado, se obtuvo una tracción de 7.23 N, lo que confirma que aún existe margen de mejora en la tracción.

Por otro lado, la hélice con la mayor relación tracción/torque (línea naranja discontinua) presenta una distribución idéntica a la de mayor tracción, aunque con una torsión inferior en todas sus secciones. Al reducir la torsión en el cuarto de pala y en la punta, se disminuye la tracción,

pero a su vez también se reduce el torque. De esta forma los perfiles de las distintas secciones de la pala trabajan a un ángulo de ataque más cercano al de mayor eficiencia, mejorando por tanto la relación tracción/torque de la hélice.

También es importante destacar el Caso 29, en el cual la hélice presenta la torsión mínima en el encastre y máxima en la punta, ambos factores maximizando la tracción. Sin embargo, al tener una torsión tan baja en el cuarto de pala, resulta en una pérdida notable de tracción. Por otro lado, la hélice del Caso 18, que dispone de la misma torsión en el encastre y en la punta que el Caso 29, pero que tiene una torsión superior en el cuarto de pala, es capaz de generar una tracción superior.

En segundo lugar, también se analizarán las diferentes distribuciones de cuerda a lo largo de la pala, las cuales se representan en la Figura 3.11.

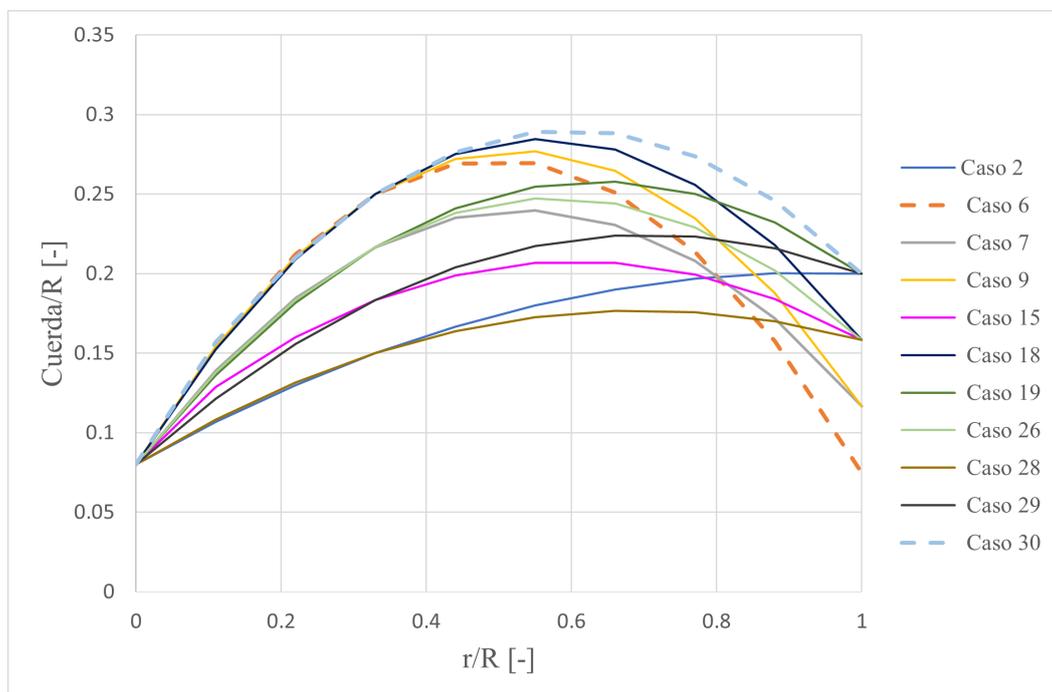


Figura 3.11. Distribuciones de cuerda a lo largo de la pala

Con respecto a la hélice que genera la mayor tracción, se puede observar que presenta una distribución óptima para maximizar la tracción. Esto se debe a que, tanto en el cuarto de pala como en la punta, la cuerda alcanza el valor máximo dentro del rango definido. Además, al comparar con los Casos 18, 9 y 6, que presentan la misma cuerda en el cuarto de pala, se observa que a medida que se reduce la cuerda en la punta, la tracción también disminuye. La razón de esta disminución se debe a que la superficie de contacto con el flujo se reduce en la parte final de la pala, como ya se ha explicado detalladamente en la Sección 3.1.

Con respecto a la hélice con la mayor relación tracción/torque, se está aprovechando de la tracción generada al tener la máxima cuerda en el cuarto de pala, pero que a su vez en la sección de la punta la cuerda alcanza un valor mínimo. Esto implica que el incremento de tracción debido a este último factor es mínimo. Desde el punto de vista de la relación tracción/torque, la distribución es óptima, como se demostró en el DOE. Se comprobó que el factor cuerda en la punta tiene una influencia significativa en la tracción, lo que implica que, si la cuerda es mínima, el torque disminuirá.

Por otro lado, aunque la influencia de la cuerda en el cuarto de pala sea menor, sigue siendo significativa. Por lo tanto, el incremento de tracción no será tan elevado como tener la máxima cuerda en la punta, pero se compensa con el hecho de que el torque aumenta en menor medida.

Por último, las distribuciones de espesor a lo largo de la pala queda representada en la Figura 3.12.

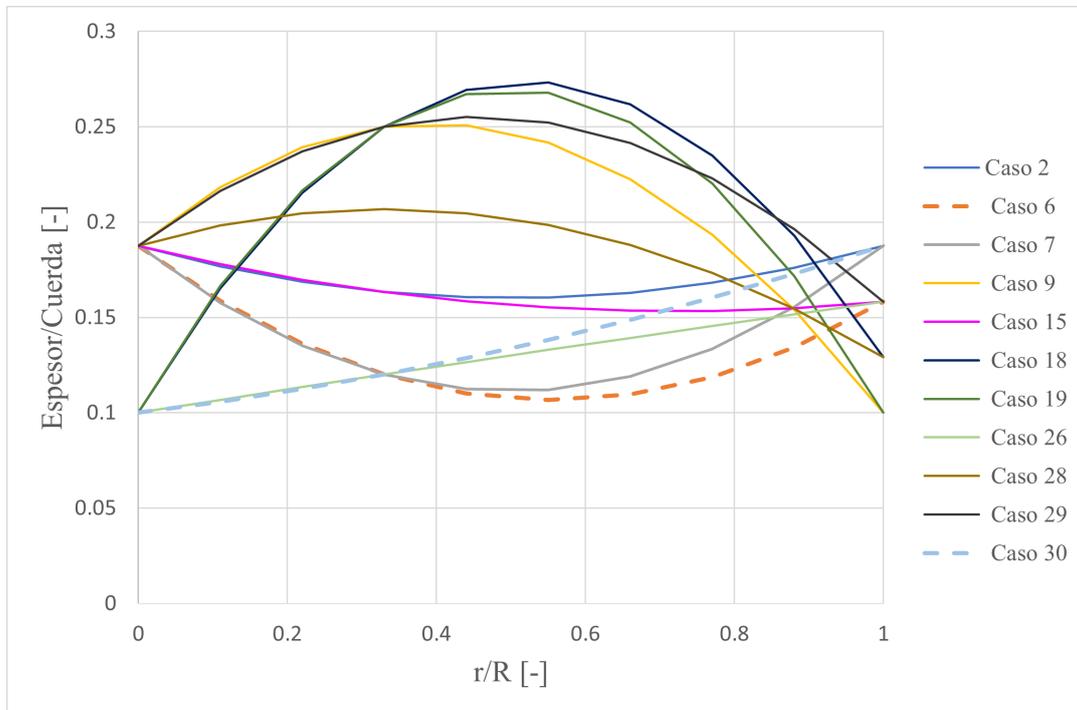


Figura 3.12. Distribuciones de espesor a lo largo de la pala

El espesor es el parámetro geométrico que tiene menor efecto sobre la hélice. En primer lugar, la tracción solo se ve influenciada por el factor de la cuerda en la punta, lo que implica que el espesor definido en el encastre y en el cuarto de pala tiene un efecto prácticamente nulo. Por otro lado, el torque no se ve afectado al modificar el espesor en ninguna de las tres secciones. Esto puede resultar interesante desde el punto de vista de generar la máxima tracción posible, con la ventaja de que el incremento de torque que se produzca sea mínimo.

Pasando a analizar las distribuciones, se puede observar que la hélice que genera la mayor tracción presenta una distribución creciente. Es decir, comienza con el valor mínimo de espesor en el encastre y va incrementando su magnitud a medida que se avanza hacia las secciones posteriores. Sin embargo, es importante enfatizar que el espesor definido en las dos primeras secciones no es relevante para la generación de tracción. Lo que realmente importa es que en la sección de la punta se tenga el valor máximo de espesor, ya que esto contribuye a generar la mayor tracción posible.

Con respecto a la hélice con mayor relación tracción/torque, la distribución ya no es creciente, sino que es parabólica. En el encastre tendrá el valor máximo definido, seguidamente en el cuarto de cuerda alcanza el valor mínimo para esa sección y, por último, el espesor se incrementa hasta un valor intermedio entre el máximo y mínimo en la punta.

3.4. Configuraciones Óptimas

Esta sección tiene como objetivo exponer y comparar las dos configuraciones de hélices óptimas obtenidas en el Diseño de Experimentos (DOE). La primera hélice se caracteriza por generar la tracción máxima (Hélice 1), mientras que la segunda hélice presenta la máxima relación tracción/torque (Hélice 2). Para llevar a cabo este análisis, se utilizarán gráficas y se analizarán la distribución de variables como la velocidad y la presión.

En primer lugar, en las Figuras 3.13 y 3.14 se representan los contornos de velocidades a través de un plano transversal de cada uno de los dos casos mencionados.

Como ya se detalló en el análisis realizado en el DOE, en ambas configuraciones se puede observar como la velocidad del flujo es menor en el centro de la hélice y se incrementa hacia la punta de las palas, alcanzando las velocidades máximas en estas secciones finales. Además, se observa que el flujo tiende a moverse más rápidamente en el extradós que en intradós. Esto se debe a la forma específica de los perfiles aerodinámicos, donde se produce una diferencia de presión que genera un flujo descendente. Por último, es fundamental señalar que la velocidad del flujo alcanza valores nulos en las zonas próximas al eje de rotación, ya que este no se ve perturbado.

Al analizar detalladamente la comparación entre ambas hélices, se puede comprobar cómo la modificación de variables de diseño -especialmente, la torsión y la cuerda- tanto en la sección de la punta como en el cuarto de pala, implica un cambio significativo en la distribución del campo de velocidades.

Con respecto al incremento de torsión de la Hélice 1 frente a la 2, se está cambiando la geometría de la pala, lo que afecta a la forma en la que el flujo interactúa con ella. Tal y como se detalló en la Sección 3.1, incrementar este ángulo implica incrementar el ángulo de ataque efectivo de la pala, lo que provoca un cambio en la dirección del flujo respecto a la pala. Este cambio conlleva que el campo de velocidades sobre la pala se modifique, aumentando la velocidad en el extradós y disminuyendo en el intradós.

Por otro lado, al aumentar la cuerda de la pala, se incrementa el área de la superficie en contacto con el flujo. Esto resulta en una mayor cantidad de aire que la pala puede desplazar y acelerar, lo que a su vez modifica el campo de velocidades.

La modificación del campo de velocidades debido al cambio de torsión o cuerda tiene un impacto directo en el gradiente de presión sobre la pala. A medida que este gradiente se hace más acusado, la diferencia de presiones entre el intradós y extradós es más notable, lo que aumenta la sustentación y, por tanto, la tracción.

La presión será más baja en las áreas donde la velocidad del flujo sea elevada y más alta en las áreas con menor velocidad. Esto se debe, según el principio de Bernoulli, a la relación inversa entre la velocidad y la presión de un fluido. La presión disminuye con la aceleración del flujo y viceversa.

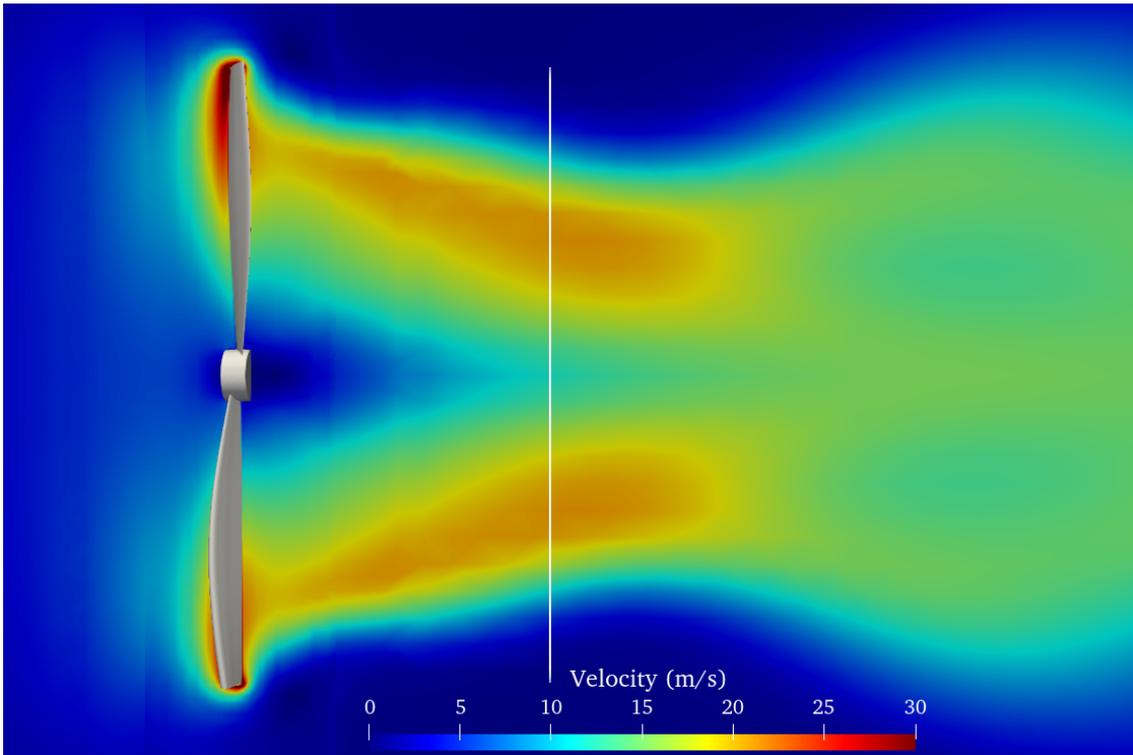


Figura 3.13. *Contorno de velocidades (Hélice 1)*

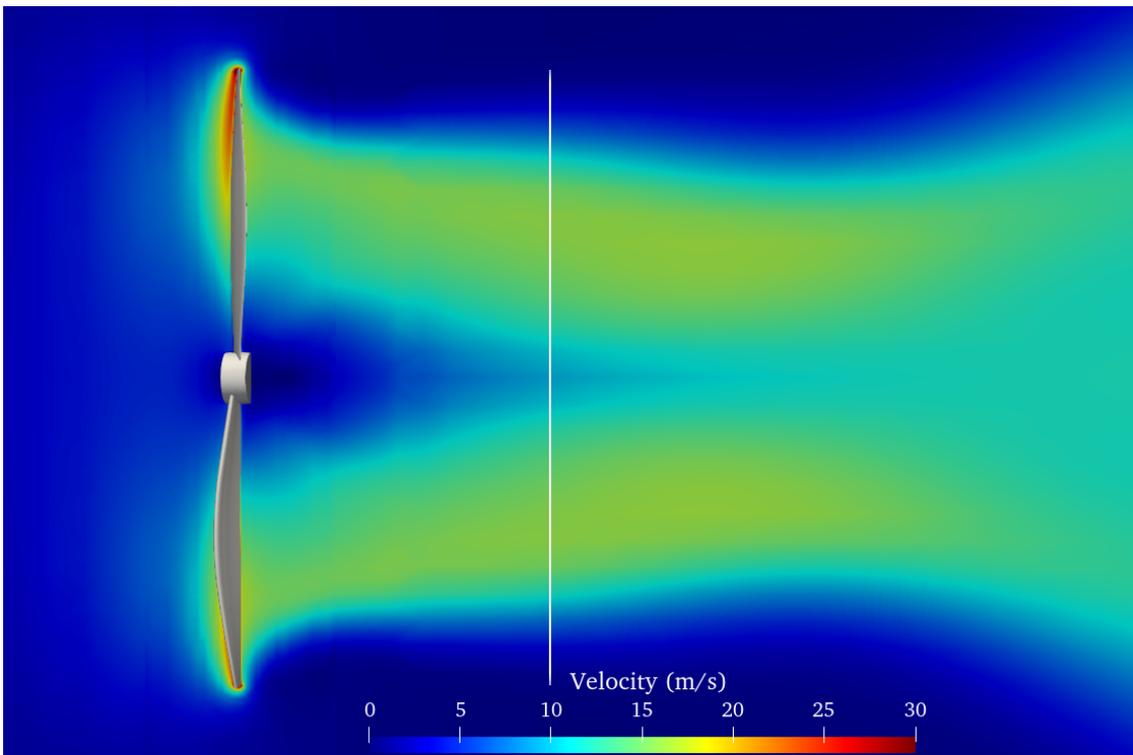


Figura 3.14. *Contorno de velocidades (Hélice 2)*

El hecho de tener un gradiente de velocidades tan pronunciado como en la Hélice 1, implica que la distribución de la fuerza de tracción generada por la hélice no sea uniforme; mientras que en la Hélice 2, al tener menor diferencia de velocidades habrá más uniformidad en la distribución de tracción, lo que significa que cada sección de la hélice contribuye de manera más equilibrada al empuje generado. El hecho de tener una distribución más uniforme mejora la estabilidad a la hora de realizar diversas actuaciones durante el vuelo, tales como cambios bruscos de dirección o vuelo a alta velocidad, aunque para este caso de estudio a punto fijo no es relevante.

Sin embargo, desde el punto de vista de maximizar la tracción manteniendo un régimen de giro constante, es interesante generar una distribución de tracción no uniforme. Esto permite incrementar la carga aerodinámica en esa región específica en la punta de pala, lo que a su vez implica un impulso adicional. Por contraposición, en las secciones finales donde el gradiente de velocidades es más pronunciado, el par generado será considerablemente elevado.

Para obtener una comprensión más clara de lo mencionado, en la Figura 3.15 se ha representado la distribución de tracción a lo largo de la pala, para las dos hélices de estudio.

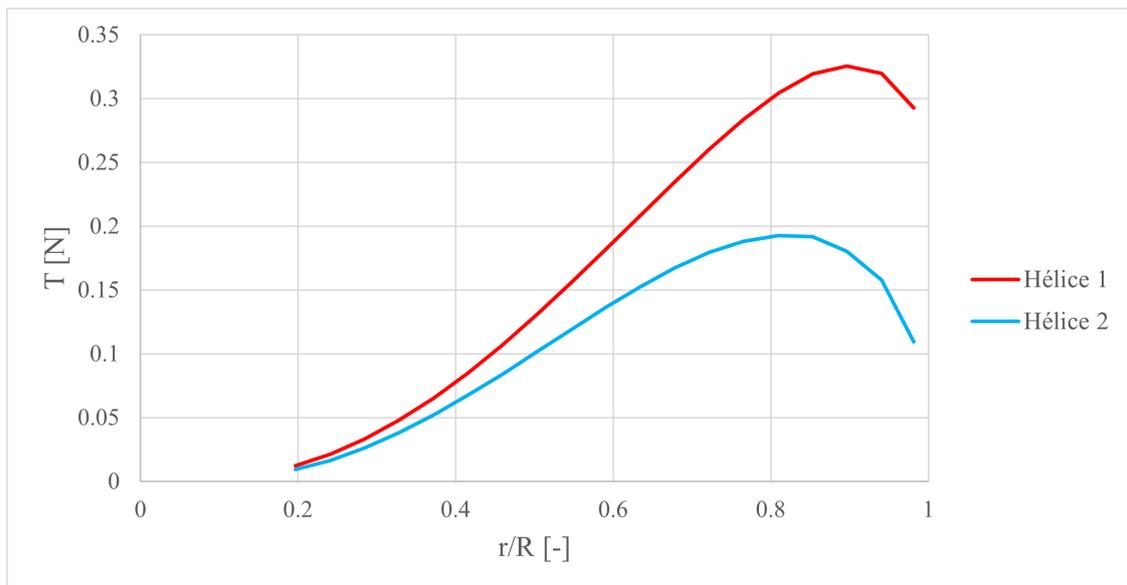


Figura 3.15. *Distribución de la tracción sobre la pala*

Se puede observar claramente como la Hélice 1 genera la mayor parte de su tracción en las secciones que se encuentran más próximas a la punta de la pala. En cambio, aunque la Hélice 2 también genere gran parte de su tracción en esas secciones finales, la distribución es más uniforme, sin alcanzar un máximo tan elevado. Además, un aspecto a destacar es que se ha decidido graficar a partir de, aproximadamente 0.2, ya que esa distancia previa se corresponde con el hub.

Para complementar el análisis de la distribución de tracción, en la Figura 3.16, queda representado el contorno de la presión relativa en el extradós e intradós de la pala, respectivamente.



(a) Hélice 1 (Extradós)



(b) Hélice 2 (Extradós)



(c) Hélice 1 (Intradós)



(d) Hélice 2 (Intradós)



Figura 3.16. Distribución de presiones sobre la pala

A partir de la representación del contorno de presiones en el intradós y el extradós de ambas hélices, se puede apreciar de manera más clara las zonas donde se genera la mayor tracción, ya que se observa un gradiente de presiones más pronunciado en esas áreas.

Comparando la distribución de presiones en el extradós, se puede observar en la Hélice 1 (Figura 3.16a) una notable disminución de la presión, especialmente en las secciones cercanas a la punta de la pala, y esta disminución se extiende a lo largo de la envergadura. Por otro lado, en la Hélice 2 (Figura 3.16b), la pérdida de presión está más concentrada en las secciones finales y no se extiende de manera notable a lo largo de la pala. Además, se puede observar que la disminución de presión en la punta de la Hélice 1 es superior a la que se produce en la Hélice 2. Esto es coherente con lo graficado en la Figura 3.15, ya que en esta zona donde el gradiente de presiones es elevado, la tracción es máxima.

En cuanto a la distribución de presiones en el intradós (Figuras 3.16c y 3.16d), sucede algo similar que en el extradós, pero esta vez, las secciones finales en lugar de tener picos mínimos de presión, serán máximos.

Con respecto al campo de velocidades de la estela, en la Figura 3.17 se ha representado la velocidad a lo largo de una línea ubicada un radio aguas abajo de la hélice, y cuya longitud es igual al diámetro de la hélice, tal y como queda definida en las Figuras 3.13 y 3.14.

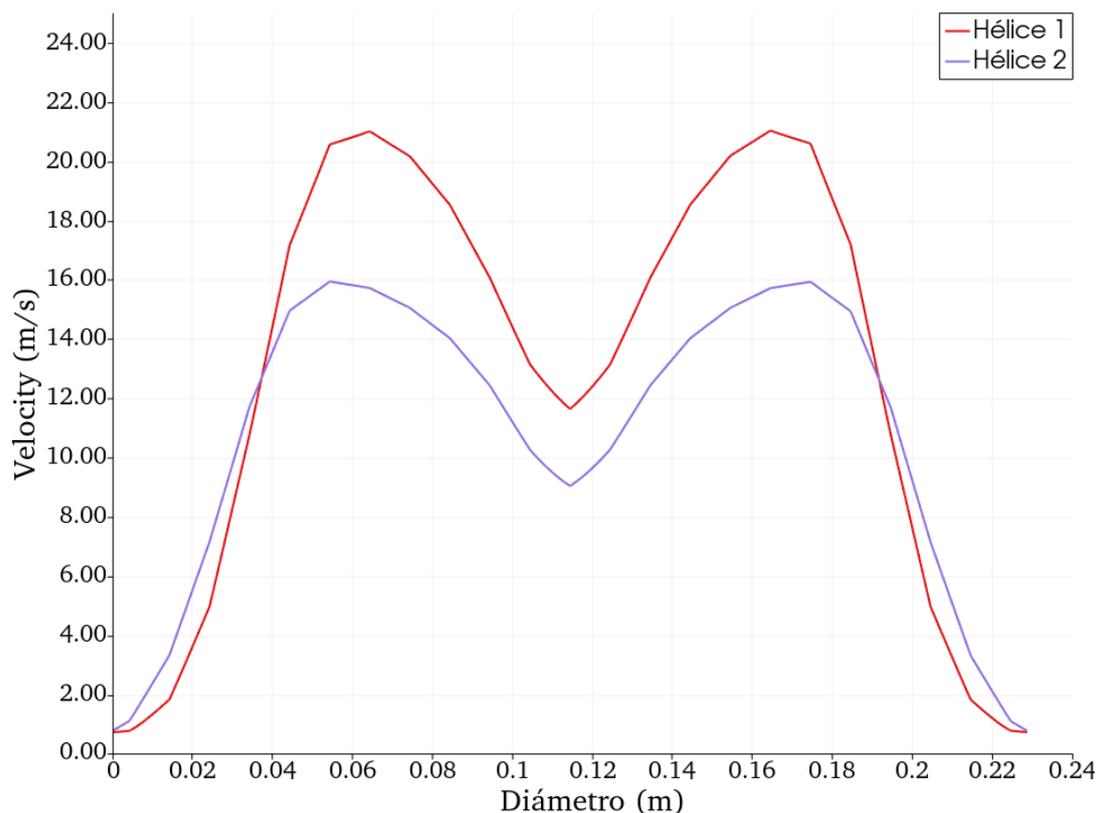


Figura 3.17. Distribución de velocidades sobre la línea en la estela

De la presente figura se pueden observar diversos fenómenos. En primer lugar, se aprecia que la anchura de la estela de la Hélice 2 es superior a la 1. Esto se debe a la teoría de la conservación de la masa, que estipula que cuando el flujo de aire pasa a gran velocidad por la hélice, el volumen de aire que fluye a través de una sección transversal en un momento dado debe permanecer constante. Por lo tanto, para mantener la misma cantidad de aire que recorre la región a medida que aumenta la velocidad, el área por la que fluye debe disminuir.

Por otro lado, se puede observar que los picos de velocidad máxima alcanzados por la Hélice 1 son superiores. Esto es algo que era de esperar y se puede deducir directamente del contorno de velocidades, ya que el gradiente de velocidades es mayor, lo que implica que el flujo se desplace a mayor velocidad. Además, en esta representación también se puede comprobar que la región cercana al eje de giro de la hélice, donde el flujo está parado, es más reducida en la Hélice 1, tal y como se ha mencionado previamente.

4 | Conclusiones

En este proyecto, se ha desarrollado una metodología automatizada que establece una conexión directa entre la fase de diseño y la simulación CFD. En la etapa de diseño, se ha realizado una discretización de la pala en diez secciones, fijando como variables tres de los parámetros con mayor influencia en el comportamiento de la hélice: cuerda, espesor y torsión. Posteriormente, se ha realizado un análisis CFD, donde se ha evaluado la influencia de estas variables en una condición de vuelo a punto fijo, manteniendo un régimen de giro constante de 6000 rpm.

La implementación de esta herramienta ha supuesto una mejora sustancial en diversos aspectos, ya que ha unificado y automatizado todo el proceso de diseño y análisis. En primer lugar, se ha logrado una mayor eficiencia, ya que la automatización permite realizar las tareas de manera más rápida y precisa. Por otro lado, también implica una liberación de recursos humanos, lo que permite que el personal pueda centrarse en tareas más específicas, como el análisis y la evaluación de los resultados. Por último, también se consigue una cierta escalabilidad, es decir, la capacidad de manejar fácilmente un mayor volumen de trabajo aprovechando los recursos disponibles eficientemente.

Además, otro aspecto relevante de esta herramienta es su capacidad de ser modificada y mejorada de forma continua. Esto implica que su estructura no se limita exclusivamente al diseño y análisis aerodinámico, sino que también podría ser ampliada para incluir otros tipos de estudios, como el análisis acústico.

La incorporación de un estudio acústico sería un avance interesante, ya que permitiría evaluar los niveles de ruido generados por las hélices e identificar configuraciones que reduzcan estas emisiones. El análisis acústico permitiría simular, así como predecir la propagación del sonido en un entorno cercano. Por otro lado, también podría incluir un modelo de elementos finitos para realizar análisis de resistencia estructural de las hélices, evaluando su resistencia a cargas dinámicas y vibraciones.

Una vez desarrollada esta herramienta, se ha empleado para realizar un estudio complementario; más concretamente, se ha elaborado un Diseño de Experimentos (DOE). El objetivo principal de este estudio ha sido justificar el correcto funcionamiento de la propia herramienta y, además, poder extraer tendencias de diseño basadas en criterios de reducción de par y mejora de la tracción. En este estudio se han analizado y evaluado diferentes configuraciones de hélices, teniendo en cuenta variables mencionadas previamente, las cuales se han modificado en tres secciones de la pala -concretamente, la sección del encastre, la punta y el cuarto de pala.

Tras llevar a cabo el Diseño de Experimento, se han obtenido diversas conclusiones sobre las variables que presentan una influencia significativa tanto en el torque como en la tracción. En primer lugar, se ha demostrado que el factor torsión tiene un impacto elevado en ambas variables, especialmente cuando se modifica en la sección situada en la punta y en el cuarto de pala. El motivo de este efecto se debe a que un incremento en la torsión provoca un aumento en el ángulo de ataque efectivo, lo que modifica la distribución de presiones sobre la superficie de la pala. Esto se traduce en una disminución de la presión en el extradós y un incremento de esta en el intradós. Como resultado, se genera un aumento de la tracción en las zonas cercanas a la punta de la pala, debido a este gradiente de presiones más pronunciado.

Además, al modificar la distribución de presiones, también implica un incremento en el torque generado, ya que, al aumentar la tracción de la hélice, también se incrementa la fuerza de reacción ejercida por el aire sobre ella.

Por otro lado, a través de este análisis también se ha deducido que el factor cuerda, al igual que la torsión, tiene un efecto significativo tanto en la tracción como en el torque. Esto se debe a que, al aumentar la cuerda de la pala, se incrementa el área de la superficie en contacto con el flujo de aire. Como resultado, la pala puede desplazar y acelerar una mayor cantidad de aire, lo que a su vez modifica la distribución de presiones sobre la pala. Una vez más, se ha observado que modificar la cuerda en las secciones ubicadas en la punta y en el cuarto de pala es lo que tiene una mayor influencia sobre ambas variables.

Asimismo, tal y como se ha mencionado, modificar las variables geométricas mencionadas en las secciones próximas a la punta de la pala, tienen un impacto significativo en la generación de tracción. Esto se debe a que la velocidad es linealmente proporcional al radio de la pala y a la velocidad angular de rotación de la hélice, por lo que la punta de la pala tendrá una mayor velocidad tangencial y, por lo tanto, una mayor velocidad de flujo. Por lo tanto, si las fuerzas aerodinámicas varían con el cuadrado de la velocidad, es de esperar que en esas zonas se genere gran parte de la tracción producida.

Por último, cabe destacar que las conclusiones obtenidas en este estudio deben considerarse como tendencias de diseño y no como reglas de diseño, dado que se han evaluado únicamente 32 casos debido a las limitaciones de tiempo y recursos disponibles. Esta muestra relativamente pequeña puede no permitir analizar todas las posibles configuraciones de hélice.

Además, es importante tener en cuenta que el análisis se ha centrado en evaluar únicamente tres variables en tres secciones específicas de la pala, utilizando rangos de valores reducidos. Esta reducción de variables y rangos se realizó con el objetivo de limitar el número de casos posibles y agilizar el proceso de análisis. Sin embargo, esta simplificación también implica que no se exploraron todas las posibilidades de diseño.

En resumen, se puede concluir que la herramienta automatizada diseñada cumple eficazmente con su propósito y, a pesar de las limitaciones existentes, el enfoque del Diseño de Experimentos ha permitido extraer ciertas tendencias en el diseño de hélices en base a un criterio de reducción del torque y aumento de la tracción.

5 | Pliego de condiciones

En caso de llevar a cabo el proyecto anteriormente mencionado, es fundamental abordar las condiciones de trabajo de acuerdo con la normativa vigente. Este capítulo tiene como propósito exponer y detallar las condiciones que deben cumplirse tanto en el ámbito técnico como en el ámbito humano (laboral).

El Real Decreto 486/1997, de 14 de abril, desempeña un papel fundamental al establecer los requisitos mínimos de seguridad y salud en los lugares de trabajo. Este decreto se basa en la Ley 31/1995 [24], de 8 de noviembre, conocida como la Ley de Prevención de Riesgos Laborales, que tiene como objetivo principal proteger la seguridad y la salud de los trabajadores en el ámbito laboral.

Es importante destacar que las condiciones de trabajo deben cumplirse rigurosamente tanto en el edificio CMT – Motores Térmicos, donde se lleva a cabo el proyecto, como en el hogar del autor del documento. Ambos lugares cumplen con las mismas normas y requisitos de seguridad, higiene y salud laboral.

5.1. Condiciones Laborales

En esta sección se explicará en detalle los requisitos de seguridad e higiene que deben cumplirse en el área de trabajo del ingeniero, incluyendo la limpieza del lugar de trabajo, su conservación, las condiciones ambientales, una iluminación adecuada y la ubicación de zonas de descanso. A continuación, se ha dedicado un apartado para cada uno de estos requisitos mencionados.

5.1.1. Condiciones Generales de Seguridad

Debe asegurarse que el entorno de trabajo disponga de una infraestructura adecuada, dónde se pueda trabajar de manera segura. En primer lugar, se establecen unos requisitos mínimos en las dimensiones del habitáculo, tales como la altura del techo que debe ser de al menos 3 metros (aunque en oficinas puede reducirse a 2,5 metros), así como el área de trabajo, la cual debe ser de al menos 2 metros cuadrados y 10 metros cúbicos por trabajador.

Por otro lado, una buena ventilación es fundamental para el bienestar y la productividad de los trabajadores. Para lograrlo, es necesario contar con un sistema de ventilación adecuado

en función del número de personas que están presentes en el edificio, así como otros factores relevantes.

Los protocolos de evacuación son fundamentales para garantizar la seguridad de los empleados en caso de emergencia. Es fundamental asegurarse de que haya salidas suficientes para atender a la mayor cantidad de personas que puedan estar en el edificio. Las salidas de emergencia deben abrirse hacia el exterior y mantenerse despejadas en todo momento para facilitar su uso y agilizar la evacuación. Además, es importante tener en cuenta que las puertas de las salidas de emergencia no deben ser correderas ni giratorias porque pueden dificultar la evacuación rápida y segura en momentos de pánico o estrés.

En cuanto a las medidas contra incendios, es necesario cumplir con las regulaciones y normativas locales para determinar el número mínimo de equipos necesarios por planta, como extintores portátiles, sistemas de rociadores automáticos, alarmas y equipos de detección de humo.

Finalmente, es importante que el entorno laboral sea accesible para las personas con discapacidad, asegurándose de que las escaleras, los baños y los pasillos estén adaptados para su uso.

5.1.2. Limpieza y Conservación

Todas las áreas del lugar de trabajo, incluidos los despachos, las salas de reuniones, las áreas comunes y las instalaciones sanitarias, deberán limpiarse de manera regular y completa. Esto incluye el barrido, aspirado o fregado del suelo, la limpieza de superficies, muebles y equipos, y la eliminación de desechos y desechos. Además, es necesario mantener un nivel adecuado de organización y orden en el entorno laboral para evitar obstáculos y desorden.

Asimismo, se debe prestar especial atención a la higiene de las instalaciones sanitarias, realizando limpiezas y desinfección regulares y asegurando un suministro adecuado de productos sanitarios como jabón y papel. Estas acciones ayudarán a mantener un lugar de trabajo seguro, limpio y saludable para todos.

5.1.3. Condiciones Ambientales

La temperatura y la humedad también juegan un papel crucial en la productividad laboral. Con respecto a la temperatura, debe mantenerse en unos rangos aceptables, evitando temperaturas extremas que puedan influir negativamente en la salud de los empleados. Las temperaturas deben mantenerse entre 17 °C y 27 °C, en función de la actividad y de las condiciones meteorológicas externas.

Por otro lado, debe controlarse la humedad relativa del ambiente para evitar niveles extremadamente altos o bajos que puedan perjudicar el rendimiento de los trabajadores. Se recomienda mantener la humedad relativa entre el 30 % y el 70 %, en función de las exigencias del entorno de trabajo.

El nivel de ruido en el lugar de trabajo es otro factor a tener en cuenta. Deben tomarse medidas para reducir el ruido del sistema, como usar equipos poco ruidosos y asegurarse de que los conductos y los componentes estén aislados adecuadamente.

5.1.4. Iluminación

Todos los lugares de trabajo debe haber una iluminación adecuada y suficiente. Se deben establecer fuentes de luz apropiadas para evitar el deslumbramiento, la fatiga óptica y la distorsión del color. La iluminación general debe ser homogénea para crear un entorno de trabajo confortable.

Además, se debe considerar la iluminación específica de cada puesto de trabajo y ajustarla de acuerdo con las necesidades visuales de las tareas que se están realizando. Se recomienda seguir los niveles de iluminación establecidos en las normas y considerar la naturaleza del trabajo y la edad de los empleados.

5.1.5. Zonas de Descanso

Los empleados deben tener salas de descanso apropiadas para ayudarlos a recuperarse. Estos lugares deben tener suficiente espacio para descansar. Además, se recomienda permitir la disponibilidad de lugares al aire libre o con acceso a luz natural cuando sea factible para promover un ambiente de trabajo más saludable.

Además, los lugares de descanso deben estar bien señalizados, lejos de áreas de trabajo ruidosas o potencialmente peligrosas. En estos lugares deben mantenerse condiciones de limpieza e higiene adecuadas, que incluyan la provisión de instalaciones sanitarias locales.

5.2. Condiciones Técnicas

Los requisitos técnicos que deben cumplir los componentes, equipos o sistemas que han sido empleados para llevar a cabo el proyecto se denominan condiciones técnicas. Estas condiciones establecen las características técnicas esperadas de los equipos.

Los equipos que han sido requeridos para la realización del proyecto son los siguientes:

Ordenador portátil MSI:

- Modelo: MSI Prestige 15 A10SC.
- Procesador: Intel Core i7 de décima generación.
- Memoria RAM: 16 GB.
- Almacenamiento: Cuenta con unidades de estado sólido (SSD) para el almacenamiento, con una capacidad de 512 GB.
- Tarjeta gráfica: NVIDIA GeForce GTX.
- Ratón Inalámbrico: Logitech.

Ordenador de sobremesa:

- Procesador: Intel i7 6700K.
- Memoria RAM: 16 GB.
- Almacenamiento: 248 Gb SSD + 1 Tb HDD.
- Tarjeta gráfica: Sapphire Nitro R9 390

Además de las condiciones técnicas mencionadas anteriormente, en el desarrollo de este proyecto se ha hecho uso de una variedad de *software* especializado. Para el desarrollo de la metodología automática se ha empleado de OpenVSP, OpenFOAM, MATLAB R2021b, Paraview y Excel; mientras que para el diseño de experimentos se ha requerido de Stargrphics. Por último, también se ha de empleado Overleaf para la redacción de la memoria.

6 | Presupuesto

6.1. Introducción

Este último capítulo tiene como objetivo principal analizar y evaluar los costos totales asociados a la realización del proyecto, proporcionando una visión integral de los recursos económicos requeridos. Se abordarán los costos relacionados con el personal docente, considerando salarios, beneficios y tiempo invertido.

Además, se examinarán los costos de las licencias del software utilizado, teniendo en cuenta las horas de uso que se han requerido. Por último, también se considerarán los costos de equipos o servicios necesarios para la realización de este Trabajo de Fin de Grado. Todos estos recursos mencionados quedan definidos en la Tabla 6.1.

Recursos		
Personal	Software	Equipos
Profesor Contratado Doctor	OpenFOAM	Portátil personal
Ingeniero 1	OpenVSP	Ordenador de sobremesa
Ingeniero 2	Matlab	
	Microsoft Office	
	Statgraphics	
	Paraview	
	Overleaf	

Tabla 6.1. Recursos requeridos para el proyecto

6.2. Costes Unitarios

En primer lugar, se definirán cada uno de los costes unitarios. Estos se calculan en base a los €/h de los diferentes *softwares* empleados, así como de los salarios del personal que ha colaborado en el desarrollo del proyecto y los equipos empleados.

Personal

Los salarios del personal que ha colaborado en el proyecto han sido determinados según la ley de presupuestos del año actual, establecida por el Servicio de Recursos Humanos de la Sección de Nóminas y Seguridad Social del Ministerio de Empleo y Seguridad Social. Para calcular el coste unitario de cada miembro del personal, se ha dividido la retribución anual entre las horas totales laborales que tiene un año, es decir, 1820 horas.

- **Profesor Contratado Doctor:** tutor del proyecto. Teniendo en cuenta su salario bruto anual es de 42 000 €, el coste unitario es de 23.1 €/h
- **Ingeniero 1:** cotutor del proyecto. En este, siendo el salario bruto de 30 000 €, el coste unitario es de 16.48 €/h
- **Ingeniero 2:** responsable del desarrollo del proyecto. Dado que 21 000 € es el salario bruto, el coste unitario es de 11.54 €/h

Software

Los programas que se han requeridos para la realización del proyecto, la gran mayoría de ellos son de software libre, por lo que la licencia es gratuita y el coste unitario es nulo. Para calcular el coste unitario de aquellos programas cuya licencia no es gratuita, se ha dividido el coste de la licencia anual entre las horas totales laborales que tiene un año, es decir, 1820 horas.

- **OpenVSP:** software libre
- **OpenFOAM:** software libre
- **Matlab:** el coste anual de la licencia es de 860 €.
- **Microsoft Office:** el coste anual de la licencia personal es de 69 €
- **Paraview:** software libre
- **Statgraphics:** el coste anual de la licencia es de 681 €
- **Overleaf:** software libre

Equipos

Los equipos que han sido empleados son los siguientes:

- Un **portátil personal**, el cual tuvo un coste de 1100 €. Sin embargo, dado que fue adquirido en 2018 y considerando un periodo de amortización de 4 años, se considera que el equipo ya está amortizado y por lo tanto no se incluye su coste en el presupuesto del proyecto.
- Un **ordenador de sobremesa**, el cual tuvo un coste de 1500 €. De nuevo, considerando un periodo de amortización de 5 años y teniendo en cuenta que el equipo fue adquirido en 2015, se considera que el equipo ya está amortizado y por lo tanto tampoco incluye su coste en el presupuesto del proyecto.

6.3. Desglose de Costes Totales

Teniendo en cuenta los costes unitarios definidos previamente, se procede a calcular el coste total del proyecto.

Coste total del personal

En la Tabla 6.2 se detalla el desglose de costes del personal que ha colaborado en la elaboración del proyecto.

Personal	Horas	Coste
Profesor Contratado Doctor	5	115.5 €
Ingeniero 1	50	824 €
Ingeniero 2	320	3 692.8 €
TOTAL BRUTO		4 632.3 €

Tabla 6.2. *Coste bruto del personal*

El coste total bruto del personal es de:

CUATRO MIL SEISCIENTOS TREINTA Y DOS EUROS CON TREINTA CÉNTIMOS

Coste total del Software

En la Tabla 6.3 se detalla el desglose de costes del software que se ha requerido para elaborar el proyecto. Solo se han incluido aquellos programas cuya licencia no era gratuita, ya que el resto no aportan ningún coste final.

Software	Coste
Matlab	860 €
Microsoft Office	69 €
Statgraphics	681 €
TOTAL BRUTO 1 610 €	

Tabla 6.3. *Coste bruto del software*

El coste total bruto del software es de:

MIL SEISCIENTOS DIEZ EUROS

Coste total

Teniendo en cuenta los gastos detallados anteriormente, se procede a calcular el coste total del proyecto. En la Tabla 6.4 se muestra el coste bruto final del proyecto. Por último, en la Tabla 6.5 se muestra el coste final, incluyendo además los gastos indirectos derivados (10 %), un beneficio industrial del 5 % y el IVA.

Concepto	Coste
Personal	4 632.3 €
Software	1 610 €
Equipos	0 €
TOTAL BRUTO 6 242.3 €	

Tabla 6.4. Coste bruto total del proyecto

Concepto	Coste	
Coste bruto		6 242.3 €
Gastos indirectos	10 %	624.23 €
Beneficio Industrial	5 %	312.12 €
IVA	21 %	1310.88 €
COSTE TOTAL		8 489.53 €

Tabla 6.5. Coste final proyecto

El coste total del proyecto es de:

**# OCHO MIL CUATROCIENTOS OCHENTA Y NUEVE EUROS CON CINCUENTA
Y TRES CÉNTIMOS #**

Bibliografía

- [1] *Mercado de drones*. Mordor Intelligence. URL: <https://www.mordorintelligence.com/es/industry-reports/autonomous-bvlos-drones-market>.
- [2] *Global commercial drone market size 2016-2025*. URL: <https://www.statista.com/statistics/622844/global-commercial-drone-market-size/> (visitado 28-05-2023).
- [3] *The Drone Age: How Drones Are Shaping Business and Society*. Boston Consulting Group. URL: <https://www.bcg.com/publications/2021/drone-age-how-drones-shaping-business-society> (visitado 28-05-2023).
- [4] Ahmed M. Elzanaty et al. “A Comprehensive Study on the Applications and Challenges of UAVs”. En: *Drones* 3.3 (2019), pág. 62.
- [5] Anne Goodchild et al. “Advances in UAV Systems: Overview and Operations”. En: *IEEE Access* 7 (2019), págs. 94882-94905.
- [6] Bo Liu et al. “Advances in UAV technologies for civil applications: The enabling role of GNSS”. En: *Journal of Navigation* 73.3 (2020), págs. 489-511.
- [7] Francisco Rovira-Más et al. “Trends and Challenges in UAV-Enabled Smart Cities: A Review”. En: *Sensors* 20.19 (2020), pág. 5459.
- [8] Tao Zhang et al. “Multi-fidelity aerodynamic design and analysis of propellers for a heavy-lift eVTOL”. En: *Aerospace Science and Technology* 135 (abr. de 2023). ISSN: 12709638. DOI: [10.1016/j.ast.2023.108185](https://doi.org/10.1016/j.ast.2023.108185).
- [9] Pranav Sumanth Doijode et al. “A machine learning approach for propeller design and optimization: Part I”. En: *Applied Ocean Research* 124 (jul. de 2022). ISSN: 01411187. DOI: [10.1016/j.apor.2022.103178](https://doi.org/10.1016/j.apor.2022.103178).
- [10] Xin Geng et al. “Multi-fidelity optimization of a quiet propeller based on deep deterministic policy gradient and transfer learning”. En: *Aerospace Science and Technology* (mar. de 2023), pág. 108288. ISSN: 12709638. DOI: [10.1016/j.ast.2023.108288](https://doi.org/10.1016/j.ast.2023.108288). URL: <https://linkinghub.elsevier.com/retrieve/pii/S1270963823001852>.
- [11] *OpenVSP*. URL: <https://openvsp.org/>.
- [12] *dji*. URL: <https://store.dji.com/product/dji-mavic-3-pro?from=store-nav&vid=137691>.
- [13] Rob McDonald. *Propeller Design*. URL: <https://openvsp.org/wiki/lib/exe/fetch.php?media=workshop20:propeller.pdf>.

- [14] Aleix Cambray et al. “Investigation towards a better understanding of noise generation from UAV propellers”. En: American Institute of Aeronautics y Astronautics Inc, AIAA, 2018. ISBN: 9781624105609. DOI: [10.2514/6.2018-3450](https://doi.org/10.2514/6.2018-3450).
- [15] *Naca 4412*. URL: <http://airfoiltools.com/airfoil/details?airfoil=naca4412-il>.
- [16] *OpenFoam*. URL: <https://www.openfoam.com/>.
- [17] Christopher J. Greenshields. *OpenFOAM User Guide*. OpenFOAM Foundation Ltd. Diciembre de 2015.
- [18] Reda R. Mankbadi, Samuel O. Afari y Vladimir V. Golubev. “Simulations of broadband noise of a small uav propeller”. En: vol. 1 PartF. American Institute of Aeronautics y Astronautics Inc, AIAA, 2020. ISBN: 9781624105951. DOI: [10.2514/6.2020-1493](https://doi.org/10.2514/6.2020-1493).
- [19] Morteza Heydari, Hamid Sadat y Rajneesh Singh. “Article a computational study on the aeroacoustics of a multi-rotor unmanned aerial system”. En: *Applied Sciences (Switzerland)* 11 (20 oct. de 2021). ISSN: 20763417. DOI: [10.3390/app11209732](https://doi.org/10.3390/app11209732).
- [20] Witold Klimczyk y Adam Sieradzki. “RANS-Based Aeroacoustic Global Sensitivity Study and Optimization of UAV Propellers”. En: *Aerospace* 10 (3 mar. de 2023), pág. 306. ISSN: 2226-4310. DOI: [10.3390/aerospace10030306](https://doi.org/10.3390/aerospace10030306). URL: <https://www.mdpi.com/2226-4310/10/3/306>.
- [21] *XOAR Propellers*. XOAR. URL: <https://www.xoarintl.com/>.
- [22] Pau Varela Martínez. “On the analysis and design of series hybrid distributed electric propulsion with boundary layer ingestion of remotely piloted aircraft”. Tesis de mtría. Universitat Politècnica de València, Abril de 2023.
- [23] Santiago Gómez-Fabra Fraquet. “Analysis of different acoustic models applied to a UAV propeller”. Tesis de mtría. Universitat Politècnica de València, jul. de 2021.
- [24] *Ley de prevención de Riesgos Laborales*. Gobierno de España. URL: <https://www.boe.es/buscar/pdf/1995/%20BOE-A-1995-24292-consolidado.pdf>.