



UNIVERSITAT
POLITÈCNICA
DE VALÈNCIA



UNIVERSITAT POLITÈCNICA DE VALÈNCIA

TRABAJO DE FIN DE GRADO

GRADO EN INGENIERÍA AEROESPACIAL

**ESTUDIO COMPUTACIONAL DE HÉLICES PARA
PROPULSIÓN ELÉCTRICA DISTRIBUIDA EN AERONAVES
PILOTADAS REMOTAMENTE**

Realizado por: Eva Chancosa Bou

Tutor: Luis Miguel García-Cuevas González

Colaborador: Pau Varela Martínez

Valencia, 30 de junio de 2021

Resumen

La propulsión eléctrica distribuida es una tecnología muy atractiva para mejorar las prestaciones y la fiabilidad de las aeronaves pilotadas remotamente. Debido a la proximidad de las hélices en este tipo de configuraciones, se producen fuertes interacciones que modifican su comportamiento respecto al que suele estar tabulado por los fabricantes. Este trabajo presenta un estudio computacional de la interacción entre hélices, típica de sistemas de propulsión eléctrica distribuida, con hélices girando en el mismo sentido y en sentido diferente y situadas a más o menos proximidad entre ellas.

Palabras clave: hélice;CFD;propulsión eléctrica distribuida;DEP

Abstract

Distributed electric propulsion is a very attractive technology to improve the performance and reliability of remotely piloted aircraft. Due to the proximity of the propellers in this type of configuration, strong interactions occur that modify their behavior with respect to what is usually tabulated by manufacturers. This work presents a computational study of the interaction between propellers, typical of distributed electric propulsion systems, with propellers rotating in the same and different directions and located more or less close to each other.

Keywords: propeller; CFD; distributed electric propulsion; DEP

Resum

La propulsió elèctrica distribuïda és una tecnologia molt atractiva per a millorar les prestacions i la fiabilitat de les aeronaus pilotades remotament. A causa de la proximitat de les hèlices en aquesta mena de configuracions, es produeixen fortes interaccions que modifiquen el seu comportament respecte al que sol estar tabulat pels fabricants. Aquest treball presenta un estudi computacional de la interacció entre hèlices, típica de sistemes de propulsió elèctrica distribuïda, amb hèlices girant en el mateix sentit i en sentit diferent i situades a més o menys proximitat entre elles.

Paraules clau: hèlice;CFD;propulsió elèctrica distribuïda;DEP

Índice general

Resumen	2
Abstract	3
Resum	4
Índice de figuras	8
Índice de tablas	10
Nomenclatura	11
I Memoria	12
1. Introducción	14
1. Introducción	14
2. Objetivos	14
3. Motivación	15
4. Antecedentes	15
4.1. Vehículos aéreos no tripulados	16
4.2. Propulsión distribuida	18
5. Estructura	20
5.1. Memoria	20
5.2. Pliego de condiciones	20
5.3. Presupuesto	21

2. Elección del diseño	22
3. Herramientas para el cálculo	24
1. STAR CCM+	24
2. MATLAB	25
4. Fundamentos teóricos	26
1. Teoría cantidad de movimiento (TCM)	26
2. Teoría del elemento de pala (TEP)	28
3. Combinación de teorías (TCM-TEP)	30
5. Modelado CFD	31
1. Introducción	31
1.1. Historia del CFD	31
1.2. Ecuaciones de gobierno	33
1.3. Discretización	34
2. Metodología CFD	35
2.1. Pre-proceso	35
2.2. Solver	40
2.3. Post-Proceso	40
3. Estudio realizado	40
3.1. Condiciones de vuelo	41
3.2. Mallado	42
3.3. Propiedades del flujo y modelos utilizados	44
3.4. Preparación de casos	45
3.5. Stopping criteria	46
3.6. Macros	46
3.7. Matlab	46
6. Resultados	49
1. Flujo libre	49
2. Condiciones de simetría	51
3. Condiciones de periodicidad	57

4.	Comparaciones	62
4.1.	Flujo Libre con Simetría y Periodicidad	62
4.2.	Simetría y Periodicidad	65
7.	Conclusiones	69
1.	Trabajo futuro	70
II	Pliego de condiciones	71
8.	Pliego de condiciones	73
1.	Condiciones técnicas	73
2.	Condiciones laborales	74
3.	Medidas Covid-19	76
III	Presupuesto	77
9.	Presupuesto	79
1.	Presupuesto económico	79
1.1.	Coste del personal	79
1.2.	Coste computacional	80
1.3.	Coste equipos	81
1.4.	Otros costes	82
1.5.	Total	82
2.	Presupuesto de carbono	84
10.	Bibliografía	86

Índice de figuras

1.1. Kettering Bug [1]	17
1.2. Ejemplos de UAVs en la actualidad	18
1.3. Vehículo N3-X de la NASA usando el concepto de propulsión turboeléctrica distribuida [2]	19
2.1. Hélice de estudio	23
4.1. Esquema del volumen de control que contiene al rotor idealizado como un disco actuador [3]	27
4.2. Esquema de las velocidades relativas al perfil y de las fuerzas que actúan sobre el mismo [3]	29
4.3. Esquema del tubo de corriente de espesor diferencial [3]	30
5.1. Metodología del CFD [4]	35
5.2. Tipos de mallas [5]	37
5.3. Tipos de elementos [4]	37
5.4. Geometría del estudio	41
5.5. Disco actuador mallado	43
5.6. Dominio completo mallado	44
5.7. <i>Stopping criteria</i>	46
5.8. Controles para grabar una macro	46
5.9. Hélices a 1 diámetro	47
5.10. Hélices a 3 diámetros	47
5.11. Hélices a 5 diámetros	48

6.1. Coeficiente de tracción en flujo libre	50
6.2. Coeficiente de potencia en flujo libre	50
6.3. Rendimiento en flujo libre	51
6.4. Estudio C_T en condiciones de simetría	52
6.5. Estudio C_P en condiciones de simetría	52
6.6. Estudio rendimiento propulsivo en condiciones de simetría	53
6.7. C_T en simetría dominio 1	54
6.8. C_P en simetría dominio 1	54
6.9. η_p en simetría dominio 1	55
6.10. Comparación del C_T según dominios en simetría	55
6.11. Comparación del C_P según dominios en simetría	56
6.12. Comparación del η_p según dominios en simetría	56
6.13. Estudio C_T en condiciones de periodicidad	57
6.14. Estudio C_P en condiciones de periodicidad	58
6.15. Estudio rendimiento propulsivo en condiciones de periodicidad	58
6.16. C_T en periodicidad dominio 1	59
6.17. C_P en periodicidad dominio 1	59
6.18. η_p en periodicidad dominio 1	60
6.19. Comparación del C_T según dominios en periodicidad	60
6.20. Comparación del C_P según dominios en periodicidad	61
6.21. Comparación del η_p según dominios en periodicidad	61
6.22. Comparación del C_T en flujo libre y simetría	62
6.23. Comparación del C_P en flujo libre y simetría	63
6.24. Comparación del η_P en flujo libre y simetría	63
6.25. Comparación del C_T en flujo libre y periodicidad	64
6.26. Comparación del C_P en flujo libre y periodicidad	64
6.27. Comparación del η_P en flujo libre y periodicidad	65
6.28. Comparación del C_T en simetría y periodicidad	66
6.29. Comparación del C_P en simetría y periodicidad	66
6.30. Comparación del η_P en simetría y periodicidad	67

Índice de tablas

2.1. Datos hélice	22
5.1. Parámetros variables en el estudio	42
5.2. Valores de referencia del flujo	42
5.3. Independencia de malla	43
6.1. Diferencias entre los resultados	68
9.1. Costes de personal	80
9.2. Coste computacional	81
9.3. Coste equipos	82
9.4. Otros costes	82
9.5. Suma de costes	83
9.6. Emisiones de carbono	84

Nomenclatura

Símbolos y acrónimos:

CFD	Computational Fluid Dynamics
DEP	Distributed Electric Propulsion
DP	Distributed Propulsion
M	Número de Mach
$MTOW$	Máximo peso al despegue
Ω	Velocidad angular del rotor
p	Presión
R	Radio del rotor
Re	Número de Reynolds
RPA	Remotely Piloted Aircraft
S	Superficie del rotor
T	Tracción del rotor
T_1	Temperatura
TCM	Teoría de la cantidad de movimiento
TeDP	Turboelectric Distributed Propulsion
TEP	Teoría del elemento de pala
UAV	Unmanned aerial vehicle
V	Velocidad de la corriente
v_i	Velocidad inducida en el plano del rotor
V_z	Velocidad ascensional
α	Ángulo de ataque
θ	Ángulo de paso de la pala
ρ	Densidad
σ	Solidez
ϕ	Ángulo de incidencia de la corriente

Parte I

Memoria

Capítulo 1

Introducción

1. Introducción

A lo largo de este trabajo, se realiza el estudio de una aeronave pilotada remotamente (RPA- *Remotely Piloted Aircraft*) cuya propulsión se basa en el sistema de propulsión eléctrica distribuida (DEP).

Durante este capítulo se abordará de manera teórica los antecedentes sobre este tipo de aeronaves, comenzando desde los primeros modelos, hasta llegar a estudios actuales. Además, se abordan las ventajas e inconvenientes que pueden llegar a tener estas aeronaves.

2. Objetivos

El objetivo principal de este trabajo es analizar una aeronave no tripulada con propulsión eléctrica distribuida, cuyas hélices se encuentran operando en diferentes condiciones de vuelo, y extraer conclusiones sobre la influencia de tener estas hélices situadas más o menos cerca unas de otras o girando en sentidos diferentes. Concretamente se busca analizar el rendimiento propulsivo, que indicará la configuración más adecuada.

3. Motivación

En la actualidad, el mercado de vehículos aéreos no tripulados está aumentando. Es por ello que también lo están haciendo las investigaciones sobre ellos. Resulta de gran interés buscar mejorar este tipo de aeronaves para poder llegar a conseguir una aeronave competitiva en el mercado.

Además, el cambio climático ha hecho que actualmente se busquen formas alternativas de propulsión, concretamente se busca la forma de utilizar la propulsión eléctrica. Esto resulta un reto en la actualidad y todavía se está investigando sobre ello. Por ello, en este trabajo se realiza un estudio buscando mejorar el comportamiento de una aeronave no tripulada basada en la propulsión eléctrica distribuida.

4. Antecedentes

Desde el comienzo de la aviación con los hermanos Wright hasta la actualidad ha habido una evolución en el rendimiento de las aeronaves, en la propulsión y en el uso de éstas. En concreto, el sistema de propulsión ha experimentado notables mejoras. Resultó clave el ciclo de Otto, gracias al cual apareció el motor de combustión interna, que empezó a usarse en la industria aeronáutica a finales del siglo XIX. Este motor, genera potencia mediante una hélice. Fue entonces, cuando en 1903, los hermanos Wright lograron volar su avión. Más tarde, usando el teorema de Bernoulli, aparecieron los motores a reacción, basados en el principio de acción y reacción. Fue más adelante cuando llegó el gran salto en la aviación con la llegada de los turbofan, que han permitido el aumento del empuje. Actualmente los motores más utilizados en la aviación moderna son el turbofan y el turbohélice. Sin embargo, en otros ámbitos es común el uso de motores de combustión interna basados en el movimiento de pistones y no en el principio de las turbinas de gas.

El sistema de propulsión de una aeronave es el encargado de generar empuje, y dicho empuje debe equilibrar la resistencia a la que se ve sometida la aeronave durante su vuelo, pero además, para que la aeronave pueda acelerar, el empuje debe ser superior a

la resistencia. Es decir, cuanto mayor sea la diferencia entre el empuje y la resistencia la aeronave podrá acelerar más rápidamente. En la propulsión, es importante destacar los diferentes sistemas que existen para generar empuje de forma diferente. En concreto, la hélice, el motor de turbina, el estatorreactor y el cohete. [6]

Para decidir qué tipo de propulsión lleva cada aeronave es importante analizar de qué tipo se trata y cuál va a ser su función. En el caso de los vehículos aéreos no tripulados, de los cuales se hablará en la Subsección 4.1, existen diferentes métodos de propulsión: motores eléctricos, motores de combustión interna, motores rotativos, motores de turbina de gas, motores híbridos y en la actualidad se están desarrollando otros métodos como las pilas de combustible de hidrógeno [7].

4.1. Vehículos aéreos no tripulados

Los vehículos aéreos no tripulados (UAV - *Unmanned aerial vehicle*) o RPAS (*Remotely Piloted Aircraft System*) más conocidos por el nombre de dron, son aeronaves que vuelan sin tripulación y que como el nombre en inglés indica, son pilotados remotamente. Este tipo de aeronaves suelen ser propulsadas por motores de explosión, eléctricos o de reacción.

El primer concepto de dron apareció en 1849 cuando Austria atacó Venecia con globos no tripulados llenos de explosivos. Concretamente lanzaron 200 globos y cada uno de ellos transportaba entre 11 y 14 kg de bombas. De estos 200 UAVs, solo uno de ellos consiguió dar en el blanco [8].

Años después, en 1916, durante el transcurso de la Primera Guerra Mundial, aparece el primer avión sin piloto. Estos UAVs, conocidos como *Ruston Proctor Aerial Target*, utilizaron un sistema de guía por radio que fue desarrollado por Archibald Low, ingeniero británico. Este UAV, se lanzó usando aire comprimido, lo que también fue una novedad en ese momento. Más tarde, fue el ejército de los Estados Unidos quien construyó el *Kettering Bug* (Figura 1.1) que era capaz de lanzar el explosivo en un momento determinado.

Estos UAVs fueron construidos por Dayton-Wright Airplane Co.



Figura 1.1: Kettering Bug [1]

Los avances en este tipo de aeronaves continuaron llegando. Fue en la década de 1930 cuando se construyó el primer UAV que no solo era una aeronave no tripulada sino que también se controlaba de manera remota. Es el *Radioplane OQ-2*, que se fabricaron en masa en Estados Unidos durante la guerra. Durante toda esta década fueron apareciendo más modelos, tanto por parte de EEUU como del Reino Unido.

A partir de los años 80, Israel y Estados Unidos empezaron un proyecto conjunto para desarrollar un UAV de reconocimiento y que fuera más económico. Además, fue también a partir de esta época cuando se empezaron a buscar fuentes de energía alternativas para el funcionamiento de éstos, utilizándose en esa época la energía solar.

A lo largo de los años, estos UAVs han ido desarrollándose y se han utilizado en gran medida en el campo militar para el lanzamiento de bombas evitando así las bajas militares. Sin embargo, en los últimos 10 años, el mercado de los UAVs ha despertado un gran interés ya no solo para los aficionados sino como vehículos de reparto, para tareas de vigilancia, etc. (Figura 1.2)

En el último año y debido a la pandemia de la Covid-19, es habitual ver a los cuerpos de policía utilizar estas aeronaves equipadas con cámaras para la vigilancia de las calles, incorporándoles incluso altavoces para alertar a la gente en caso de que fuera necesario.

Resulta de gran utilidad debido a que puede llegar a zonas inaccesibles para las fuerzas de seguridad y es por eso que también son muy utilizados por el cuerpo de bomberos en tareas de búsqueda.



(a) Dron Policía Nacional [9]



(b) Dron de reparto Amazon [10]

Figura 1.2: Ejemplos de UAVs en la actualidad

Este aumento en el uso de los UAVs ha generado también la necesidad de crear una normativa que regule su uso, para de esta manera evitar problemas con la privacidad y la seguridad de cada uno.

4.2. Propulsión distribuida

La propulsión distribuida (DP) es un tipo de sistema de propulsión para aeronaves de ala fija que consiste en distribuir los motores o pequeños ventiladores integrados a lo largo del ala. Con este sistema se busca mejorar el consumo de combustible, las emisiones, el ruido y la longitud del campo de aterrizaje. También se puede utilizar la conducción de los gases de escape a lo largo del borde de fuga como método alternativo.

Generalmente se aplica el concepto de DP a través de una aleta de chorro o chorro distribuido, múltiples propulsores pequeños de propulsión independiente o mediante propulsores distribuidos impulsados por uno o más fuentes de energía. Este último, es el que utiliza fuentes de energía eléctrica, y por lo tanto, a este tipo de sistema se le conocerá como propulsión eléctrica distribuida (DEP) [11].

La propulsión eléctrica distribuida -*Distributed electric propulsion* (DEP)- consiste en distribuir la potencia total requerida entre varios motores eléctricos que están conectados eléctricamente a fuentes de energía o a dispositivos generadores de energía. Esto da lugar a configuraciones novedosas, tal y como se puede ver en la Figura 1.3.



Figura 1.3: Vehículo N3-X de la NASA usando el concepto de propulsión turboeléctrica distribuida [2]

Durante los últimos años, la NASA ha estado investigando la propulsión distribuida en el Proyecto *Subsonic Fixed Wing* (SFW) [2] teniendo en cuenta la preocupación que existe actualmente por el medio ambiente y la energía que se usa en las aeronaves, atendiendo concretamente al consumo de combustibles, las emisiones, el ruido y la longitud de campo de aterrizaje como factores claves para el diseño de futuras aeronaves. Debido a estos requerimientos es cuando aparece el concepto de la propulsión eléctrica distribuida, explicado anteriormente. Uno de los conceptos que se está estudiando actualmente fue la llamada propulsión distribuida turboeléctrica (TeDP) que se puede observar en la Figura 1.3.

El uso de la DEP tiene numerosas ventajas. En primer lugar cabe destacar la reducción de la emisión de gases contaminantes, así como la reducción del ruido. Esto es debido a la utilización de motores eléctricos o híbridos de alta eficiencia. Además, al distribuir los motores a lo largo del ala, es posible reducir las cargas estructurales a las que la aeronave se ve sometida. Por otra parte, sería posible reducir las superficies de control y utilizar la propulsión distribuida como método de control. De esta manera, los motores pueden controlar el momento de cabeceo y alabeo y el momento de guiñada controlando

la potencia de dichos motores. Adicionalmente, la DEP permite retrasar la entrada en pérdida de las alas tanto en borde de ataque como en borde de salida [2] [12].

Sin embargo, no todo son ventajas. El uso de motores eléctricos requiere de baterías, las cuales actualmente no tienen capacidad para soportar una aeronave totalmente eléctrica.

Teniendo en cuenta las ventajas y desventajas, se llega a la conclusión de que es una tecnología que continua en desarrollo, y que teniendo en cuenta todos los estudios realizados, puede ser el futuro de la aviación.

5. Estructura

En este apartado, se define la estructura que sigue el trabajo completo. Concretamente se puede dividir en tres documentos: memoria, pliego de condiciones y presupuesto.

5.1. Memoria

En la memoria se encuentran diferentes capítulos que en primer lugar pretenden poner en contexto las aeronaves no tripuladas así como la propulsión eléctrica distribuida y además el funcionamiento de las herramientas de cálculo utilizadas.

Posteriormente, se explican los conocimientos básicos de CFD para poder después comprender la exposición del procedimiento seguido para la configuración del caso de estudio. Una vez expuesto el caso, se presentan los resultados obtenidos, así como las conclusiones que se pueden extraer del análisis de los resultados.

5.2. Pliego de condiciones

En este documento se incluyen las condiciones técnicas de los equipos utilizados, así como la normativa en cuanto a las condiciones de seguridad y salud laboral.

5.3. Presupuesto

En este último documento se recoge un presupuesto económico y un presupuesto de la huella de carbono.

En el presupuesto económico se recogen los costes que suponen realizar este proyecto, especificando cada uno de ellos e incluyendo los impuestos necesarios como el de sociedades y el IVA, así como el beneficio industrial.

Por otra parte, en el presupuesto de la huella de carbono, se realiza un cálculo del impacto medioambiental de este proyecto, el cual resulta de gran interés en la actualidad.

Capítulo 2

Elección del diseño

Para el estudio a realizar, se ha escogido una hélice en concreto, que simulará la propulsión eléctrica distribuida. Las hélices con las que se han trabajado se han escalado a partir de una hélice real (VOX97), la cual se puede observar en la (Figura 2.1). Los datos de esta hélice se recogen en la Tabla 2.1. Este tipo de hélice resulta adecuada para aeronaves que vuelan hasta 30m/s, de una envergadura de entre 1200 y 3600mm y con un MTOW comprendido entre los 5 y los 25kg.

r/R	c/R	beta	r/R	c/R	beta
0.17	0.1038	16.6484	0.61	0.1913	28.2759
0.22	0.1179	17.184	0.66	0.1853	30.0267
0.26	0.1321	18.3029	0.7	0.1767	32.8562
0.31	0.1455	19.8183	0.74	0.1671	35.4958
0.35	0.1582	21.1308	0.79	0.1575	39.3409
0.39	0.1701	22.3705	0.83	0.1521	42.5064
0.44	0.1803	23.33	0.87	0.1471	38.5055
0.48	0.1888	24.3319	0.92	0.1495	31.9876
0.52	0.194	25.3745	0.96	0.1644	26.715
0.57	0.1943	26.3343			

Tabla 2.1: Datos hélice

En ella se observan diferentes parámetros:

- r/R : radio adimensionalizado.
- c/R : cuerda adimensionalizada con el radio.
- β : ángulo de torsión de la pala.

A continuación, se puede observar la hélice que se ha utilizado para el estudio:

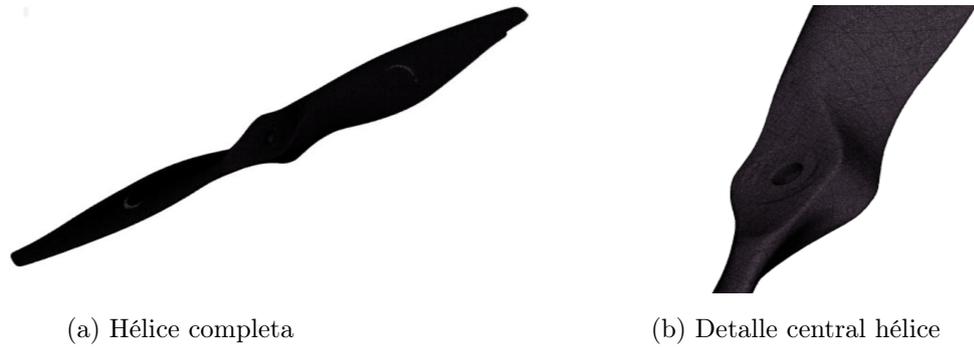


Figura 2.1: Hélice de estudio

Capítulo 3

Herramientas para el cálculo

Para la obtención de los resultados, ha sido necesario emplear diferentes herramientas que han permitido la obtención de estos. La elección de estas herramientas ha estado basada en el objetivo de este trabajo así como en los conocimientos previos sobre las funciones de estos programas.

1. STAR CCM+

STAR CCM+ es una herramienta de simulación basada en el cálculo CFD (*Computational Fluid Dynamics*) la cual fue desarrollada por primera vez por CD-adapco y lanzado al mercado en 2004. Posteriormente fue adquirido por la empresa SIEMENS en 2016, quien sigue teniendo la licencia en la actualidad. Se encuentra disponible en diferentes idiomas y es válido para Windows o Linux. [13]

Este programa resuelve las ecuaciones de Navier-Stokes en cada una de las celdas creadas, y las capacidades que tiene son [13]:

- Flujo de fluido a través de medios porosos.
- Flujo multifásico.
 - Método de elementos discretos.
 - Método de volumen de fluido.

- Fluido no newtoniano.
- Reología.
- Turbulencia.
- Viscoelasticidad.

En este caso, STAR-CCM+ se ha utilizado para modelar el disco actuador y poder calcular la influencia de tener varias hélices situadas una al lado de la otra.

2. MATLAB

MATLAB es la abreviatura para *MATrix LABoratory* [14]. Las capacidades principales de este programa son el análisis de datos, el desarrollo de algoritmos, la creación de aplicaciones, hardware, la implementación web o la representación de datos. [15]

Se trata de un software matemático con un lenguaje de programación propio (lenguaje M) desarrollado por Cleve Moler y que fue lanzado por primera vez en 1984. En la actualidad está disponible para tres sistemas operativos: Windows, Mac y Linux. A pesar de ser un software muy utilizado por las universidades en la actualidad, no es de libre acceso, ya que la licencia pertenece a MathWorks.

En este caso, MATLAB se ha utilizado para realizar un programa que ejecute la macro grabada en el STAR CCM+ con la finalidad de agilizar los cálculos. Además, una vez se ejecute el programa principal y se obtengan todos los resultados, se creará otro *script* para graficar los resultados y poner analizarlos más fácilmente.

Capítulo 4

Fundamentos teóricos

El estudio se ha realizado sobre un disco actuador, es por ello, que es importante conocer la teoría mediante la cual pueden ser estudiados. En la actualidad, resulta imposible resolver el problema completo de la aerodinámica del rotor, debido a las limitaciones computacionales. Por lo tanto, resulta necesario recurrir a modelos simplificados como la teoría de la cantidad de movimiento (TCM) o la teoría del elemento de pala (TEP).

A lo largo de este capítulo se presentan las dos teorías básicas que modelizan la aerodinámica de un rotor, así como la combinación de ambas.

1. Teoría cantidad de movimiento (TCM)

Mediante la teoría de la cantidad de movimiento, el rotor se idealiza como una superficie de discontinuidad (el disco actuador) en la que la presión del fluido experimenta un salto [3].

Además, para esta teoría se toman diferentes hipótesis [16]:

- Flujo incompresible ($\rho = cte$).
- Flujo cuasi-estacionario.
- $Re \uparrow\uparrow$, por lo que los términos viscosos son despreciables.

- No hay velocidades azimutales ni radiales, por lo que el flujo es unidimensional.

Por otra parte, se toma como hipótesis adicional que la presión aguas arriba (p_0) será igual que la presión aguas abajo (p_2), que será igual a la presión atmosférica (P_0), y que esta presión atmosférica será la que haya lejos del rotor.

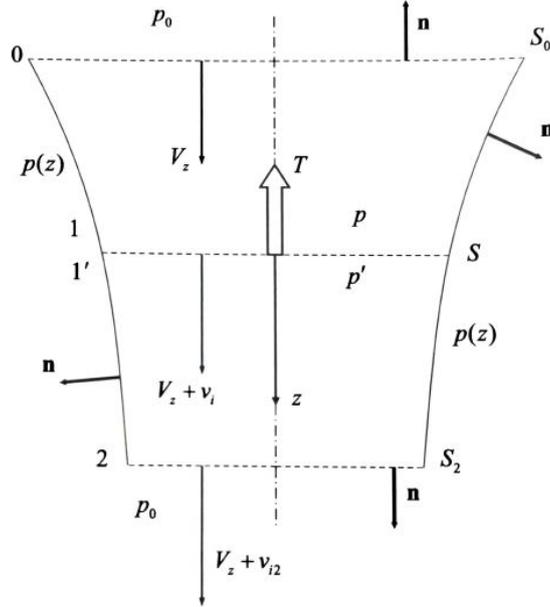


Figura 4.1: Esquema del volumen de control que contiene al rotor idealizado como un disco actuador [3]

En la Figura 4.1 se observa como la velocidad en el plano del rotor es $V_z + v_i$ y la velocidad en la estela es $V_z + v_{i2}$, ya que debido a la producción de tracción del rotor, la corriente se acelera en sentido descendente (contrario al vector tracción).

Con esta teoría y realizando un correcto desarrollo matemático, se llega a las expresiones de la tracción (Ecuación 4.1) y la potencia (Ecuación 4.2) en función de la velocidad ascensional (V_z) y la velocidad inducida en el plano del rotor (v_i) [3]:

$$T = 2\dot{m}v_i = 2\rho S v_i (V_z + v_i) \quad (4.1)$$

$$P_i = 2\dot{m}v_i (V_z + v_i) = 2\rho S v_i (V_z + v_i)^2 \quad (4.2)$$

Adimensionalizando las ecuaciones anteriores se llega a [16]:

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

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

2. Teoría del elemento de pala (TEP)

La teoría del elemento de pala (TEP), cuyas siglas en inglés son BET (*Blade Element Theory*), es la teoría más sencilla que permite modelizar el comportamiento aerodinámico del rotor, usando parámetros como el tipo de perfil aerodinámico, la forma en planta de las palas, su torsión y su número. Esto supone una mejora respecto a la teoría de la cantidad de movimiento, que como se ha visto en la Sección 1, sólo relacionaba magnitudes globales del rotor [3].

El objetivo de esta teoría es obtener las fuerzas aerodinámicas que actúan sobre cada elemento de pala. Para ello, se toman diferentes hipótesis [16][3]:

- Las secciones aerodinámicas de las palas se modelizan como perfiles bidimensionales.
- El efecto de la velocidad inducida se traduce en una modificación del ángulo de ataque.

Algunas de las ventajas de la TEP es la elevada velocidad de cálculo que permite, así como la fácil combinación con la teoría de la cantidad de movimiento o las teorías turbillonarias de estela. Además, gracias a las ventajas mencionadas, resulta sencilla su integración en los códigos generales de diseño. Sin embargo, esta teoría tiene algunos inconvenientes ya que se trata a los perfiles de manera bidimensional, por lo que en algunas ocasiones es necesario introducir correcciones basadas en modelos aerodinámicos más complejos [16].

En la Figura 4.2, se puede observar el esquema de las velocidades relativas al perfil, junto con las fuerzas aerodinámicas de sustentación y resistencia. A partir del ángulo de

incidencia de la corriente (ϕ) y el ángulo de paso (θ) se puede obtener el ángulo de ataque (Ecuación 4.5):

$$\alpha = \theta + \phi = \theta - \text{ArcTan} \left(\frac{V_z + v_i}{\Omega r} \right) = \theta - \left(\frac{V_z + v_i}{\Omega r} \right) \quad (4.5)$$

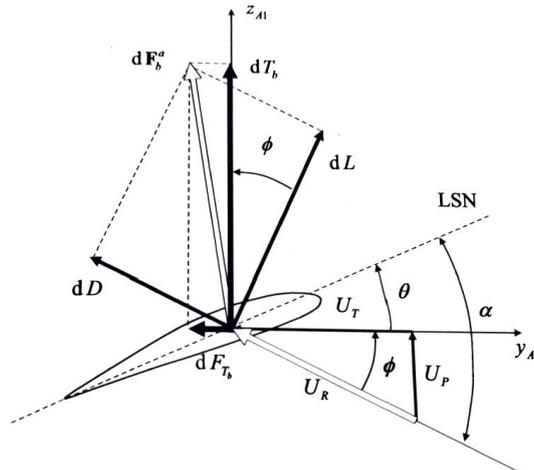


Figura 4.2: Esquema de las velocidades relativas al perfil y de las fuerzas que actúan sobre el mismo [3]

A partir del ángulo de ataque y realizando el desarrollo matemático explicado en el libro *Teoría de Helicópteros* [3], se puede llegar a las expresiones de las fuerzas a las que se ve sometida la pala.

Uno de los coeficientes de mayor interés es el coeficiente de tracción (C_T):

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

donde:

- $\sigma = \frac{bc}{\pi R}$ es la solidez.
- a es la pendiente de la curva de sustentación
- $x = r/R$ es el radio adimensional.

Con la TEP se mantiene siempre como incógnita la distribución radial de la velocidad inducida en el plano del rotor. Para poder resolverla es necesario combinar la TEP con otras teorías como la TCM.

3. Combinación de teorías (TCM-TEP)

La combinación de estas dos teorías surge de la necesidad de estimar la distribución de la velocidad inducida a lo largo de la envergadura de un ala giratoria. La primera vez que se enuncia esta combinación fue en 1946 en Gustafson & Gessow.

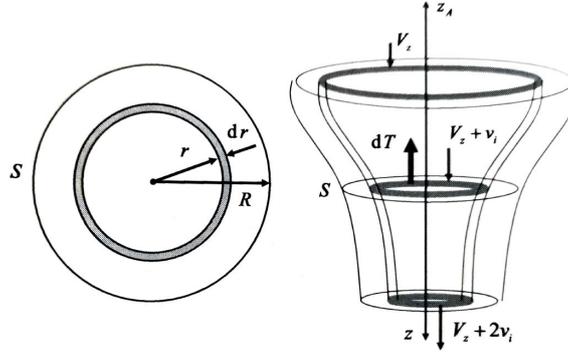


Figura 4.3: Esquema del tubo de corriente de espesor diferencial [3]

En esta combinación se consideran las leyes de conservación de la masa, cantidad de movimiento y energía aplicadas a un volumen de control de espesor diferencial (dr). De esta manera se tiene que el gasto másico a través del anillo del rotor se puede calcular como:

$$d\dot{m} = 2\pi\rho r(V_z + v_i)dr \quad (4.7)$$

Teniendo en cuenta la definición de dT dada por la TCM se tiene ahora que la contribución de todos de los elementos de la pala situados a una posición radial r se calcula:

$$dT = 2v_i d\dot{m} = 4\pi\rho r v_i (V_z + v_i) dr \quad (4.8)$$

Siguiendo el desarrollo matemático del libro *Teoría de Helicópteros* [3], se llega a que la distribución de velocidades inducidas a lo largo de la pala se puede calcular mediante la Ecuación 4.9:

$$\frac{v_{i0}(x)}{\Omega R} = \frac{\sigma a}{16} \left(\sqrt{1 + \frac{32x\theta(x)}{\sigma a}} - 1 \right) \quad (4.9)$$

Capítulo 5

Modelado CFD

Es este apartado se va a desarrollar el estudio CFD realizado sobre la hélice del Capítulo 2. Para ello se explica en primer lugar el concepto de la mecánica de fluidos computacional seguido posteriormente del estudio realizado sobre la hélice.

1. Introducción

Las siglas CFD, que inglés corresponden a *Computational Fluid Dynamics*, que en castellano significa Dinámica de Fluidos Computacional, es la ciencia que estudia la simulación numérica de flujos de fluidos. Esta herramienta se puede utilizar para modelar los fenómenos físicos en los que se ve envuelto un fluido de manera detallada, y además permite obtener resultados numéricos [4].

1.1. Historia del CFD

El origen de la dinámica computacional de fluidos se sitúa a principio de 1900. En esa época, científicos Lewy, Courant, von Neumann o Southwell entre muchos otros, se centraban en la resolución de los fenómenos de flujo discontinuo, el Problema de Riemann [17].

Años más tarde, en la década de los 40, se empezaron a utilizar los métodos de diferencias finitas para lograr resolver ecuaciones diferenciales parciales con la llegada del

primer ordenar en el Laboratorio Nacional de Los Alamos. En ese primer momento, el fin era el desarrollo de armas atómicas, pero más tarde, con la llegada de ENIAC (*Electronic Numerical Integrator And Computer*) a Aberdeen. ENIAC fue una de las primeras computadoras capaz de realizar 5000 sumas y 300 multiplicaciones por segundo, la cual aunque en un primer momento se usó con fines militares, se utilizó posteriormente como mecanismo de estudio científico [18]. En el año 1957, el cinetífico Harlow propuso el *particle-in-cell (PIC) method* que sentó las bases para el futuro desarrollo de los algoritmos y procedimientos numéricos usados en el CFD.

Una de las grandes preocupaciones en aquella época era la separación del flujo. En relación a este tema, Lees lideró las primeras aplicaciones para problemas aerodinámicos complejos que abordaban la interacción de la capa límite. Finalmente, fue Davis quien resolvió la ecuación de capa límite de flujo compresible multidimensional. Este proceso es de gran precisión y robustez. Sin embargo, la primera organización de CFD coherente y estructurada únicamente para la aplicación aerodinámica fue gracias a Dean Chapman, el que entonces era el Director de Aeronáutica de Ciencias de la NASA [17].

Con el paso de los años, el CFD ha ido evolucionando a la vez que ha ido evolucionando la tecnología. En la actualidad se utiliza en múltiples ámbitos como el de la ingeniería química, la edificación, la industria eléctrica y electrónica, la industria del motor, en la medicina, en la industria aeroespacial, etc. [19]

Concretamente, en el campo de la industria aeroespacial, el CFD resulta de gran importancia, ya que permite predecir la resistencia, la sustentación, las cargas estructurales y térmicas, etc. a los que se ve sometida una aeronave. De esta manera se pueden analizar los resultados y modificar el diseño antes de sacarlo a mercado. Cabe destacar, que el CFD está en continua evolución, adaptándose a las novedades que van apareciendo.

1.2. Ecuaciones de gobierno

El principio del CFD se ha basado en la resolución de las ecuaciones de Navier-Stokes dependientes del tiempo. Se trata de un sistema de cinco ecuaciones diferenciales parciales no lineales para el movimiento de fluidos tridimensionales [17]. Este sistema está formado por las leyes de conservación de la masa, el momento (con 3 componentes) y la energía, en el que se encuentran cuatro variables independientes y seis variables dependientes. Las variables independientes son el tiempo (t) y las coordenadas espaciales del dominio (x, y, z). Por otra parte, las variables dependientes son la presión (p), la densidad (ρ), la temperatura (T) y las componentes del vector velocidad \vec{u} , \vec{v} y \vec{w} [20].

Con el fin de obtener una mejor visualización de dicho sistema, a continuación se exponen las ecuaciones por separado [21]:

- Ecuación de conservación de la masa: Con esta ecuación se describe que la masa se conserva, es decir, las partículas ni se crean ni se destruyen.

$$\frac{D\rho}{Dt} + \rho \frac{\partial U_i}{\partial x_i} = 0 \quad (5.1)$$

- Ecuación de conservación de la cantidad de movimiento:

$$\underbrace{\rho \frac{\partial U_j}{\partial t}}_I + \underbrace{\rho U_i \frac{\partial U_j}{\partial x_i}}_{II} = - \underbrace{\frac{\partial P}{\partial x_j}}_{III} - \underbrace{\frac{\partial \tau_{ij}}{\partial x_i}}_{IV} + \underbrace{\rho g_j}_V \quad (5.2)$$

El primer término (I) de la ecuación corresponde con el término transitorio. El segundo (II) es el término convectivo. El tercero (III) son las fuerzas de presión. El cuarto (IV) es el término difusivo y por último, el quinto término (V) son las fuerzas másicas.

- Ecuación de conservación de la energía:

$$\underbrace{\rho c_\mu \frac{\partial T_1}{\partial t}}_I + \underbrace{\rho c_\mu U_i \frac{\partial T_1}{\partial x_i}}_{II} = - \underbrace{P \frac{\partial U_i}{\partial x_i}}_{III} + \underbrace{\lambda \frac{\partial^2 T_1}{\partial x_i^2}}_{IV} - \underbrace{\tau_{ij} \frac{\partial U_j}{\partial x_i}}_V \quad (5.3)$$

El primer término (I) de la ecuación corresponde con el término transitorio. El segundo (II) es el término convectivo. El tercero (III) es el trabajo de presión.

El cuarto (IV) es el término difusivo y por último, el quinto término (V) es la transferencia irreversible de energía mecánica a calor.

1.3. Discretización

Para la discretización de las ecuaciones de la Subsección 1.2 existen numerosos métodos, algunos de los cuales se mencionan a continuación:

- *Finite Element Method* (FEM): este método se basa en una malla irregular que permite resolver geometrías complejas. Este método se usa para resolver ecuaciones diferenciales parciales [22].
- *Finite Volume Method* (FVM): este método se basa al igual que el FEM, en una malla no estructurada, y es adecuado para geometrías irregulares y complejas. Este método trabaja con las ecuaciones en su forma integral, obteniendo mayor precisión que FEM [23].
- *Finite Difference Method* (FDM): este método utiliza la serie de Taylor, sin embargo solo se utiliza con geometrías regulares y mallas estructuradas [24].
- *Spectral Element Method* (SEM): este método consigue una gran rapidez en la convergencia y una gran precisión [25].
- *Boundary Element Method* (BEM): este método utiliza una malla solo en los límites del dominio, es por ello que facilita el mallado [26].

2. Metodología CFD

Todos los procesos CFD siguen un orden a la hora de realizarlos: pre-proceso, solver y post-proceso.

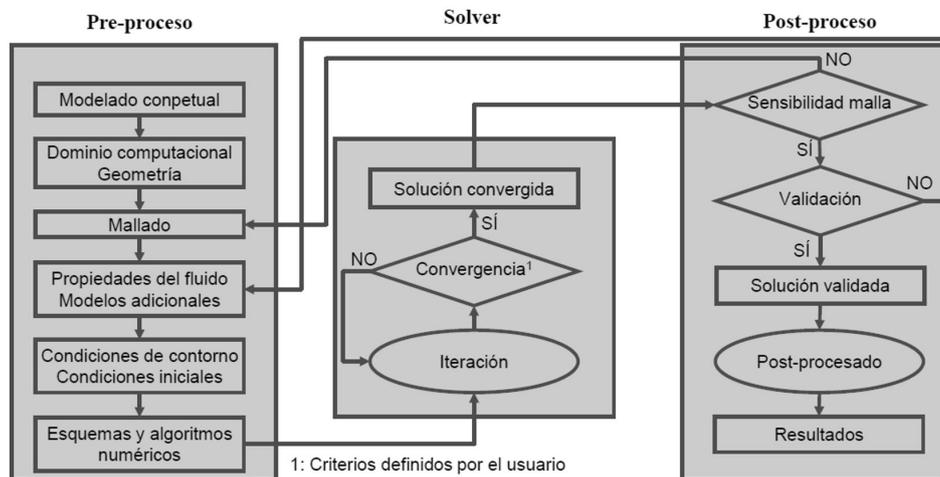


Figura 5.1: Metodología del CFD [4]

2.1. Pre-proceso

Este es el primer paso a realizar a la hora de comenzar una simulación. Es uno de los pasos más importantes, porque los resultados del estudio dependerán de cómo se haya configurado el caso en esta sección.

En este paso se incluye el modelado conceptual, donde se establecen los objetivos del proyecto, teniendo en cuenta las posibles simplificaciones que se puedan establecer. En el modelado conceptual se deberá también estimar el coste computacional, lo cual será más sencillo si se cuenta con experiencia previa o con estudios similares.

Dentro del Pre-Proceso, existen diferentes pasos a realizar:

Dominio computacional y geometría

En primer lugar es necesario crear una geometría mediante algún programa de diseño asistido por ordenador, o bien importarlas de otros casos. En el caso de la geometría, hay

que tener especial cuidado, ya que es necesario que sea una geometría cerrada para evitar problemas con el flujo o el mallado.

Una vez ya se tiene la geometría definida, se procede a establecer el dominio de estudio. En este dominio se van a imponer unas condiciones de contorno (*BC-Boundary Conditions*) que deberán estar lo suficientemente lejos de la región de interés [4]:

- En el caso de flujo externo:
 - 5 cuerdas arriba y abajo.
 - 5 cuerdas arriba (1-2 en régimen supersónico).
 - 5-20 cuerdas abajo.
- En el caso de flujo interno:
 - 5 diámetros aguas arriba.
 - 3-5 diámetros aguas abajo.

Mallado

El mallado es uno de los pasos más importantes, ya que será lo que determine el coste computacional (mayor cuanto mayor sea el número de celdas), la precisión y la tasa de convergencia. Una malla de mejor calidad permitirá obtener una mayor precisión y a su vez una mejor convergencia.

Se pueden encontrar diferentes tipos de mallas [4] [27], que se pueden visualizar en la Figura 5.3:

- Malla estructurada: las celdas están conectadas entre ellas de manera regular. Este tipo de malla requiere elementos regulares como hexaedros de caras regulares. Con la malla estructurada se reduce el coste computacional.
- Malla no estructurada: las celdas no se pueden conectar de manera regular. Esta malla se genera a partir de un algoritmo de mallado del programa, y se pueden

usar cualquier tipo de elementos. En este tipo de mallas, el tiempo computacional es mayor que en el caso de las estructuradas.

- Malla híbrida: este tipo de malla combina partes de malla estructurada con partes de malla no estructurada. Este tipo de mallas resulta muy útil para geometrías complejas.
- Malla móvil: En el caso de que el dominio tenga que moverse, existe la posibilidad de mover la malla con el mismo.

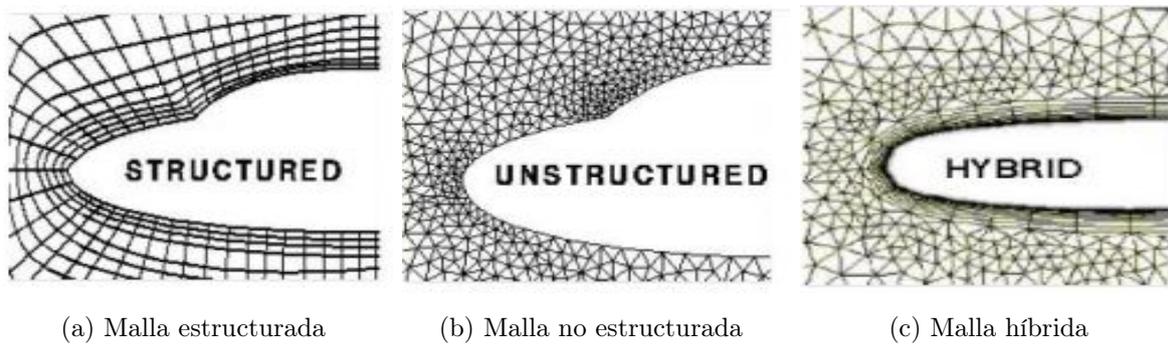


Figura 5.2: Tipos de mallas [5]

Por otra parte, también se pueden clasificar las mallas por el tipo de elementos que contienen. Se pueden generar mallas bidimensionales (2D) o tridimensionales (3D). En el caso de las 2D los elementos más comunes son los cuadriláteros y los triángulos, mientras que en el caso de las 3D se usan hexaedros, tetraedros, pirámides cuadradas, etc.

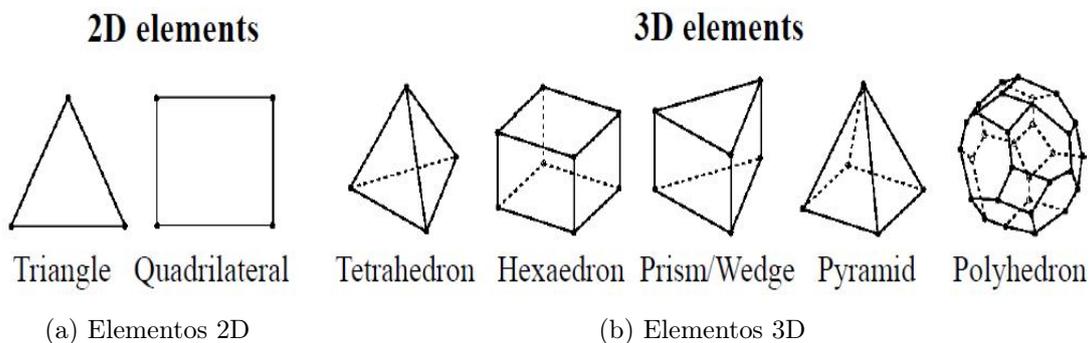


Figura 5.3: Tipos de elementos [4]

Propiedades del fluido y modelos adicionales

Para que el CFD pueda resolver y analizar el fluido con el que se está trabajando, es necesario en primer lugar establecer si se trata de un líquido, gas (indicando si es ideal, perfecto o real) o un fluido multifásico. Además, se debe indicar si es un caso bidimensional o tridimensional.

En el caso de un fluido gaseoso, la elección del tipo permite definir la ecuación de estado del fluido. Si se trabaja con $M < 0,3$ se dice que el fluido es incompresible ($\rho = cte$). Sin embargo, para $M > 0,3$ se debe definir una ecuación de estado [4]:

- Gas ideal: Es válido para aire en condiciones normales de presión y temperatura. Se usa la ley de los gases ideales (Ecuación 5.4) [28] siendo R la constante universal de los gases:

$$\rho = \frac{p}{RT_1} \quad (5.4)$$

- Gas real: tiene en cuenta comportamientos no ideales en el efecto de la compresibilidad.

Por otra parte, una vez se han definido las propiedades del fluido, si se trata de un flujo turbulento, es importante decidir qué modelo se va a utilizar para resolver el caso. En la actualidad no existe un modelo único de turbulencia, es por eso que existen diferentes métodos computacionales:

- *Direct Numerical Simulations* (DNS): resuelve las ecuaciones de Navier Stokes de manera directa, resuelve todas las escalas.
- *Scale-Resolving Simulation* (SRS): se resuelven las escalas grandes y las pequeñas se modelan usando un filtro de escalas.
- *Reynolds-averaged simulations* (RAS/RANS): consiste en la descomposición de las variables de interés en un valor medio y otro fluctuante. De esta manera se reformulan las ecuaciones de Navier Stokes en función de estas variables promedio [29].

Condiciones de contorno y condiciones iniciales

Las condiciones de contorno son las propiedades impuestas al dominio de estudio para poder obtener una solución. Se pueden dividir en tres tipos [30]:

- Condiciones de *Dirichlet*: con ellas se fija el valor de las variables dependientes en el contorno.
- Condiciones de *Neumann*: con ellas se fija el valor de las derivadas de las variables dependientes en el contorno.
- Condiciones de *Robin* o mixtas: son la combinación de las dos anteriores.

Las condiciones de contorno más habituales son [4] [31]:

- Mass flow inlet: en el caso de flujo incompresible, también es conocida como *velocity inlet*. Con ella se impone el gasto másico, la dirección de la velocidad, la temperatura y las variables turbulentas. De esta manera es posible extrapolar del interior la presión.
- Pressure Inlet y Pressure outlet: en el primer caso se impone la presión de parada, la dirección de la velocidad, la temperatura de parada y las variables turbulentas y se extrapola del interior la temperatura y la presión estática (en el caso de flujo subsónico). Para el segundo caso se impone la presión en el exterior y se extrapola del interior el resto de variables.
- Wall: se imponen características como la porosidad de la pared, o la condición de no deslizamiento. Del interior se extrapola la presión. La temperatura se establece en la pared (Dirichlet) o se puede calcular la temperatura interior y del flujo de calor establecido en la pared (Neumann).
- Symmetry: la velocidad normal es nula y del interior se extrapolan el resto de variables. Esta condición permite reducir el dominio a modelar a la mitad.
- Periodicity: con esta condición las variables de cada celda son idénticas a las de su celda correspondiente en otra frontera. De esta manera es posible reducir el dominio a modelar a un sector.

2.2. Solver

Una vez se ha realizado todo el pre-proceso, se procede a obtener la solución. Para ello es necesario establecer un criterio de convergencia o un número máximo de iteraciones.

2.3. Post-Proceso

Una vez la solución ha convergido empieza el post-proceso. En este paso, es necesario en primer lugar analizar si la solución obtenida es válida, o si se debe modificar la malla para obtener una solución más precisa.

Una vez se dan los resultados como válidos se procede a representarlos en tablas, gráficos, etc. para poder explicarlos más fácilmente. Para ello es necesario en muchas ocasiones utilizar otros programas que interpreten los resultados como *MATLAB* o *Excel* entre otros.

3. Estudio realizado

A continuación se va a desarrollar el procedimiento seguido para obtener los resultados, usando los programas del Capítulo 3, así como los conocimientos del Capítulo 4 y de la Sección 2 (Capítulo 5).

El estudio consiste en someter al disco actuador a tres condiciones de vuelo diferentes. En primer lugar se simulará en flujo libre, es decir, no hay ninguna otra hélice perturbando. En segundo lugar se usarán condiciones de simetría para simular que alrededor hay hélices girando en sentido diferente. Por último, se usarán condiciones de periodicidad para simular que las hélices están girando en el mismo sentido.

Mediante las simulaciones, será posible obtener los coeficientes de tracción y potencia (Ecuación 4.3 y Ecuación 4.4) y el rendimiento propulsivo, que se calcula de la siguiente manera:

$$\eta_p = \frac{TV}{P} \quad (5.5)$$

Concretamente, en las simulaciones se varían diferentes parámetros como la velocidad (V), lo que supone variar el Re , la distancia entre hélices y el parámetro de avance (J), definido según la Ecuación 5.6, donde V es la velocidad del flujo libre, n son las revoluciones por segundo del disco actuador y D es el diámetro de dicho disco actuador.

$$J = \frac{V}{nD} \quad (5.6)$$

De la Ecuación 5.6 se deduce que al variar el parámetro de avance para una velocidad dada, esto hará que varíe el régimen de giro de la hélice (n). En concreto, se analizan los parámetros de avance desde 0,1 hasta 0,9.

Partiendo del estudio realizado por Talave Campillo (2020) [32], el primer paso es incluir las tablas del disco actuador (Tabla 2.1). Una vez se tienen los datos, el siguiente paso es la definición de la geometría. Adicionalmente al dominio utilizado previamente, se añade un volumen de control (RECT 2) en el interior del anterior, en la zona cercana al disco actuador. Las dimensiones del segundo volumen de control son: 3,3x0,6x4 m. El disco actuador se encuentra en todo momento en el centro del ancho del dominio. En la siguiente imagen se puede ver la geometría con la que se realiza el estudio:

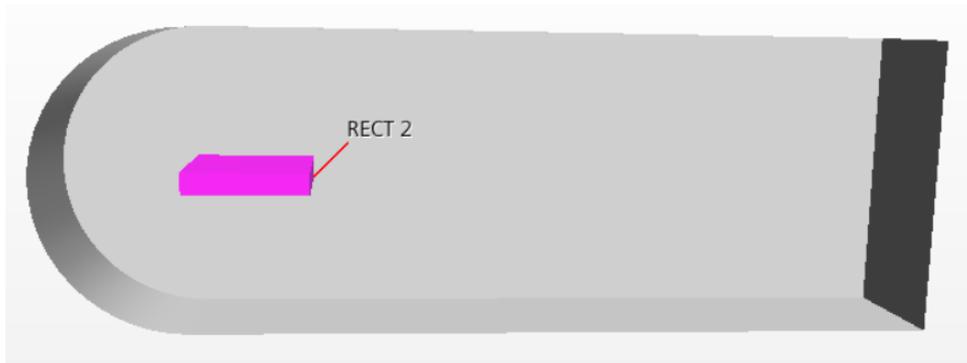


Figura 5.4: Geometría del estudio

3.1. Condiciones de vuelo

Dado que en este estudio se van a variar diferentes parámetros, las condiciones de vuelo van a ir variando. Se va a variar la velocidad desde los 10m/s hasta los 30m/s, mientras a su vez se varía el parámetro de avance (J), tal y como se puede ver en la Tabla 5.1:

Parámetro	Valores	Intervalo
J	[0,1-0,9]	0,1
V	[10-20]	10

Tabla 5.1: Parámetros variables en el estudio

Además se escogen valores de referencia como la presión, la viscosidad, etc. que se recogen en la Tabla 5.2:

Parámetro	Valores	Unidades
Presión	101325	Pa
Densidad	1,225	kg/m ³
Viscosidad cinemática	$1,802 \cdot 10^{-5}$	Pa s

Tabla 5.2: Valores de referencia del flujo

3.2. Mallado

En este apartado, se define la malla que se utiliza para resolver el caso. Además, se realiza un estudio de independencia de malla para analizar cual resulta la más óptima.

Se escoge una malla no estructurada de elementos poliédricos, seleccionando las *Automatic Surface Repair* y *Polyhedral Mesher*.

Por otra parte, se ha usado la opción de *Custom Controls* para generar una malla más fina en el segundo volumen de control, para así obtener resultados más precisos en las zonas más cercanas al disco actuador.

Además, se ha utilizado el *Prism Layer Mesher*, que añade una capa de celdas alrededor de este disco para así evitar intersecciones con otras celdas y posteriores problemas al empezar a calcular la solución.

Independencia de malla

Una vez se tienen la geometría creada y la malla definida, se procede a realizar el estudio de la independencia de malla en condiciones de flujo libre, es decir, las condiciones de contorno se sitúan muy alejadas del disco actuador. El estudio se realiza con $J = 0,7$ y $V = 10$ m/s, dando los resultados que se pueden observar en la Tabla 5.3:

base size (μm)	nº celdas	C_T	Rendimiento propulsivo (η_p)
4000	222713	8.036287e-02	4.782973e-01
3000	452889	8.296879e-02	4.823456e-01
2500	574026	8.277695e-02	4.820455e-01
2000	1339444	8.223965e-02	4.786280e-01

Tabla 5.3: Independencia de malla

Se observa que el error entre los resultados es muy pequeño, así que teniendo en cuenta el coste computacional, se escoge la malla de $basesize = 2500\mu m$, ya que es la malla más precisa y cuyo coste computacional no es tan elevado.

Finalmente, la malla resultante se puede observar en la Figura 5.5 y en la Figura 5.6. Siendo la primera la correspondiente al disco actuador y la segunda al dominio de estudio. (malla del disco y malla del dominio).

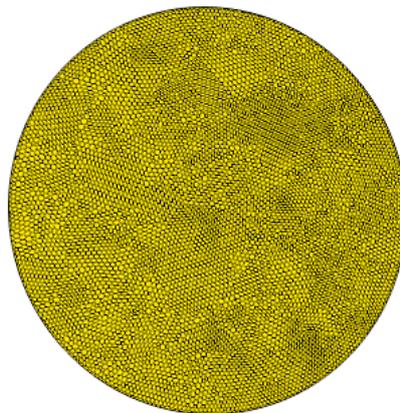


Figura 5.5: Disco actuador mallado

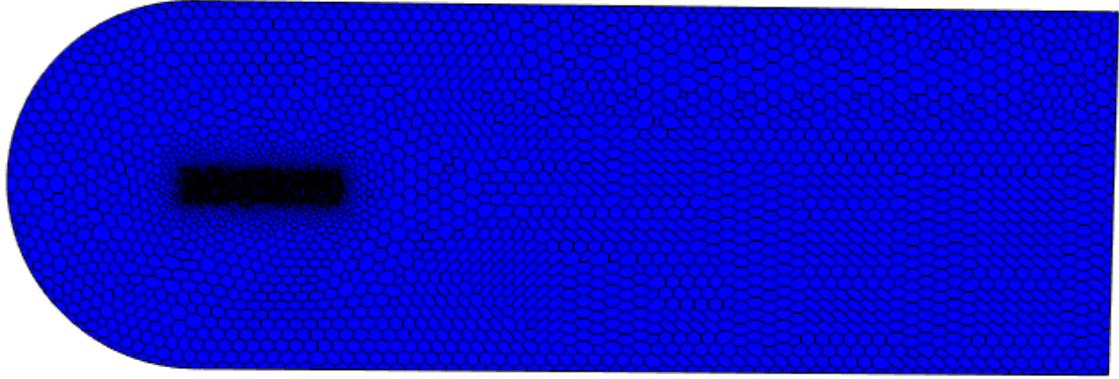


Figura 5.6: Dominio completo mallado

3.3. Propiedades del flujo y modelos utilizados

El flujo en el que se estudia es aire, y dado que se supone bajo número de Mach se puede considerar que se trata de un flujo incompresible. Además, el estudio se realiza en estacionario, y se ha utilizado el método *coupled flow*. La integración utilizada en este caso es implícita y la discretización de segundo orden. En cuanto al modelo de turbulencia se ha escogido el modelo *Spalart-Allmaras*, ya que es el empleado por uno de los trabajos académicos que se han tomado como referencia [32].

Por otra parte, para el estudio del disco actuador, se utiliza el modelo de *Virtual Disk* en la hélice, simulando mediante la teoría del elemento de pala (Sección 2) usando el *Blade Element Method*. Este método se puede dividir en dos pasos [33], el primero donde se identifica la posición de las celdas del dominio las cuales pertenecen al disco y en segundo lugar está la resolución del problema en cada una de las celdas del disco. Para este método además de la geometría de la hélice (Tabla 2.1), es necesario establecer una resolución del disco, tanto en dirección radial como azimutal, y en este caso se ha escogido una resolución de 8 términos en ambas direcciones. Esta resolución es la que determinará los *buckets* en los que estará dividido el disco actuador, que es una división

del disco en dirección radial y azimutal, y cuanto mayor sea la resolución más precisa será la solución, pero su coste computacional también será mayor.

3.4. Preparación de casos

Una vez se ha escogido la malla y se han definido las propiedades del fluido se preparan los casos a estudiar. En este caso se va a realizar un estudio en flujo libre, otro en condiciones de simetría y otro en condiciones de periodicidad.

En primer lugar, se escogen las condiciones de contorno para el caso de flujo libre. Debido a esto, se sitúan las condiciones de contorno muy alejadas de la hélice. En concreto se utilizan las condiciones de *velocity inlet* y *pressure outlet* para las condiciones aguas arriba y aguas abajo de la geometría. Las superficies laterales se definen como *Symmetry Plane*, es decir, condición de contorno de simetría, mientras que las superficies de extradós e intradós se definen como *wall*.

El caso de simetría simula que las hélices están girando en sentido contrario, y con hélices una al lado de la otra. Para ello, se debe reducir el dominio, lo que simularía que las hélices se encuentren más o menos cerca entre ellas, y elegir las condiciones de simetría para el mismo. Es decir, se utilizan las condiciones de contorno mencionadas anteriormente, modificando el ancho de dominio.

Por otra parte, el caso de periodicidad simula lo contrario, es decir, que las hélices se encuentran girando en el mismo sentido. Para realizar las condiciones de periodicidad, es necesario crear una interfaz de las paredes laterales del dominio, en las condiciones de contorno. A continuación, en las propiedades de esta interfaz, en *Topology*, se escoge la opción *Periodic*. Con esto, manteniendo las mismas condiciones que en simetría para las otras superficies del dominio, se tendrían las condiciones de periodicidad.

3.5. Stopping criteria

Para definir el criterio de convergencia se trabaja en este caso con el C_T . Se fija un criterio de tipo asintótico (Figura 5.7). Es decir, cuando el C_T se vuelva constante se dará la solución como convergida.

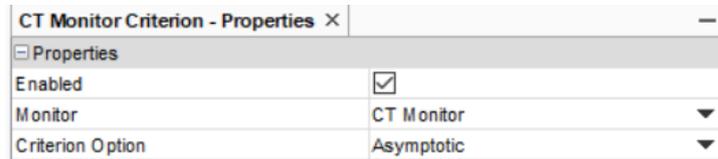


Figura 5.7: *Stopping criteria*

3.6. Macros

Una vez se tienen los tres casos configurados se procede a grabar las macros de cada caso. Esta opción se encuentra en la barra superior del programa, tal y como se puede ver en la Figura 5.8. Además, en esta misma figura están los botones de pausa y de finalizar la grabación. La pausa permite realizar cambios sobre el archivo sin que queden grabados.



Figura 5.8: Controles para grabar una macro

Para la macro de flujo libre, en primer lugar se limpia la solución. A continuación se varían la velocidad y el parámetro de avance. Puesto que estos parámetros no modifican la geometría no es necesario mallar de nuevo, tan solo es necesario inicializar la solución y ejecutar el caso. Sin embargo, para las macros de simetría y periodicidad es necesario volver a mallar, ya que además de la velocidad y el parámetro de avance se modifica el ancho de dominio, es decir, la distancia entre las hélices.

3.7. Matlab

Una vez se han grabado las macros, el siguiente paso es realizar un código de *MATLAB* que permita calcular todos los casos de forma automatizada. Para ello se crean dos bucles *for* para el parámetro de avance (J) y la velocidad en el caso del flujo libre, y un bucle

más en el caso de simetría y periodicidad para ir cambiando el dominio. Concretamente, tal y como se indica en la Tabla 5.1, se calcula para J de 0,1 a 0,9, para tres velocidades ($V = 10\text{m/s}$, $V = 20\text{m/s}$ y $V = 30\text{m/s}$), tal y como se ha indicado anteriormente, y un ancho de dominio de 1,3 y 5 diámetros.

La distancia entre las hélices para cada caso se puede ver más fácilmente en la Figura 5.9, Figura 5.10 y en la Figura 5.11:

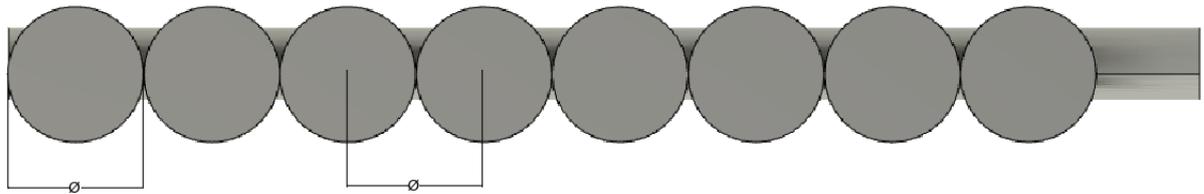


Figura 5.9: Hélices a 1 diámetro

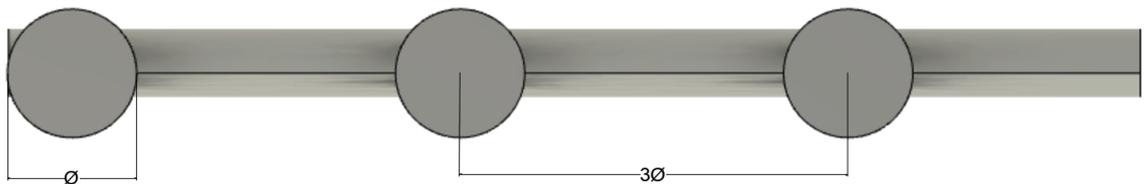


Figura 5.10: Hélices a 3 diámetros

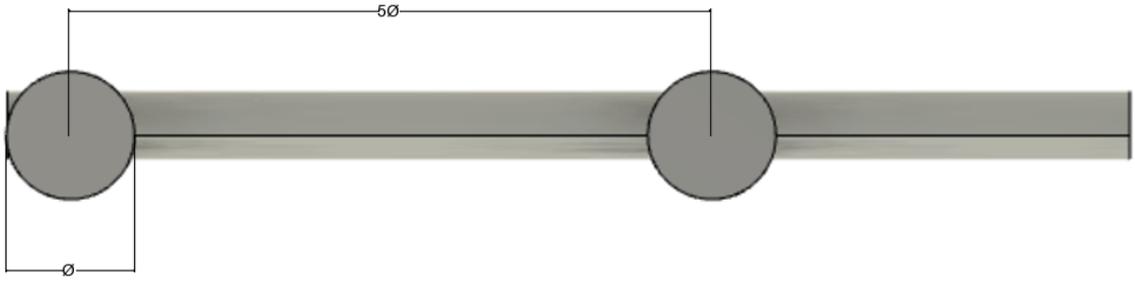


Figura 5.11: Hélices a 5 diámetros

Capítulo 6

Resultados

En este capítulo se exponen los resultados obtenidos del estudio explicado en la Sección 3 del Capítulo 5. Para ello se divide este capítulo según las condiciones estudiadas, es decir, flujo libre, condiciones de simetría y condiciones de periodicidad. Posteriormente se realiza una comparación entre los resultados de dichas condiciones.

1. Flujo libre

En primer lugar, se han graficado los resultados en flujo libre del coeficiente de tracción (C_T), el de potencia (C_P), y el rendimiento propulsivo (η_p), todo ello a tres velocidades diferentes.

Los resultados del C_T se pueden observar en la Figura 6.1. Se observa claramente como éste disminuye a medida que se aumenta el parámetro de avance J . Además, se observa también que los valores, aunque también disminuyen al aumentar J , son más elevados conforme aumenta la velocidad.

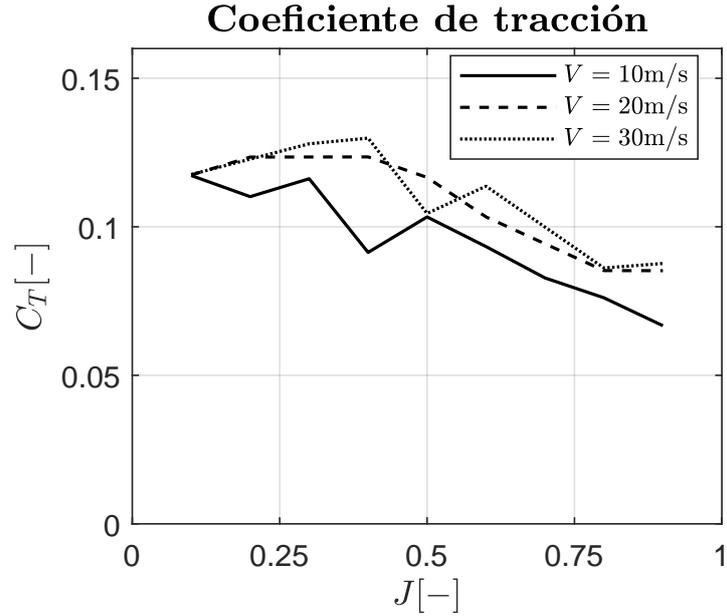


Figura 6.1: Coeficiente de tracción en flujo libre

En cuanto al coeficiente de potencia (C_P) (Figura 6.2) se observa como éste experimenta un ligero aumento a mayores velocidades, manteniéndose sin embargo aproximadamente constante con el parámetro de avance (J).

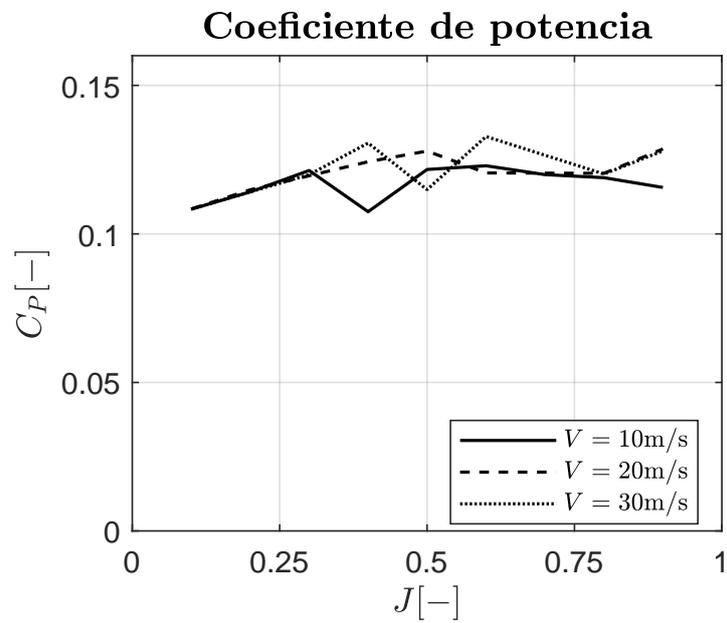


Figura 6.2: Coeficiente de potencia en flujo libre

En el caso del rendimiento propulsivo (η_p) (Figura 6.3) se puede observar un aumento

significativo a medida que se aumenta el parámetro de avance (J). En cuanto a la variación con la velocidad, no hay cambios significativos entre la velocidad de 20m/s y la de 30m/s, aunque si que se aprecian mejoras respecto a la velocidad de 10m/s.

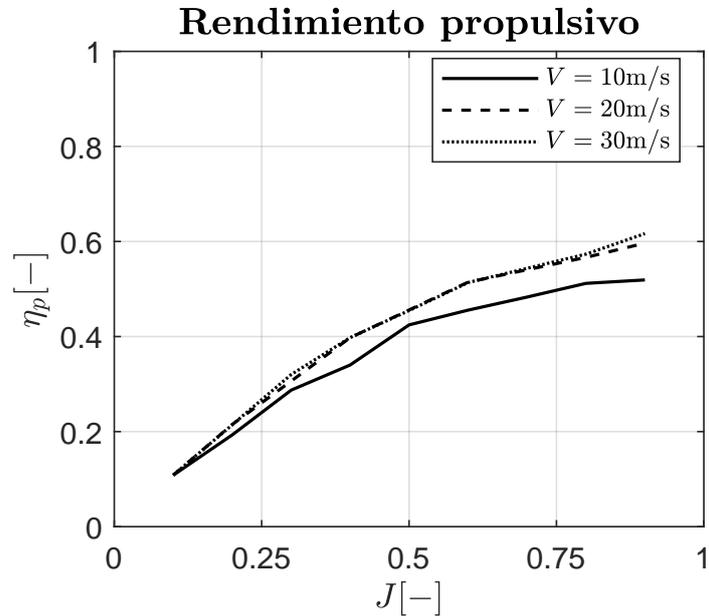


Figura 6.3: Rendimiento en flujo libre

2. Condiciones de simetría

Para las condiciones de simetría, las hélices se encontrarían girando en sentidos diferentes. En primer lugar se ha reducido el ancho de dominio, lo que equivale a reducir la distancia entre hélices a 3 y 5 diámetros del disco actuador. Es decir, las hélices se encontrarían a 2 y 4 diámetros respectivamente entre puntas de pala.

En la Figura 6.4, se observa como el C_T disminuye a medida que se aumenta el parámetro de avance, resultado mayor a mayores velocidades.

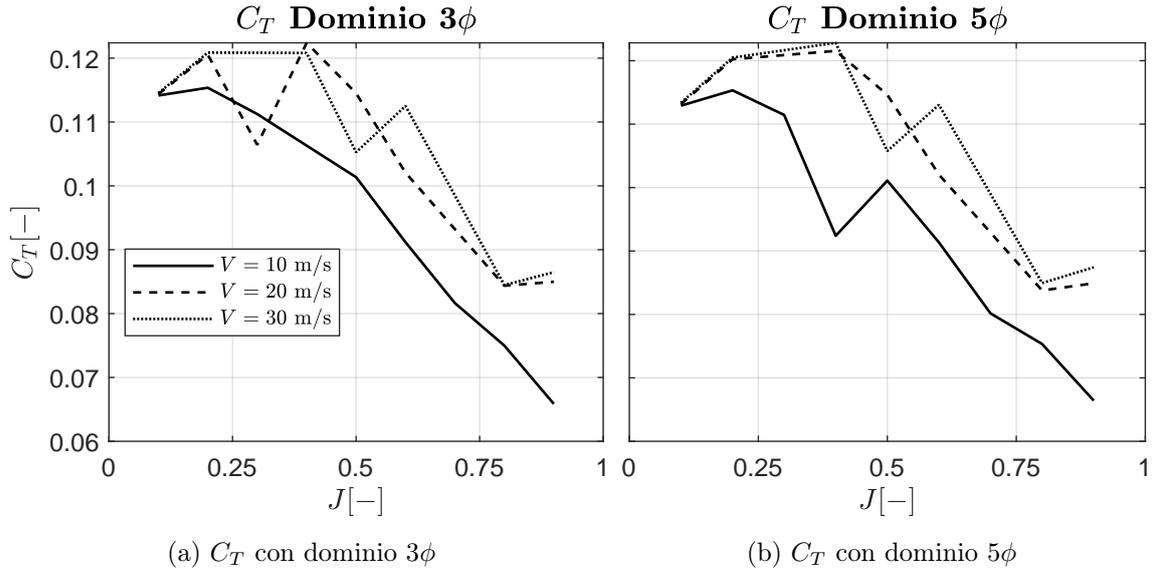


Figura 6.4: Estudio C_T en condiciones de simetría

Con el C_P (Figura 6.5), se observa que tiene una ligera tendencia a aumentar conforme se aumenta el parámetro de avance, pero no es un gran cambio.

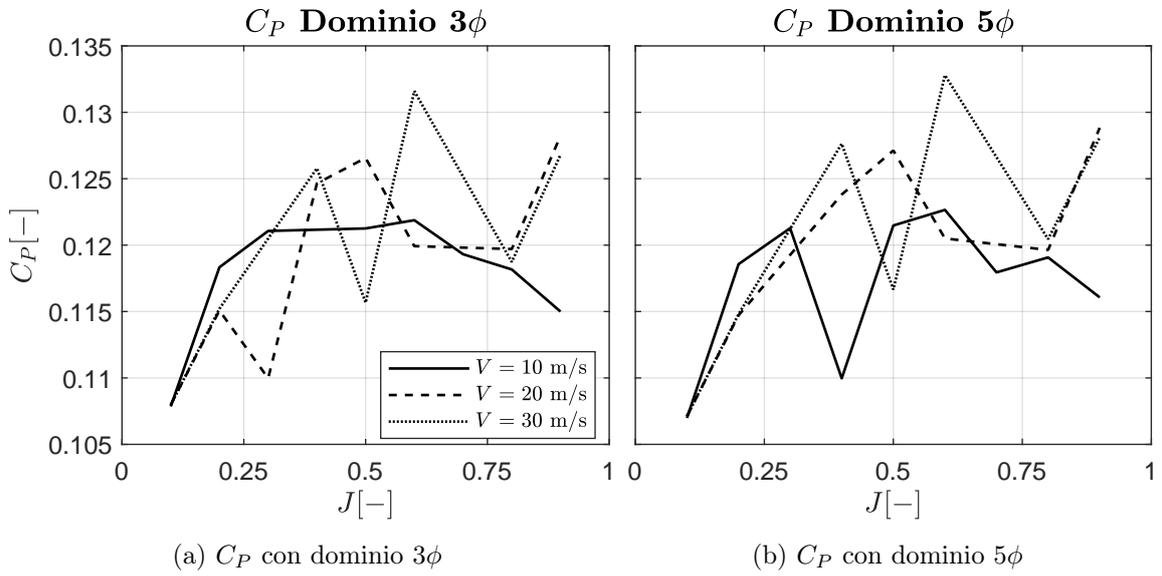


Figura 6.5: Estudio C_P en condiciones de simetría

Por último, también se han obtenido los resultados del rendimiento propulsivo (Figura 6.6) en las mismas condiciones. En este caso se observa en ambas gráficas como el rendimiento aumenta tanto a medida que aumenta el parámetro de avance (J) como a

medida que aumenta la velocidad a la que se realiza el estudio. Sin embargo, la diferencia entre 20m/s y 30m/s es mínima.

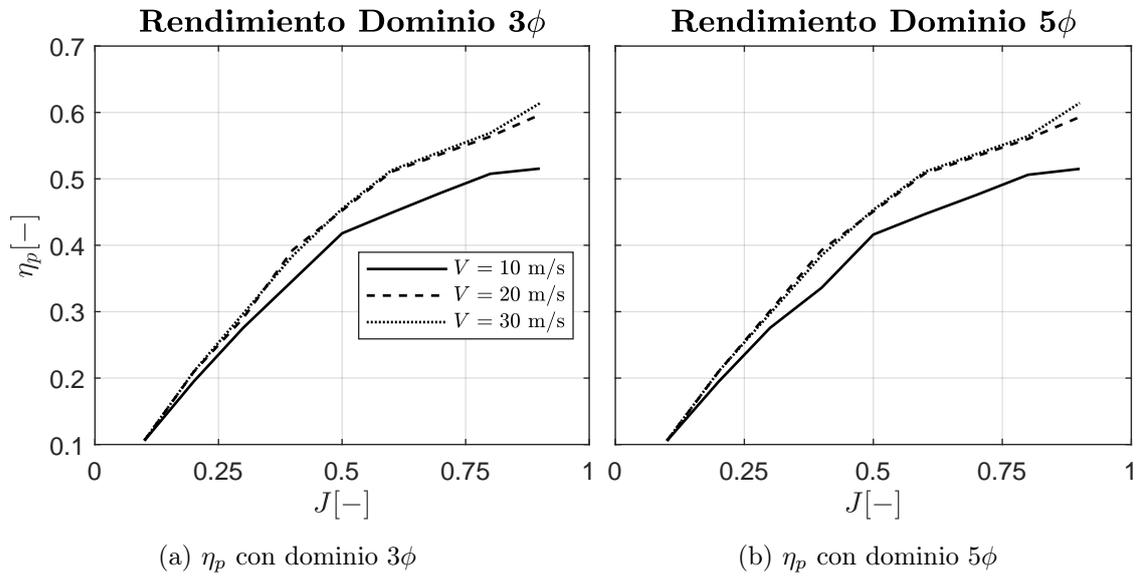


Figura 6.6: Estudio rendimiento propulsivo en condiciones de simetría

Aparentemente los resultados parecen muy similares, es por eso que se calcula el caso extremo, es decir, un ancho de dominio de 1 diámetro, lo que significa que las hélices se encuentran una al lado de la otra, sin distancia entre puntas de pala. Los resultados obtenidos son los siguientes:

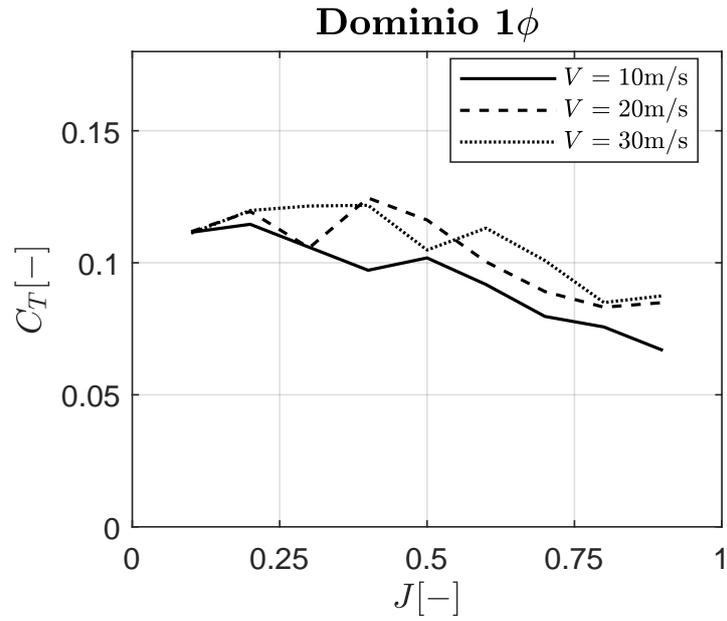


Figura 6.7: C_T en simetría dominio 1

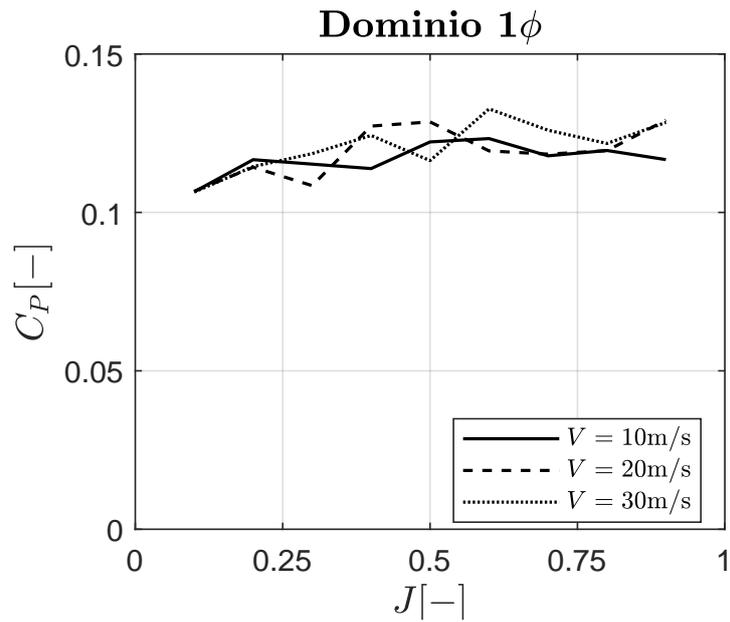


Figura 6.8: C_P en simetría dominio 1

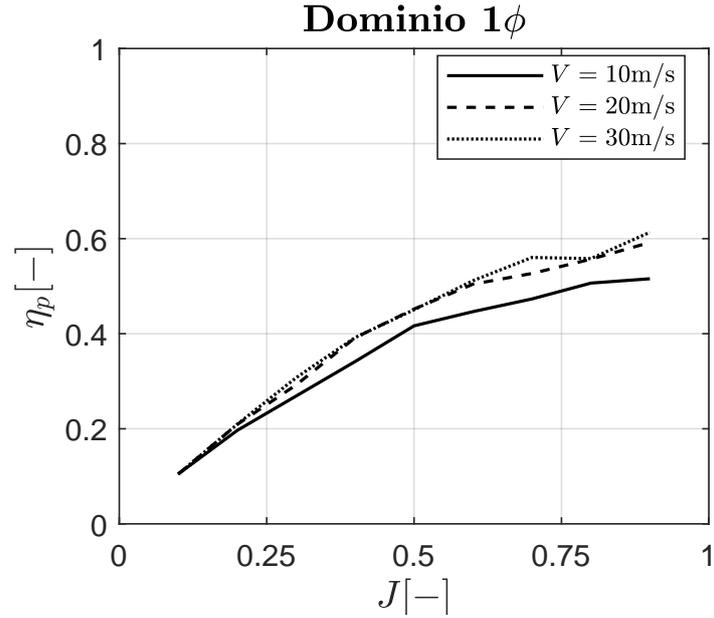


Figura 6.9: η_p en simetría dominio 1

En este caso se observa como tanto el C_T como el C_P siguen la misma tendencia que los anteriores casos, y en cuanto al rendimiento, éste también sigue la misma tendencia, llegando a obtener mayores rendimientos a mayores velocidades.

Dado que el caso más extremo presenta la misma tendencia que los casos anteriores, resulta de interés superponer las gráficas para comparar las diferencias entre los dominios.

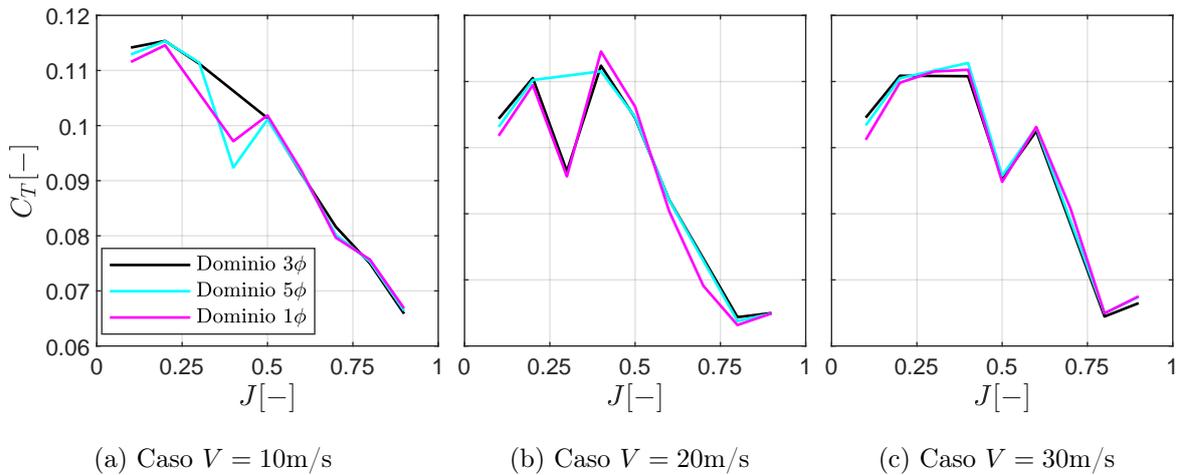


Figura 6.10: Comparación del C_T según dominios en simetría

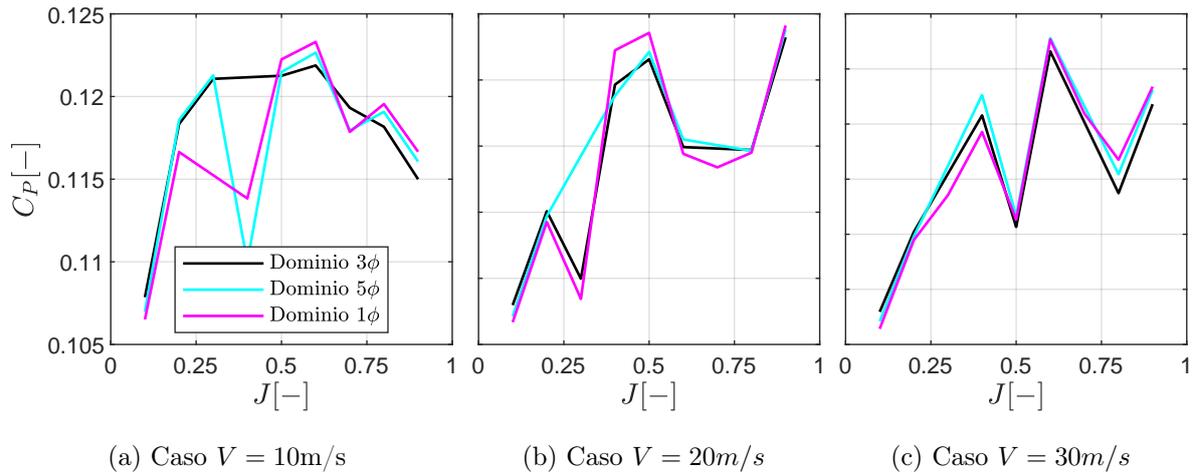


Figura 6.11: Comparación del C_P según dominios en simetría

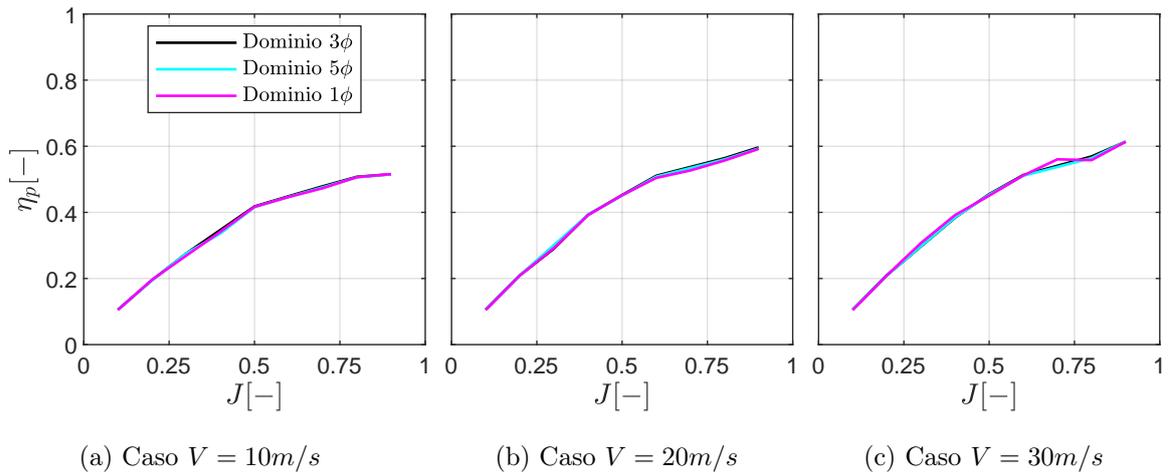


Figura 6.12: Comparación del η_p según dominios en simetría

Analizando todos los parámetros a todas las velocidades, se observa claramente como la variación del dominio no tiene influencia sobre los resultados. Es decir, tiene el mismo efecto situar las hélices a 2 diámetros entre ellas que a 4, o incluso sin distancia entre puntas de pala. Aunque los resultados no varían, se logra un mayor rendimiento propulsivo a la velocidad de 30m/s.

En resumen, en el caso de tener las hélices girando en sentido contrario, situar las

hélices más o menos cerca entre ellas no afecta significativamente a ninguno de los parámetros, obteniéndose en todos los casos unos mayores rendimientos cuanto mayor es la velocidad y conforme se aumenta el parámetro de avance.

3. Condiciones de periodicidad

En el caso de periodicidad, las hélices se encuentran girando en el mismo sentido. Se ha decidido calcular con los mismos dominios que en el caso de simetría, es decir, dominio de 3 diámetros y 5 diámetros, lo que deja una distancia entre puntas de pala de 2 y 4 diámetros respectivamente.

En el caso del C_T se observa como éste disminuye a medida que se aumenta el parámetro de avance en ambos dominios, siendo superior a mayores velocidades.

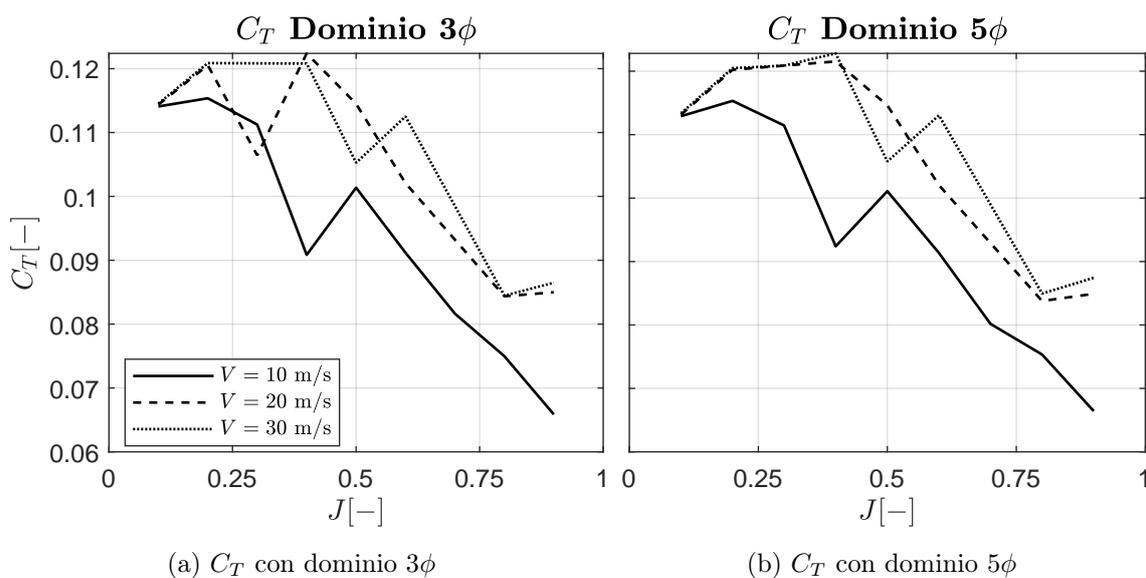


Figura 6.13: Estudio C_T en condiciones de periodicidad

Con el C_P , ambos dominios siguen también la misma tendencia, en este caso aumentan ligeramente a medida que se aumenta J .

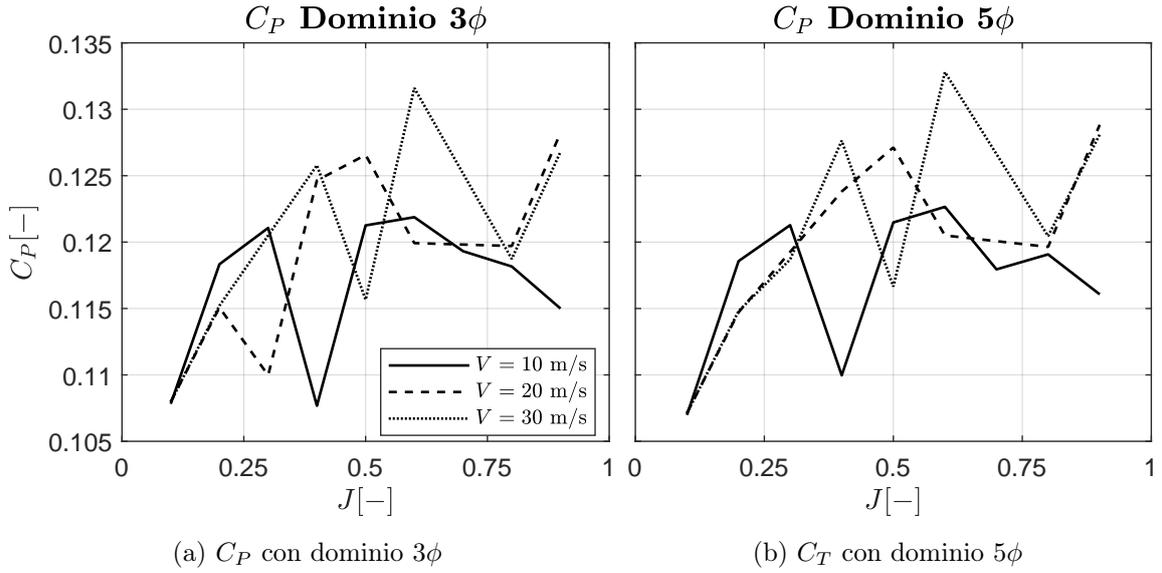


Figura 6.14: Estudio C_P en condiciones de periodicidad

En cuanto al rendimiento, al igual que ocurría anteriormente, se observa un mayor rendimiento propulsivo a mayores velocidades, para ambos dominios.

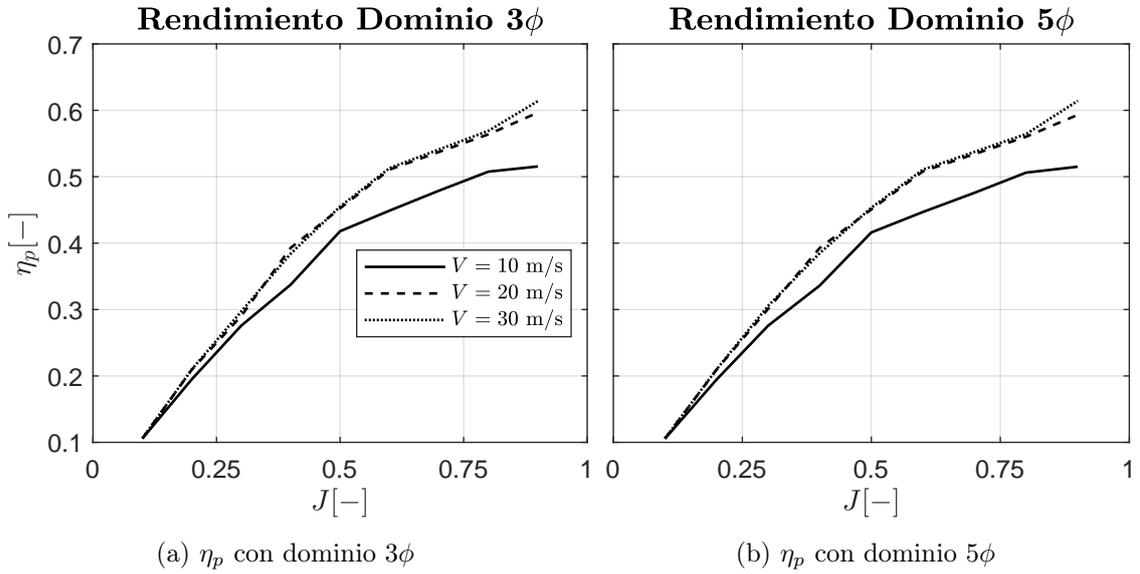


Figura 6.15: Estudio rendimiento propulsivo en condiciones de periodicidad

Aparentemente son resultados muy similares, por ello, al igual que en el caso de simetría, se calcula el caso extremo, es decir, el de dominio 1 diámetro, obteniéndose los siguientes resultados:

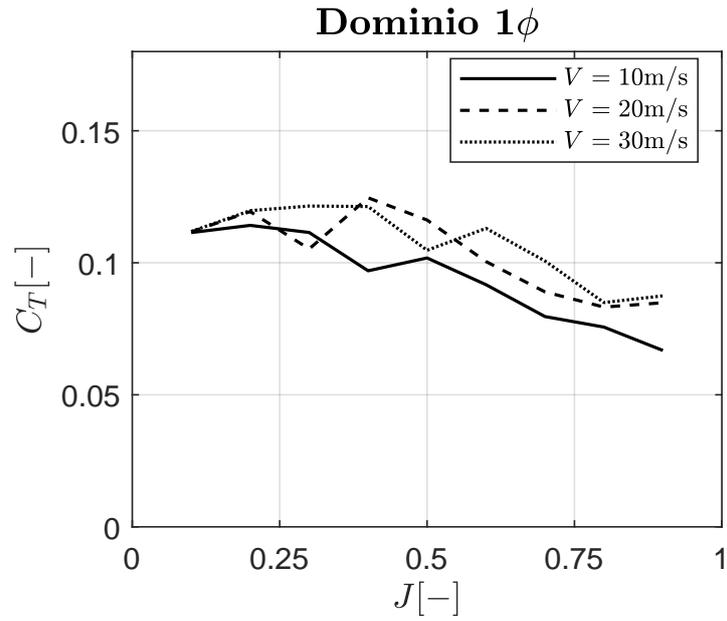


Figura 6.16: C_T en periodicidad dominio 1

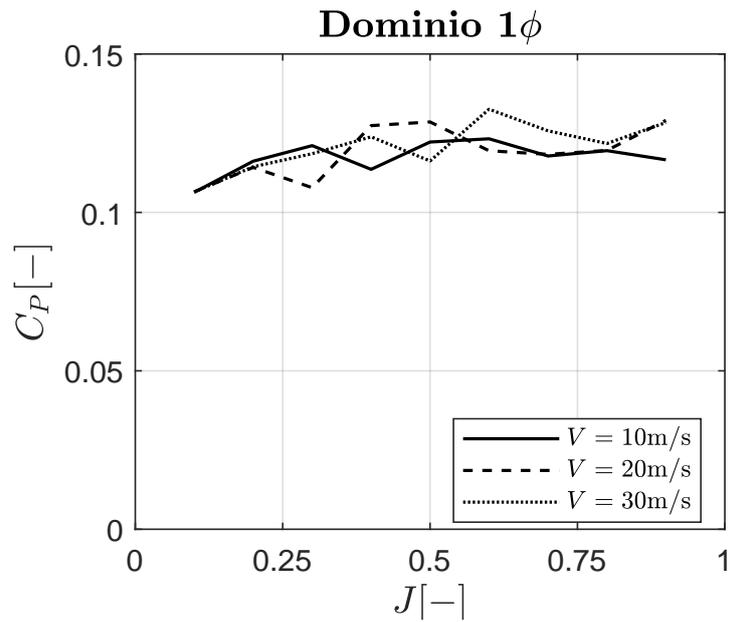


Figura 6.17: C_P en periodicidad dominio 1

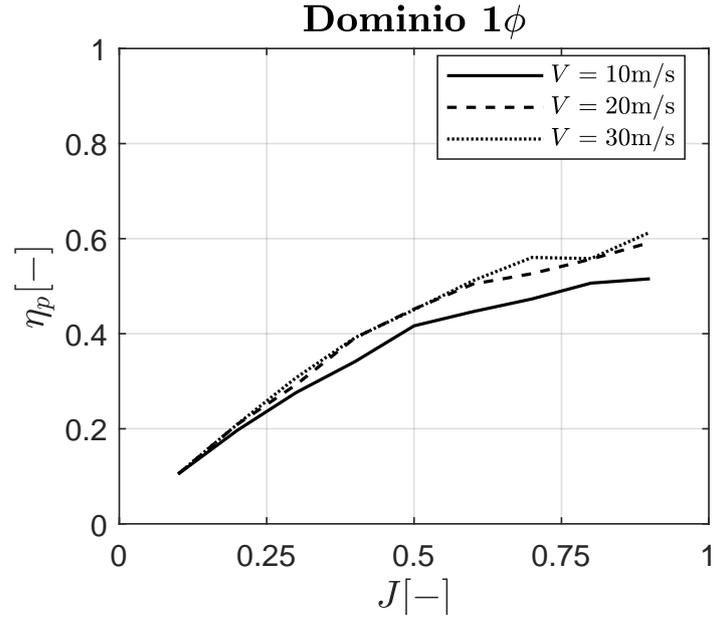


Figura 6.18: η_p en periodicidad dominio 1

Analizando las gráficas de dominio 1 diámetro, se observa que la tendencia de los tres parámetros es la misma que con dominios mayores. Aparentemente los resultados son muy similares, pero es conveniente analizarlos juntos. Por ello, teniendo todos los casos, resulta interesante superponer las gráficas de los tres casos para poder analizar más fácilmente las diferencias o similitudes entre los tres dominios.

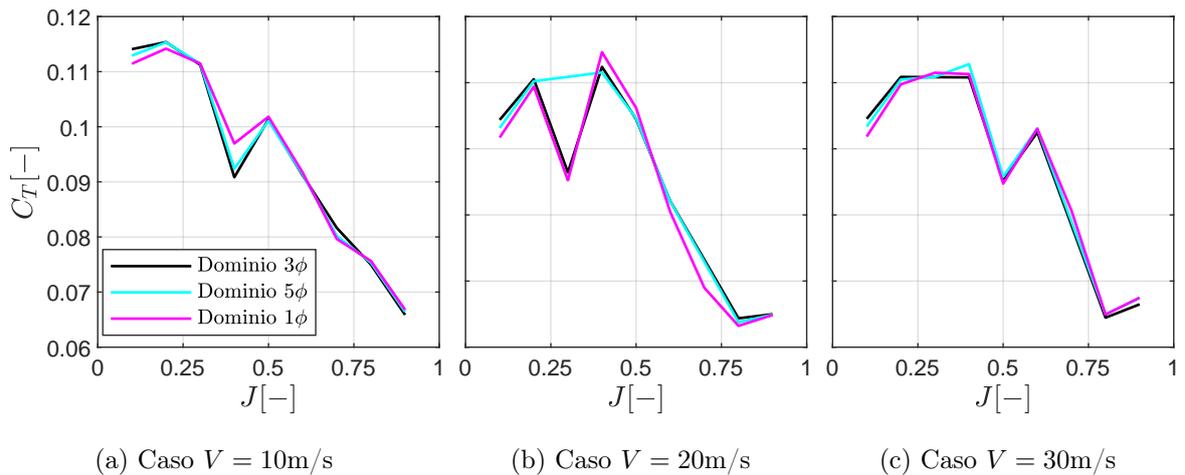


Figura 6.19: Comparación del C_T según dominios en periodicidad

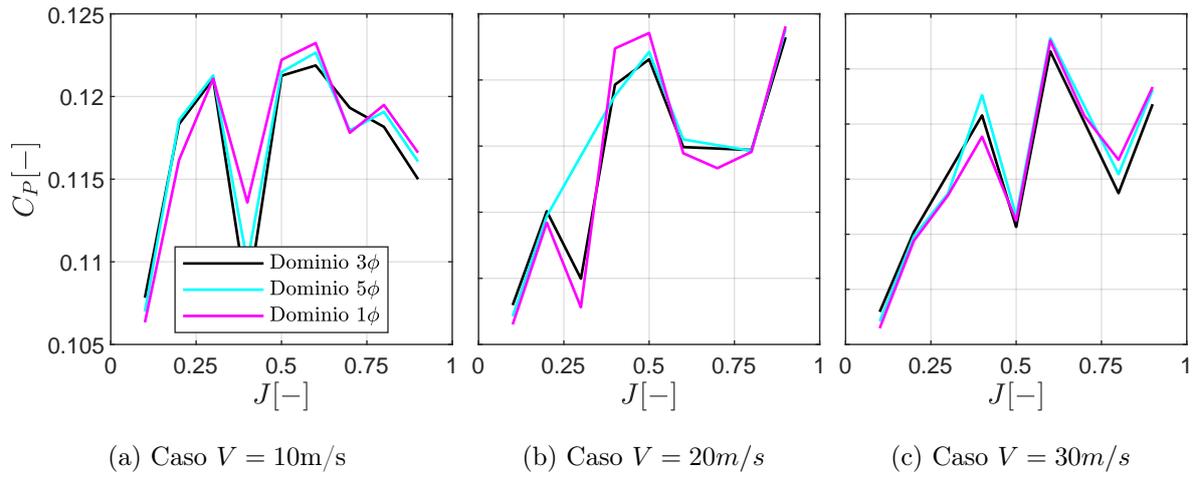


Figura 6.20: Comparación del C_P según dominios en periodicidad

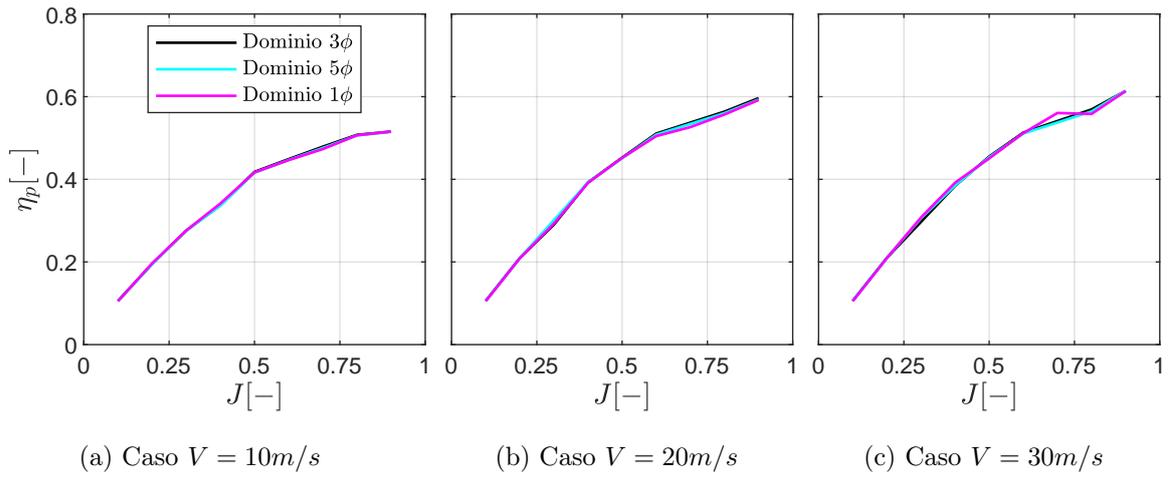


Figura 6.21: Comparación del η_p según dominios en periodicidad

Tras observar la Figura 6.19, Figura 6.20 y la Figura 6.21, no se observan diferencias entre los dominios, por lo que no influye tener las hélices a 2 o 4 diámetros entre ellas, o incluso una al lado de la otra. Se observa que incluso en el caso extremo (hélices pegadas) el rendimiento propulsivo se mantiene.

4. Comparaciones

Una vez se tienen todos los casos, es interesante compararlos entre ellos para poder analizar qué configuración es la más óptima. Por ello en primer lugar se realiza una comparación del caso de flujo libre tanto con el caso de simetría como con el caso de periodicidad. Posteriormente se realiza una comparación entre los casos de simetría y periodicidad para analizar la influencia de tener las hélices girando en el mismo sentido o en sentidos diferentes.

4.1. Flujo Libre con Simetría y Periodicidad

En primer lugar se realiza la comparación de los resultados de flujo libre con los de simetría en ambos dominios. Estos resultados se pueden ver en la Figura 6.22, la Figura 6.23 y en la Figura 6.24.

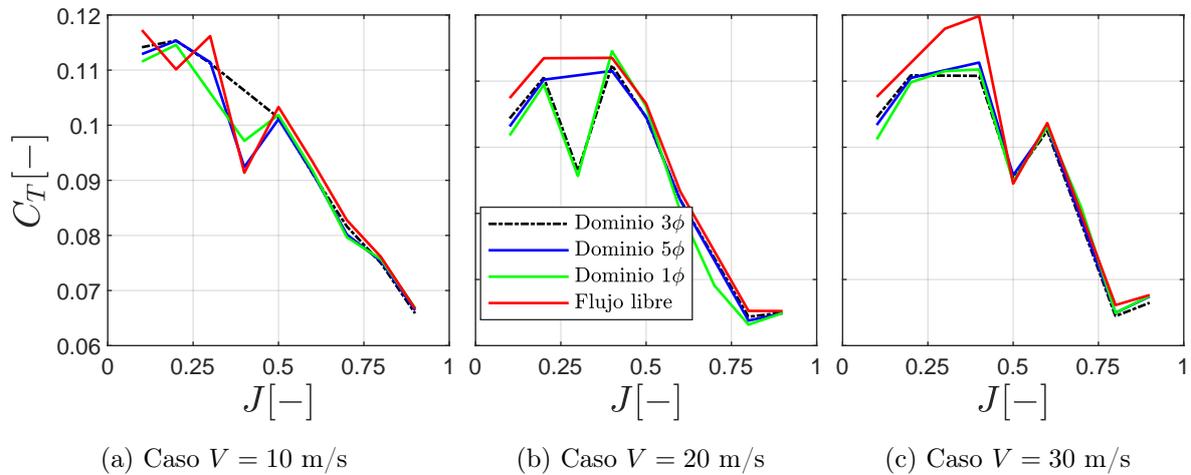


Figura 6.22: Comparación del C_T en flujo libre y simetría

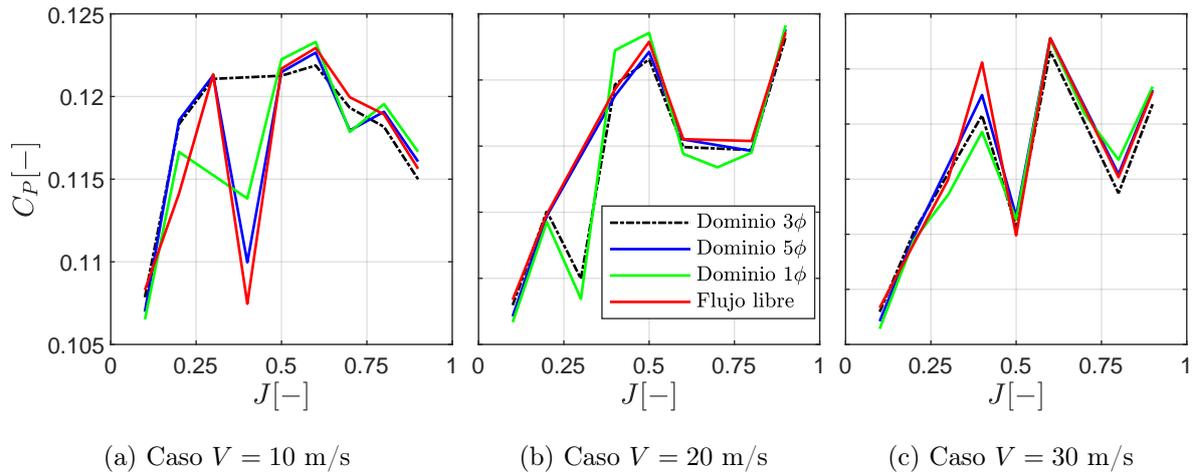


Figura 6.23: Comparación del C_P en flujo libre y simetría

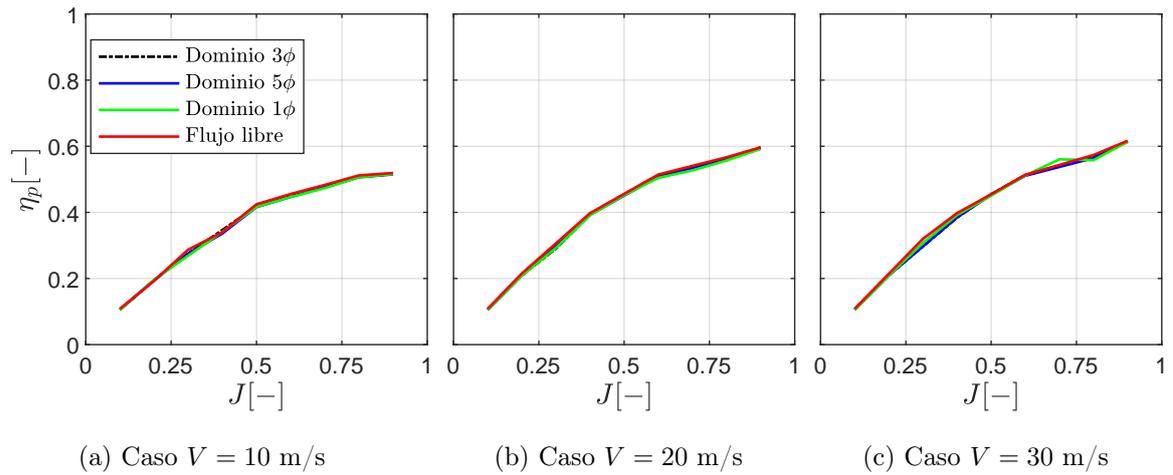


Figura 6.24: Comparación del η_P en flujo libre y simetría

Analizando todos los parámetros se observa que los resultados son iguales ya sea en flujo libre como en simetría en cualquiera de los dominios estudiados. Esto concuerda con la conclusión extraída en los casos de simetría, ya que se ve que no afecta tener las hélices más o menos cerca. Que los resultados de simetría sean iguales a los de flujo libre significa que tener hélices cerca no afecta a la aeronave, es decir, ésta mantendría su rendimiento.

A continuación, se realiza la comparación de los resultados de periodicidad con los de flujo libre:

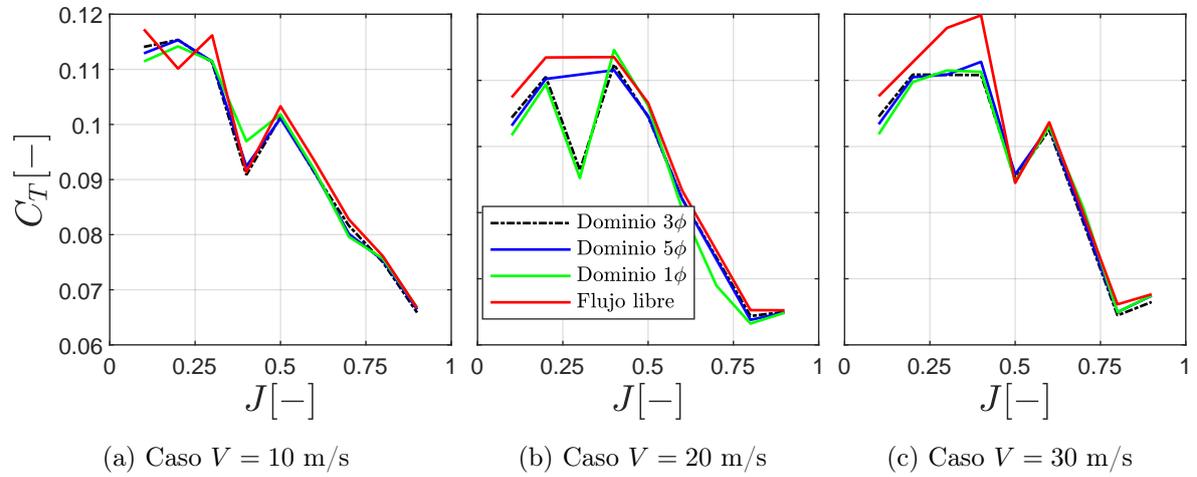


Figura 6.25: Comparación del C_T en flujo libre y periodicidad

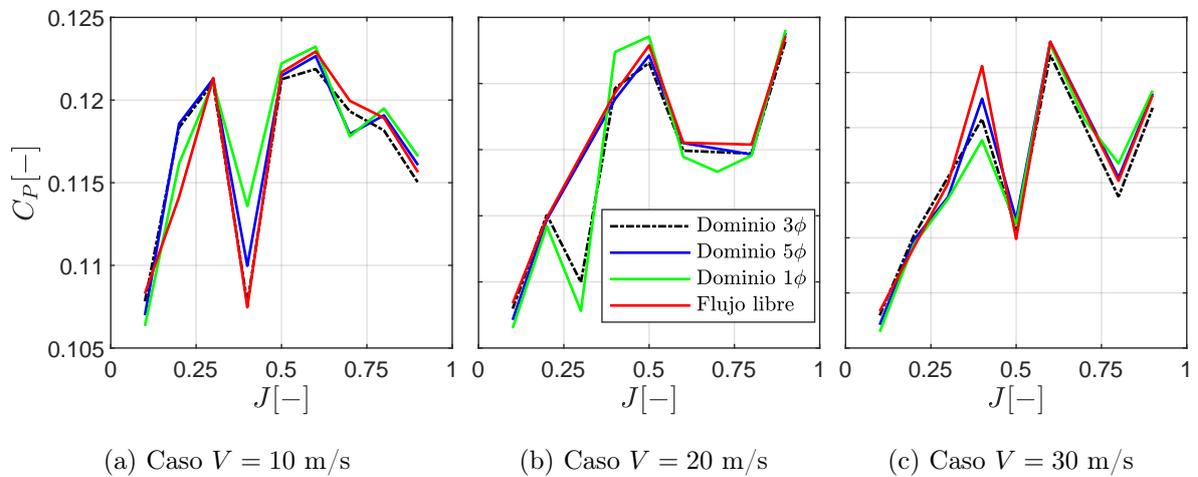


Figura 6.26: Comparación del C_P en flujo libre y periodicidad

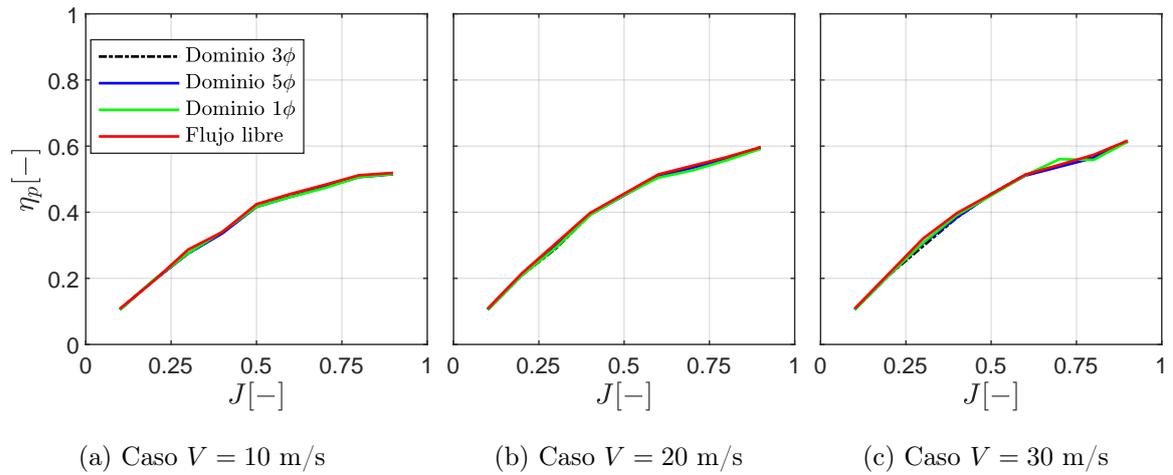


Figura 6.27: Comparación del η_P en flujo libre y periodicidad

Comparando los resultados de periodicidad con los de flujo libre, se llega a las mismas conclusiones que en la comparación del flujo libre con simetría. Todos los parámetros son idénticos, incluso variando el dominio, obteniéndose de igual manera, mayores rendimientos conforme se aumenta la velocidad. Es decir, no importa lo cerca que se encuentren las hélices girando en el mismo sentido, ya que los resultados serán los mismos.

4.2. Simetría y Periodicidad

En este caso se comparan los resultados obtenidos aplicando las condiciones de simetría con los resultados obtenidos con condiciones de periodicidad.

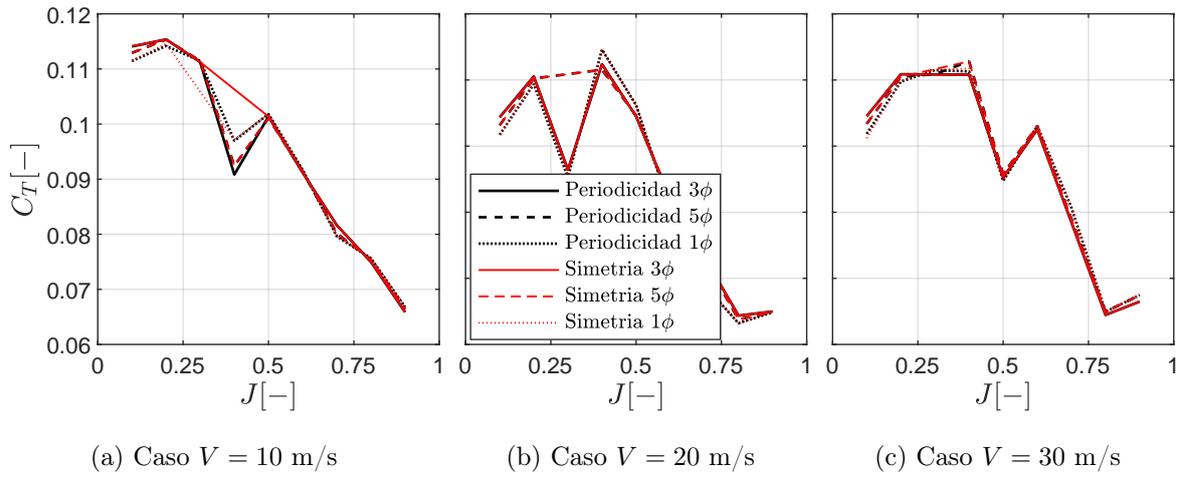


Figura 6.28: Comparación del C_T en simetría y periodicidad

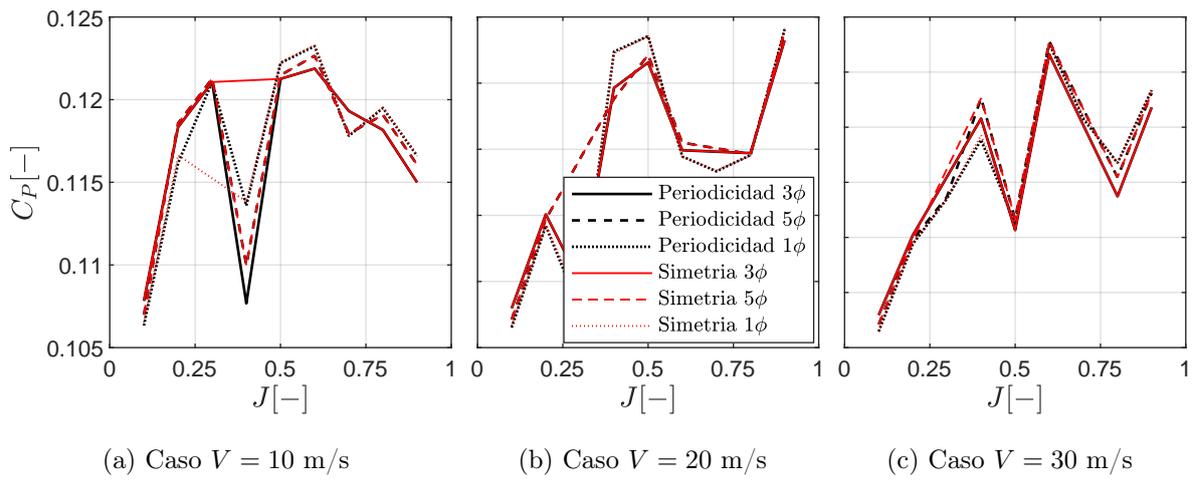


Figura 6.29: Comparación del C_P en simetría y periodicidad

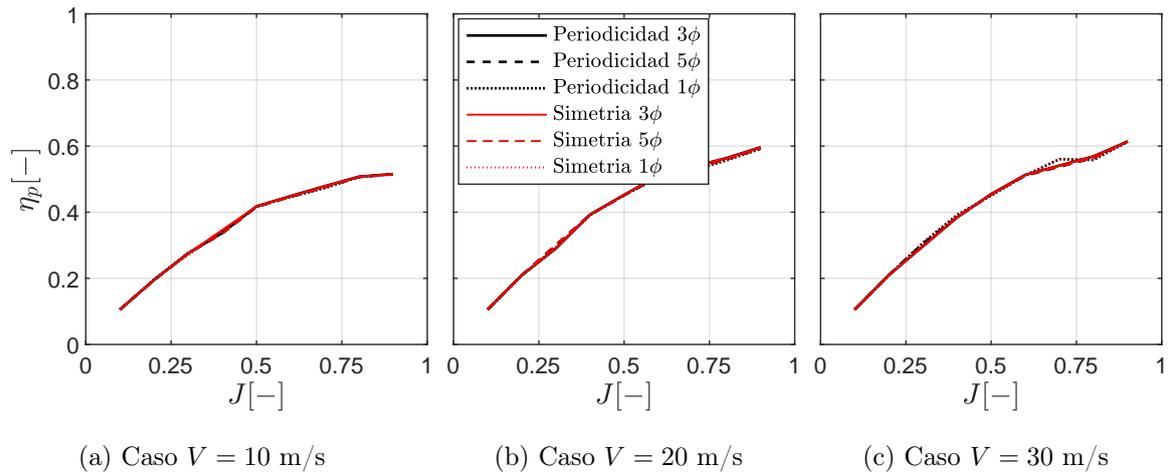


Figura 6.30: Comparación del η_P en simetría y periodicidad

En cuanto a la comparación de los resultados de simetría y periodicidad se observa que son idénticos en todos los parámetros. La tendencia del C_T es a disminuir conforme se aumenta el parámetro de avance y la del C_P a aumentar. De nuevo, se obtienen mayores rendimientos propulsivos cuanto mayor es la velocidad. Dado que no hay diferencia en los resultados, se concluye que no afecta el hecho de que las hélices se encuentren girando en el mismo o diferente sentido.

Para finalizar, se han recogido las diferencias entre los resultados de todos los casos (Tabla 6.1). En ella se puede ver que la máxima diferencia se da siempre en el caso en el que las hélices están más juntas, pero con una diferencia máxima del 0,51 %.

CASO	DISTANCIA	DIFERENCIA (%)
FLUJO LIBRE & SENTIDO CONTRARIO	1	0,5139
	3	0,4437
	5	0,3748
FLUJO LIBRE & MISMO SENTIDO	1	0,5050
	3	0,4431
	5	0,3748
SENTIDO CONTRARIO & MISMO SENTIDO	1	0,0088
	3	0,00061
	5	1,31078e-05

Tabla 6.1: Diferencias entre los resultados

Capítulo 7

Conclusiones

En un primer momento, antes de comenzar con el estudio, se pensaba que la influencia de las hélices conforme se disminuía la distancia entre ellas era importante. Sin embargo, después de analizar todos los resultados, se llega a la conclusión de que no es así. Tener las hélices más o menos separadas no afecta significativamente. Sin embargo, en el estudio se ha ido variando también la velocidad y el parámetro de avance, y en este caso si que se encuentran variaciones. En concreto, se observa que se obtienen mayores rendimientos a mayores velocidades, llegando a obtener rendimientos entorno al 60 %, para los parámetros de avance más elevados.

Por otra parte, se observa que no influye que las hélices se encuentren girando en sentidos iguales o diferentes, ya que los resultados obtenidos son los mismos, manteniendo la misma tendencia conforme se aumenta tanto la velocidad como el parámetro de avance.

Estos resultados permitirían situar tantas hélices como la envergadura alar del dron lo permita, obteniéndose así la potencia que se requiera, sin que tener hélices muy cerca afecte al rendimiento de la aeronave.

Sin embargo, es importante ser conscientes de que es posible que la forma de modelar el disco actuador no sea del todo precisa y esto esté afectando a los resultados. Sería interesante un posterior estudio mejorando el modelado del disco actuador para así poder comparar los resultados.

1. Trabajo futuro

La propulsión eléctrica distribuida es una tecnología que aún está en desarrollo, por lo que este estudio puede verse mejorado por futuros descubrimientos acerca de este tipo de propulsión en aeronaves no tripuladas.

Al tratarse de una tecnología que utiliza la energía eléctrica, cabe esperar un gran auge en los próximos años, debido a las restricciones en las emisiones para intentar minimizar el calentamiento global. Esto es un factor clave que hace que numerosos países se encuentren investigando este tipo de aeronaves, incluso a nivel militar, ya que además de reducir la contaminación se reduciría el riesgo que corren los pilotos en ciertas misiones.

Además, debido a los resultados de este trabajo, sería conveniente un posterior estudio de la propulsión distribuida pero teniendo las hélices decaladas. Es este caso es de esperar que los resultados varíen significativamente, puesto que una de las hélices estaría ingiriendo la estela de la otra.

Parte II

Pliego de condiciones

Capítulo 8

Pliego de condiciones

En este capítulo se exponen las condiciones de trabajo si el proyecto explicado anteriormente se llevara a cabo. Concretamente se detallan las condiciones técnicas y humanas (laborales).

Además, se debe tener en cuenta la normativa en un puesto de trabajo, regulado por ley (Ley 31/1995, de 8 de noviembre [34]). En esta ley se pueden encontrar las normas a seguir para proteger la seguridad y la salud en el trabajo, así como los derechos y obligaciones para garantizar las mismas.

Adicionalmente hay que tener en cuenta la situación sanitaria actual debido a la Covid-19.

1. Condiciones técnicas

Los equipos físicos que se han usado para realizar el proyecto son:

- Ordenador portátil LENOVO:
 - Fabricante: LENOVO
 - Sistema operativo: Windows 10
 - Modelo: ThinkPad E570
 - Procesador: Intel Core i7-7500U

- Memoria: 8GB de RAM
 - Almacenamiento interno: 1TB
 - Tarjeta gráfica: NVIDIA GeForce GTX 950M
 - Ratón inalámbrico HP
- Ordenador de sobremesa HP:
 - Fabricante: HP
 - Sistema operativo: Windows 10
 - Modelo: HP Pavilion All in one
 - Procesador: Intel Core i7-9700T
 - Memoria: 16 GB de RAM
 - Almacenamiento interno: 1TB
 - Tarjeta gráfica: NVIDIA GeForce GTX 1050
 - Ratón inalámbrico HP

Además del equipo mencionado, también se ha hecho uso de diferentes *softwares*, tal y como se ha ido mencionando a lo largo del proyecto. Concretamente se ha hecho uso del STAR-CCM+ (versión 15.02.007), de MATLAB R2021a, del paquete de *Office* y del programa *Overleaf* (versión online de LaTeX) para la redacción.

2. Condiciones laborales

Las condiciones en las que un trabajador realiza un proyecto, afectan tanto a su salud como a la correcta realización de dicho proyecto. Es por ello, que tal y como se ha mencionado anteriormente, estas condiciones están reguladas por ley.

En el Real Decreto 488/1997, de 14 de abril se pueden encontrar las disposiciones mínimas de seguridad y salud relativas al trabajo con equipos que incluyen pantallas de visualización [35].

Las disposiciones que deben darse se pueden dividir en 3 grandes grupos: equipo, entorno e interconexión ordenador/persona.

- Equipo: En cuanto al equipo, éste no debe ser un riesgo para la persona. Por ello, los caracteres que aparezcan en la pantalla deberán tener una dimensión suficiente. Además, las imágenes que aparezcan en la pantalla deberán ser estables, evitando centelleos o destellos. Esta pantalla deberá ser regulable en posición para adaptarse a las condiciones personales del trabajador. En cuanto al teclado, éste deberá ser adaptable para evitar problemas como puede ser la tendinitis. Además, deberá haber un espacio en la mesa de trabajo que permita apoyar los brazos y las manos. Por otra parte, la superficie de trabajo o mesa deberá ser poco reflectante y tener un tamaño suficiente como para poder situar los elementos mencionados anteriormente con comodidad, así como para poder tener algún otro accesorio como papel y bolígrafo para anotar. Por último, el asiento de trabajo deberá ser estable y proporcionar una correcta postura. Por ello, su altura deberá ser regulable al igual que su respaldo.
- Entorno: Tal y como se ha mencionado en el apartado de equipo, el puesto de trabajo deberá tener las dimensiones suficientes para permitir los movimientos del trabajador. En lo que refiere a la iluminación, deberá existir la iluminación general y la iluminación especial cuando sea necesaria que garanticen unos niveles de iluminación adecuados y que se adecuen a la iluminación de la pantalla de trabajo. Cabe destacar que será importante aprovechar la máxima luz natural posible. Aunque la luz natural va a ser importante, los puestos de trabajo deberán situarse de manera que no aparezcan reflejos en la pantalla. Por otra parte, hay que tener en cuenta el ruido y el calor que desprenden los equipos, ya que pueden afectar al trabajador. Además, se debe mantener un nivel de humedad adecuado, ya que en algunas ciudades el nivel de humedad es mucho más elevado (como es el caso de Valencia). Por último, se debe tratar de reducir las emisiones de radiación que pueden perjudicar a la seguridad y salud de los trabajadores.
- Interconexión ordenador/persona: en cuanto al programa que se utilice, éste deberá fácil de utilizar y se deberá adaptar a los conocimientos del trabajador. Además, todos los sistemas tendrán que dar indicaciones a los trabajadores sobre el desarrollo,

así como mostrar la información en un formato adecuado.

3. Medidas Covid-19

La aparición de la Covid-19 ha añadido medidas de seguridad en el entorno laboral para evitar así el contagio [36] [37].

En primer lugar, la empresa deberá encargarse de tomar las medidas necesarias en caso de que un trabajador esté contagiado e informar a todo aquel que haya podido estar en contacto con dicho trabajador y por lo tanto que haya estado expuesto al virus. De esta manera estas personas se pondrán en aislamiento hasta que no haya peligro.

Para evitar este contagio se deben adoptar diferentes medidas. Se puede organizar el trabajo para que haya el menor número de personas trabajando al mismo tiempo, y de esta manera reducir el contacto. Además, debe haber una buena ventilación, así como una limpieza frecuente de las superficies y objetos, y el uso de mascarillas es obligatorio.

Por otra parte, se debe garantizar la distancia de seguridad de 1,5m entre los puestos de trabajo. Si es posible, se fomentará el teletrabajo para las actividades que lo permitan.

Además, cabe destacar que se ha seguido toda la normativa marcada por la UPV, que engloba todo lo mencionado anteriormente, tanto las medidas de higiene como en lo que respecta al puesto de trabajo [38].

Parte III

Presupuesto

Capítulo 9

Presupuesto

En este capítulo se pretende realizar un presupuesto de lo que supondría realizar el proyecto *Estudio computacional de hélices para propulsión eléctrica distribuida en aeronaves pilotadas remotamente*. Para ello se van a tener en cuenta todos los costes asociados a la realización del mismo, incluyendo al personal, los equipos utilizados, los recursos que son necesarios, etc. Adicionalmente, se realiza un presupuesto de la huella de carbono de este proyecto, el cual es muy interesante en la actualidad.

1. Presupuesto económico

1.1. Coste del personal

Para la realización del proyecto, es necesario el trabajo de tres personas, el tutor, un colaborador y el propio alumno. En este apartado se detalla el coste que supondría pagar el sueldo a cada uno de ellos por las horas dedicadas.

Tutor

La retribución que recibe un profesor, en este caso del CMT, trabajando 40 horas semanales es de 18,27€/h, a lo que hay que sumarle las cuotas de la seguridad social. Teniendo esto en cuenta, se queda en 24€/h.

Colaborador

La retribución de un colaborador del CMT, es de 7,68€/h, a lo que sumándole las cuotas de la seguridad social se queda en 10€/h.

Alumno

Suponiendo al alumno como un ingeniero aeroespacial recién titulado, el sueldo anual sería de 21700€[39]. Si está contratado 40 horas semanales, la hora sale a 10,5€/h, a lo que si se le suman los costes de seguridad social, acaban siendo 13,8€/h.

Teniendo en cual las horas de trabajo de cada uno de ellos, el coste total se recoge en la Tabla 9.1:

Concepto	Coste unitario	Cantidad	Total
Ingeniero recién titulado	13,8€/h	400h	5520€
Ingeniero con experiencia (tutor)	24€/h	30h	720€
Ingeniero con experiencia (colaborador)	10€/h	15h	150€
			6390€

Tabla 9.1: Costes de personal

1.2. Coste computacional

Tal y como se ha comentado a lo largo del trabajo, para la realización de este proyecto es necesario emplear diversos programas, cada uno de ellos con su respectiva licencia. Estas licencias tienen un coste el cual se detalla a a continuación:

- STAR-CCM+: Una licencia anual cuesta 20000€, y con ella se pueden usar 20 licencias simultáneamente. En este caso se ha hecho uso de dos licencias, que suponen un coste anual de 2000€. El coste por hora resulta:

$$Coste_{STAR-CCM+} = \frac{2000}{365 \cdot 24} = 0,228€/h \quad (9.1)$$

- MATLAB: Según la página oficial de *Math Works* [40], el coste de una licencia anual sería de 800€. Por lo tanto, el coste por hora sería:

$$Coste_{Matlab} = \frac{800}{365 \cdot 24} = 0,09€/h \quad (9.2)$$

- Microsoft Office: El precio del paquete de Microsoft Office 365 es de 69€ al año [41]. Por lo tanto, el coste por hora sería:

$$Coste_{Office} = \frac{69}{365 \cdot 24} = 0,007€/h \quad (9.3)$$

Concepto	Coste unitario	Cantidad	Total
STAR-CCM+	0,228€/h	900h	205,2€
MATLAB	0,09€/h	800h	72€
Microsoft Office	0,007€/h	300h	2,1€
			279,3€

Tabla 9.2: Coste computacional

1.3. Coste equipos

En este apartado se calcula el coste de amortización de los dos ordenadores utilizados.

El ordenador portátil Lenovo tiene un precio de compra de 1200 € y el ordenador HP de 1400 €, lo que hace un total de 2600€. Teniendo en cuenta que se amortizan a los 4 años, el precio por año es de 650 €, y el coste por hora de 0,0742€/h.

$$Coste_{ordenadores} = \frac{650}{365 \cdot 24} = 0,0742€/h \quad (9.4)$$

Teniendo en cuenta que se han utilizado durante aproximadamente 1000 horas, el coste que resulta de usar estos equipos se recoge en la Tabla 9.3:

Concepto	Coste unitario	Cantidad	Total
Equipos	0,0742€/h	1000h	74,2€

Tabla 9.3: Coste equipos

1.4. Otros costes

Además de los costes que ya se han detallado anteriormente, también hay que tener en cuenta el coste de la electricidad y el coste de materiales fungibles que se han empleado. Para el caso de la electricidad, se realiza una estimación del precio de la luz [42] teniendo en cuenta los horarios de trabajo (de 08.00h-14.00h y de 16.00h-20.00h), obteniéndose un precio medio de 0,198€/kWh. En el caso de los materiales fungibles (papel, bolígrafos, etc) se estima que han supuesto un coste de 5€.

Concepto	Coste unitario	Cantidad	Total
Electricidad	0,198€/kWh	1000 h	198€
Material fungible	[-]	[-]	5€
			203€

Tabla 9.4: Otros costes

1.5. Total

Teniendo en cuenta todos los costes detallados anteriormente, se llega a un coste total de 6696,5€. Sin embargo, hay que tener en cuenta los posibles sobrecostes que se pueden dar durante la realización del proyecto. En el marco de la UPV estos sobrecostes son del 50%. Estos sobrecostes pueden incluir al personal de limpieza, imprevistos en los apartados anteriores, etc.(Tabla 9.5).

Concepto	Total
Coste Personal	6390€
Coste Computacional	279,3€
Coste equipos	74,2€
Otros costes	203€
Total sin sobrecostes	6696,5€
Total con sobrecostes	10044,75€
Beneficio Bruto	502,24€
Impuesto de sociedades	125,56€
Beneficio Neto	376,68€
Total (Neto)	10546,99€
Total (con IVA)	12761,86€

Tabla 9.5: Suma de costes

Una vez se tiene el total con los sobrecostes, se calcula el beneficio. Se escoge un margen de un 5 % porque es el margen con el que se trabaja en la industria aeroespacial. Sobre estos beneficios se calcula el impuesto de sociedades, que suponiendo que se trate de una empresa ya formada, es del 25 %. Con todo ello, se llega a un total de 10546,99€, a lo que aún se le debe sumar el 21 % de IVA. Con todo esto, el coste total del proyecto es de 12761,86€

El coste total del proyecto es de

DOCE MIL SETECIENTOS SESENTA Y UN EUROS CON OCHENTA Y SEIS CÉNTIMOS

El beneficio neto de este proyecto sería de

TRESCIENTOS SETENTA Y SEIS EUROS CON SESENTA Y OCHO CÉNTIMOS

2. Presupuesto de carbono

Además del presupuesto económico (Sección 1) es conveniente realizar un presupuesto sobre la huella de carbono.

El presupuesto de la huella de carbono mide el impacto ecológico que tendría llevar a cabo el proyecto. La huella de carbono son las emisiones de carbono que se dejan en la Tierra, es decir, el conjunto de gases de efecto invernadero que se generan [43]. Hoy en día, resulta muy importante tratar de reducir las emisiones de CO_2 y es por ello que es necesario controlar lo que se emite con el fin de minimizar el impacto medioambiental.

Esta huella de carbono se calcula traduciendo la actividad del proyecto a cantidad de emisiones de CO_2 . En el caso de este proyecto, se tendrá en cuenta la electricidad usada y la amortización de los equipos utilizados.

En primer lugar se estima el consumo eléctrico por parte de los dos ordenadores empleados. Se estima que ambos ordenadores consumen en total 800kW, y según la plataforma *ceroco2.org*[44], cada kW de electricidad produce 0.41kg de CO_2 , lo que supone una emisión de 328kg. Además, se calcula la emisión por parte del consumo eléctrico de luz, quitando la parte consumida por los ordenadores. Se estima que se consumen 200kW, lo que supone una emisión de 82kg de CO_2 . Estas emisiones se recogen más claramente en la tabla:

Concepto	kg de CO_2	t de CO_2
Equipos	328	0,328
Electricidad	82	0,082
TOTAL	410	0,41

Tabla 9.6: Emisiones de carbono

Como se puede observar, la mayor parte de las emisiones viene del consumo de los equipos, ya que además han sido los que han estado un mayor tiempo en funcionamiento,

dado que se trata de aprovechar la luz natural para minimizar así el gasto de luz.

Aunque es un cálculo aproximado, es importante realizarlo para intentar tomar conciencia de lo que nuestras acciones provocan al medio ambiente e intentar así cambiar algunos de nuestros hábitos con tal de intentar colaborar a minimizar el impacto medioambiental de los seres humanos sobre el cambio climático.

Capítulo 10

Bibliografía

- [1] Kettering bug. URL: https://en.wikipedia.org/wiki/Kettering_Bug.
- [2] Hyun Dae Kim. Distributed propulsion vehicles. URL: <https://ntrs.nasa.gov/api/citations/20100036222/downloads/20100036222.pdf>.
- [3] Álvaro Cuerva Tejero; José Luis Espino Granado; Óscar López García; José Meseguer Ruiz; Ángel Sanz Andrés. *Teoría de los Helicópteros*. 2^a edition.
- [4] Pedro Martí Gómez-Aldaraví. *Introducción al CFD*. UPV.
- [5] Ramón Estruch Francés. Desarrollo de una metodología de análisis del microemplazamiento de parques eólicos mediante técnicas cfd. TFG. URL: https://riunet.upv.es/bitstream/handle/10251/88630/21800886_TFG_15046990087729195630034968917076.pdf?sequence=2.
- [6] Nancy Hall. Guide to propulsion. URL: <https://www.grc.nasa.gov/www/k-12/airplane/bgp.html>.
- [7] Engines propulsion systems. URL: <https://www.unmannedsystemstechnology.com/category/supplier-directory/propulsion-power/uav-engines-propulsion-systems/>.
- [8] A brief history of drones: The remote controlled unmanned aerial vehicles (uavs), 2020. URL: <https://interestingengineering.com/a-brief-history-of-drones-the-remote-controlled-unmanned-aerial-vehicles-uavs#>:

- [20] Navier stokes equations. URL: <https://www.grc.nasa.gov/www/k-12/airplane/nseqs.html>.
- [21] Wangda Zuo. Introduction of computational fluid dynamics. URL: http://wwwmayr.informatik.tu-muenchen.de/konferenzen/Jass05/courses/2/Zuo/Zuo_paper.pdf.
- [22] Simon P. Neill and M. Reza Hashemi. *Fundamentals of Ocean Renewable Energy*. 2018.
- [23] Finite volume method (fvm). URL: <https://www.sciencedirect.com/topics/engineering/finite-volume-method>.
- [24] Xuesong Gao and Wei Zhang. Application of cfd tools.
- [25] A spectral element method for computational fluid dynamics with its applications. URL: <https://www.brown.edu/campus-life/events/joint-dynamics-seminar/spectral-element-method-computational-fluid-dynamics-its-applications>.
- [26] Boundary element method. URL: <https://www.sciencedirect.com/topics/engineering/boundary-element-method>.
- [27] Luis Miguel García-Cuevas González; Antonio Gil Megías; Roberto Navarro García; Pedro Manuel Quintero Igeño. Mecánica de fluidos computacional: tipos de mallas y calidad del mallado. URL: <https://riunet.upv.es/bitstream/handle/10251/146219/García-Cuevas;Gil;Navarro-Mecánicadefluidoscomputacional:tiposdemallasycalidaddelmall....pdf?sequence=1>.
- [28] Ideal gas law. URL: https://www.engineeringtoolbox.com/ideal-gas-law-d_157.html.
- [29] Gustavo Richmond Navarro. Modelos de turbulencia introductorio. URL: https://www.tec.ac.cr/sites/default/files/media/doc/modelos_de_turbulencia_introductorio.pdf.
- [30] Condiciones iniciales y de contorno. URL: <https://www2.uned.es/ing-fluidos/IntroMF/node94.html>.

- [31] H K Versteeg and W Malalasekera. An introduction to computational fluid dynamics. URL: http://ftp.demec.ufpr.br/disciplinas/TM702/Versteeg_Malalasekera_2ed.pdf.
- [32] Noel Raúl Talave Campillo. Sobre los efectos de la propulsión distribuida en el diseño de rpas de menos de 25kg de mtow. Master's thesis, 2021.
- [33] SIEMENS. *Ayuda de STAR CCM+*.
- [34] Gobierno de España. Ley 31/1995, de 8 de noviembre, de prevención de riesgos laborales. URL: <https://www.boe.es/buscar/pdf/1995/BOE-A-1995-24292-consolidado.pdf>.
- [35] Gobierno de España. Real decreto 488/1997, de 14 de abril, sobre disposiciones mínimas de seguridad y salud relativas al trabajo con equipos que incluyen pantallas de visualización. URL: <https://www.boe.es/buscar/pdf/1997/BOE-A-1997-8671-consolidado.pdf>.
- [36] Gobierno de España. Guía para la actuación en el ámbito laboral en relación al nuevo coronavirus. URL: https://www.mites.gob.es/ficheros/ministerio/inicio_destacados/Gua_Definitiva.pdf.
- [37] Gobierno de España. Procedimiento de actuación para los servicios de prevención de riesgos laborales frente a la exposición al sars-cov-2. URL: https://www.mscbs.gob.es/profesionales/saludPublica/ccayes/alertasActual/nCov/documentos/Proteccion_Trabajadores_SARS-CoV-2.pdf.
- [38] Normativa upv covid-19. URL: <http://www.upv.es/entidades/SJ/info/1104085normalc.html>.
- [39] Salario de un ingeniero aeronáutico. URL: <https://www.jobted.es/salario/ingeniero-aeronautico>.
- [40] Licencia matlab. URL: <https://es.mathworks.com/pricing-licensing.html>.
- [41] Licencia microsoft 365. URL: <https://www.microsoft.com/es-es/microsoft-365/buy/compare-all-microsoft-365-products?tab=1&rtc=1>.

- [42] Precio del kwh en el mercado regulado. URL: <https://tarifasgasluz.com/comparador/precio-kwh>.
- [43] Grupo ACMS Consultors. Presupuesto huella de carbono. URL: <https://www.grupoacms.com/huella-carbono.php>.
- [44] Cero co2. URL: <https://ceroco2.org/>.