



UNIVERSITAT  
POLITÈCNICA  
DE VALÈNCIA



UNIVERSITAT POLITÈCNICA DE VALÈNCIA

Escuela Técnica Superior de Ingeniería del Diseño

Análisis mediante mecánica de fluidos computacional y  
teoría de elemento de pala de rotores de pequeño tamaño

Trabajo Fin de Grado

Grado en Ingeniería Aeroespacial

AUTOR/A: Jiménez Ortolà, Josep

Tutor/a: Quintero Igeño, Pedro Manuel

CURSO ACADÉMICO: 2021/2022



UNIVERSITAT  
POLITÈCNICA  
DE VALÈNCIA



---

UNIVERSIDAD POLITÉCNICA DE VALENCIA

ESCUELA TÉCNICA SUPERIOR DE INGENIERÍA DEL DISEÑO

INSTITUTO CMT - MOTORES TÉRMICOS

---

ANÁLISIS MEDIANTE MECÁNICA DE FLUIDOS  
COMPUTACIONAL Y TEORÍA DE ELEMENTO DE  
PALA DE ROTORES DE PEQUEÑO TAMAÑO

---

TRABAJO FINAL DE GRADO

GRADO EN INGENIERÍA AEROESPACIAL

*Autor:*  
Jiménez Ortola, Josep

*Tutor:*  
Dr. Quintero Igeño, Pedro Manuel

2 de julio de 2022



## Resumen

En el estudio se analiza el comportamiento de la hélice de un UAV de pequeño tamaño para todo su rango de funcionamiento. El objetivo principal es la obtención de los mapas de funcionamiento de la pala en diferentes condiciones de vuelo, estudiando el vuelo en avance axial, vuelo a punto fijo, y el efecto suelo. Los resultados de mecánica de fluidos computacional serán comparados con la Teoría de Elemento de Pala, que permite disminuir el coste computacional significativamente y puede, por tanto, ser utilizada en fases de diseño. En particular, se realizarán comparaciones entre diferentes geometrías estudiando como afecta la misma en el rango de funcionamiento de la hélice. Al mismo tiempo, se analizan las diferencias en comportamiento para hélices con diferentes números de palas. Las simulaciones requeridas serán realizadas mediante el uso del *software* comercial SimCenter Star CCM+ de Siemens y un código propio de Teoría de Elemento de Pala.

**Palabras clave:** rotor, pala, teoría de elemento de pala, mecánica de fluidos computacional, CFD, BEMT.

## Resum

L'estudi tracta l'anàlisi del comportament d'una hèlice de dron de xicotet tamany, per a tot el rang de funcionament del dispositiu. L'objectiu és l'obtenció dels mapes de funcionament de la pala en diferents condicions de vol, estudiant el vol en avanç axial, vol a punt fixe, i l'efecte sol. Els resultats de mecànica de fluids computacional seran comparats amb la Teoria d'Element de Pala, el que permet reduir el cost computacional significativament i pot, per tant, ser utilitzada en fases de disseny. En particular, es realitzarà comparacions entre diferents geometries estudiant com afecta la mateixa en el rang de funcionament de l'hèlice. Al mateix temps, s'analitzen les diferències de comportament per a hèlices amb diferent nombre de pales. Les simulacions necessitades seran realitzades mitjançant l'ús del *software* comercial SimCenter Star CCM+ de Siemens i un codi propi de Teoria d'Element de Pala.

**Paraules clau:** rotor, pala, teoria d'element de pala, mecànica de fluids computacional, CFD, BEMT.

## Abstract

The study analyses the behaviour of the propeller of a small-sized UAV for its entire operating range. The main objective is to obtain the performance maps of the blade in different flight conditions, studying axial flight, static flight, and ground effect. The computational fluid mechanics results will be compared with the Blade Element Theory, which allows the computational cost to be significantly reduced and can therefore be used in design phases. In particular, comparisons will be made between different geometries, analysing, at the same time, the differences in behaviour for propellers with different numbers of blades. The required simulations will be carried out using the commercial software SimCenter Star CCM+ from Siemens and a proprietary Blade Element Theory code.

**Key words:** rotor, blade, blade element theory, computational fluid dynamics, CFD, BEMT.



## *Agradecimientos*

A la meua família, els meus pares i la meua germana, per ajudar-me durant tots aquests anys, per la paciència que han tingut en mi i per tota la confiança que heu tingut en mi en tot moment. Gràcies per mostrar-me el camí de l'esforç i la persistència.

A mi tutor, Pedro Manuel Quintero, por la confianza mostrada para contar conmigo para este proyecto y ayudarme en todo lo que he necesitado.

A Andrés Cremades, por su ayuda constante, su paciencia y responder todas mis dudas, por absurdas que pudiesen parecer.



# Índice general

<b>1. Introducción.</b>	<b>1</b>
1.1. Motivación . . . . .	2
1.2. Estado del arte . . . . .	3
1.3. Clasificación de drones según método de sustentación . . . . .	6
1.4. Drones multirotor . . . . .	7
1.4.1. Tricópteros . . . . .	7
1.4.2. Cuadricópteros . . . . .	8
1.4.3. Hexacópteros . . . . .	9
1.4.4. Octocópteros . . . . .	9
1.4.5. Coaxiales . . . . .	9
1.5. Drones multirotor: Motor y hélice . . . . .	10
1.5.1. Motores . . . . .	10
1.5.2. Hélice . . . . .	11
1.6. Objetivos . . . . .	12
<b>2. Fundamentos Teóricos.</b>	<b>14</b>
2.1. Perfiles aerodinámicos . . . . .	15
2.1.1. Sustentación . . . . .	16
2.1.2. Resistencia . . . . .	16
2.1.3. Coeficientes adimensionales en un perfil aerodinámico . . . . .	16
2.2. Teoría de Cantidad de Movimiento . . . . .	17
2.2.1. Vuelo a punto fijo . . . . .	20
2.2.2. Efecto suelo . . . . .	21
2.3. Teoría de Elemento de Pala . . . . .	23
2.4. Combinación de TCM y TEP: BEM . . . . .	26
2.4.1. Influencia de la punta de pala . . . . .	26
2.4.2. Rotor de torsión ideal . . . . .	27
2.4.3. Rotor óptimo . . . . .	28
2.5. Parámetros característicos de la aerodinámica rotatoria . . . . .	29
<b>3. Diseño de la geometría.</b>	<b>31</b>
3.1. Pala DA4052 . . . . .	32
3.2. Optimización mediante Teoría de Elemento de Pala (BET) . . . . .	35
3.2.1. Caso 2 - Variación del ángulo de paso y cuerda para altas velocidades Adición dispositivo de punta alar . . . . .	36 37
3.2.2. Caso 3 - Variación del ángulo de paso y cuerda para bajas velocidades Modificación punta de pala . . . . .	38 39
<b>4. Metodología.</b>	<b>40</b>

4.1.	Dinámica de fluidos computacional . . . . .	41
4.1.1.	Metodología CFD . . . . .	41
4.1.2.	Ecuaciones de la dinámica de fluidos . . . . .	42
4.1.3.	Modelos de turbulencia . . . . .	44
	Reynolds-Averaged Navier-Stokes (RANS) . . . . .	44
	Reynolds Stress Model (RSM) . . . . .	47
	Large Eddy Simulations (LES) . . . . .	47
	Detached Eddy Simulation (DES) . . . . .	48
	Direct Numerical Simulation (DNS) . . . . .	48
4.1.4.	Flujo cercano a la pared: $Wall y^+$ . . . . .	48
4.1.5.	Geometría y dominio . . . . .	51
4.1.6.	Configuración de los casos . . . . .	52
	Selección de modelos . . . . .	52
	Condiciones de contorno (BC) . . . . .	53
4.1.7.	Simulación del movimiento . . . . .	55
4.1.8.	Mallado y Estudios de independencia . . . . .	56
	Mallado . . . . .	56
	Capa límite . . . . .	59
	Independencia de malla . . . . .	60
	Independencia de dominio . . . . .	62
<b>5.</b>	<b>Resultados.</b>	<b>63</b>
5.1.	Introducción . . . . .	64
5.2.	Validación de resultados . . . . .	64
5.2.1.	Validación del estudio . . . . .	64
5.2.2.	Análisis de los mapas de funcionamiento obtenidos en CFD . . . . .	68
5.2.3.	Distribución de tracción en perfiles . . . . .	70
5.3.	Influencia del número de Reynolds . . . . .	77
5.3.1.	Vuelo en avance axial . . . . .	77
	Análisis de generación de tracción en perfiles de la pala . . . . .	80
5.3.2.	Vuelo a punto fijo . . . . .	82
	Análisis de generación de tracción en perfiles de la pala . . . . .	83
5.4.	Influencia del número de palas . . . . .	84
5.4.1.	Vuelo en avance axial . . . . .	84
5.4.2.	Vuelo a punto fijo . . . . .	87
5.5.	Operación en efecto suelo . . . . .	89
5.6.	Análisis de distintas geometrías . . . . .	92
5.6.1.	FPP Caso 2 . . . . .	92
	Análisis de generación de tracción en perfiles de la pala . . . . .	95
5.6.2.	FPP Caso 3 . . . . .	98
	Análisis de generación de tracción en perfiles de la pala . . . . .	101
5.7.	Adición de elementos de punta de pala . . . . .	104
5.7.1.	FPP Caso 2 . . . . .	105
5.7.2.	FPP Caso 3 . . . . .	106
<b>6.</b>	<b>Conclusiones.</b>	<b>109</b>
6.1.	Conclusiones generales . . . . .	110
6.2.	Estudios futuros . . . . .	111

<b>7. Pliego de condiciones y presupuesto.</b>	<b>112</b>
7.1. Pliego de condiciones . . . . .	113
7.1.1. Condiciones del puesto de trabajo . . . . .	113
7.1.2. Condiciones técnicas . . . . .	114
7.2. Presupuesto . . . . .	114
7.2.1. Coste del personal . . . . .	115
7.2.2. Coste de equipo informático . . . . .	116
7.2.3. Coste de licencias . . . . .	116
7.2.4. Coste total del proyecto . . . . .	117
<b>8. Anexos.</b>	<b>118</b>
8.1. Geometría de las palas estudiadas . . . . .	119
8.1.1. DA4052 . . . . .	119
8.1.2. Caso 2 - FPP . . . . .	120
8.1.3. Caso 3 - FPP . . . . .	121
<b>Bibliografía</b>	<b>122</b>

# Índice de figuras

1.1.1.	Estructura de un dron comercial [2]. . . . .	2
1.2.1.	Representación de la batalla en Venecia. Primera Guerra de independencia italiana (1849) [12]. . . . .	3
1.2.2.	Imagen del Hewitt - Sperry Automatic Airplane (1917) [12]. . . . .	4
1.2.3.	Modelo de dron Fi-103 (1941) [13]. . . . .	4
1.2.4.	Modelo de dron TD2D-1 Katydid (1942) [13]. . . . .	5
1.2.5.	Ejemplo de drones americanos de carácter militar. . . . .	5
1.2.6.	Evolución del mercado de drones de uso profesional en España y Europa [15]. . . . .	6
1.3.1.	Dron de ala rotatoria [14]. . . . .	7
1.4.1.	Ejemplo de tricóptero [14]. . . . .	8
1.4.2.	Ejemplo de cuadricóptero [14]. . . . .	8
1.4.3.	Ejemplo de hexacóptero [14]. . . . .	9
1.4.4.	Ejemplo de octacóptero [14]. . . . .	9
1.4.5.	Ejemplo de dron coaxial [14]. . . . .	10
1.5.1.	Motor para hélices de dron [16]. . . . .	11
1.5.2.	Hélice bipala [16]. . . . .	11
1.5.3.	Paso de hélice de dron [16]. . . . .	12
2.1.1.	Características de un perfil aerodinámico [17]. . . . .	15
2.2.1.	Volumen de control considerado en la Teoría de Cantidad de Movimiento [17]. . . . .	18
2.2.2.	Volumen de control para el vuelo a punto fijo considerado en la Teoría de Cantidad de Movimiento [17]. . . . .	20
2.2.3.	Volumen de control en <i>normal working state</i> considerado en la Teoría de Cantidad de Movimiento [17]. . . . .	21
2.2.4.	Volumen de control bajo el efecto suelo [18]. . . . .	22
2.2.5.	Tendencias efecto suelo para diferentes modelos. . . . .	23
2.3.1.	División de elementos en Teoría de Elementos de Pala [20]. . . . .	24
2.3.2.	Sección de elemento de pala [20]. . . . .	24
2.4.1.	Función de corrección de Prandtl. . . . .	27
3.1.1.	Vista de planta de la pala DA4052. . . . .	32
3.1.2.	Vista frontal de la pala DA4052. . . . .	32
3.1.4.	Curva polar SDA1045 [21]. . . . .	33
3.1.5.	Curva polar SDA1075 [21]. . . . .	34
3.1.6.	Curva polar SDA1100 [21]. . . . .	34
3.2.1.	Esquema diseños de palas FPP según misión [23]. . . . .	35
3.2.2.	Vista de planta de la pala FPP Caso 2. . . . .	36
3.2.3.	Vista frontal de la pala FPP Caso 2. . . . .	36

3.2.5.	Vista de planta de la pala FPP Caso 2 - Modificado. . . . .	38
3.2.6.	Vista frontal de la pala FPP Caso 2 - Modificado. . . . .	38
3.2.7.	Vista de planta de la pala FPP Caso 3. . . . .	38
3.2.8.	Vista frontal de la pala FPP Caso 3. . . . .	38
3.2.10.	Vista de planta de la pala FPP Caso 3 con modificación de punta de pala.	39
3.2.11.	Vista frontal de la pala FPP Caso 3 con modificación en punta de pala.	39
4.1.1.	Estructura general de un estudio CFD [27]. . . . .	42
4.1.2.	Escalas de turbulencia y su modelado [29]. . . . .	44
4.1.3.	Regiones del flujo turbulento en pared [26]. . . . .	48
4.1.4.	Ley de la Pared: evolución de la velocidad $U^+$ según $y^+$ [30]. . . . .	49
4.1.5.	Vista frontal de la pala DA4052. . . . .	51
4.1.6.	Dominio computacional para el caso de la hélice tripala, $\phi = 120^\circ$ . Figura no a escala. . . . .	52
4.1.7.	Representación del dominio de cálculo del caso. Imagen no a escala. . . . .	54
4.1.8.	Refinamiento de control volumétrico lejos de la pala. . . . .	57
4.1.9.	Refinamiento de control volumétrico cerca de la pala. . . . .	58
4.1.10.	Refinamiento de control superficial en la pala. . . . .	58
4.1.11.	Capa límite en paredes de la pala. . . . .	59
4.1.12.	Wall $y^+$ para el caso base $J = 0$ . . . . .	60
4.1.13.	Mapas de funcionamiento para las distintas mallas. Independencia de malla.	61
5.2.1.	Mapas de funcionamiento de la hélice bipala DA4052 (CFD). . . . .	65
5.2.2.	Contorno de coeficiente de presión en extradós e intradós para $J=0$ . Lineas de corriente de esfuerzo cortante. . . . .	66
5.2.3.	Contorno de coeficiente de presión en extradós e intradós para $J=0.58$ . Lineas de corriente de esfuerzo cortante. . . . .	67
5.2.4.	Contorno de coeficiente de presión en extradós e intradós para $J=0.75$ . Lineas de corriente de esfuerzo cortante. . . . .	67
5.2.5.	Mapa de funcionamiento de la hélice bipala DA4052 (CFD). . . . .	69
5.2.6.	Estimación de ángulos de incidencia y ataque sobre la pala. . . . .	70
5.2.7.	Distribuciones en perfil para la pala FPP Caso 2. . . . .	71
5.2.8.	Contornos de velocidad para $J=0$ , $J=0.35$ , $J=0.58$ , $J=0.75$ en $r/R=0.45$ .	72
5.2.9.	Distribución del coeficiente de presión a lo largo del perfil $r/R = 0.45$ para distintos casos. . . . .	73
5.2.10.	Contornos de velocidad para $J=0$ , $J=0.35$ , $J=0.58$ , $J=0.75$ en $r/R=0.75$ .	74
5.2.11.	Distribución del coeficiente de presión a lo largo del perfil $r/R = 0.75$ para distintos casos (CFD). . . . .	75
5.2.12.	Contornos de velocidad para $J=0$ , $J=0.35$ , $J=0.58$ , $J=0.75$ en $r/R=0.95$ .	76
5.2.13.	Distribución del coeficiente de presión a lo largo del perfil $r/R = 0.95$ para distintos casos (CFD). . . . .	77
5.3.1.	Mapas de funcionamiento para diferentes Reynolds. . . . .	78
5.3.2.	Eficiencia propulsiva ( $\eta$ ) para diferentes Reynolds (CFD). . . . .	78
5.3.3.	Mapas de funcionamiento para diferentes Reynolds. . . . .	79
5.3.4.	Comparativa de distribuciones entre diferentes Reynolds. . . . .	80
5.3.5.	Contorno de velocidad para $J=0.58$ en $r/R=0.45$ , 3000 rpm $Re = 39000$ y 5000 rpm $Re = 65000$ . . . . .	81

5.3.6.	Contorno de velocidad para $J=0.58$ en $r/R=0.75$ , 3000 rpm $Re = 39000$ y 5000 rpm $Re = 65000$ . . . . .	81
5.3.7.	Comparativa de distribuciones entre diferentes Reynolds para vuelo a punto fijo. . . . .	82
5.3.8.	Evolución de la Figura de Mérito según el Reynolds (CFD). . . . .	83
5.3.9.	Comparativa de distribuciones entre diferentes Reynolds para vuelo a punto fijo. . . . .	83
5.3.10.	Contorno de velocidad para $J=0$ en $r/R=0.75$ , 3000 rpm $Re = 39000$ y 5000 rpm $Re = 65000$ . . . . .	84
5.4.1.	Comparativa de mapas de funcionamiento para hélice bipala y tripala. . . . .	85
5.4.2.	Eficiencia propulsiva ( $\eta$ ) para hélices bipala y tripala (CFD). . . . .	85
5.4.3.	Comparación de coeficientes por palas. . . . .	86
5.4.4.	Comparación de tracción y potencia en bipala y tripala. . . . .	86
5.4.5.	Ratio Tracción - Potencia en hélice bipala y tripala. . . . .	87
5.4.6.	Comparativa de distribuciones para hélices bipala y tripala. . . . .	87
5.4.7.	Comparativa de distribuciones por pala para hélices bipala y tripala en <i>hover</i> . . . . .	88
5.5.1.	Evolución de la tracción en efecto suelo. . . . .	89
5.5.2.	Contornos de velocidad en efecto suelo para diferentes alturas sobre el suelo. . . . .	90
5.5.3.	Evolución de la tracción en efecto suelo. . . . .	91
5.6.1.	Mapas de funcionamiento. Pala FPP Caso 2. . . . .	92
5.6.2.	Eficiencia propulsiva ( $\eta$ ). Pala FPP Caso 2 (CFD). . . . .	93
5.6.3.	Contorno de coeficiente de presión en extradós e intradós para $J=0$ . Lineas de corriente de esfuerzo cortante. Pala FPP Caso 2 (CFD). . . . .	93
5.6.4.	Contorno de coeficiente de presión en extradós e intradós para $J=0.85$ . Lineas de corriente de esfuerzo cortante. Pala FPP Caso 2 (CFD). . . . .	94
5.6.5.	Contorno de coeficiente de presión en extradós e intradós para $J=1.1$ . Lineas de corriente de esfuerzo cortante. Pala FPP Caso 2 (CFD). . . . .	94
5.6.6.	Distribuciones en perfil para la pala FPP Caso 2. . . . .	95
5.6.7.	Contorno de velocidad para $J=0$ y $J = 0.85$ en $r/R=0.45$ . Pala FPP Caso 2. . . . .	96
5.6.8.	Distribución del coeficiente de presión a lo largo del perfil $r/R = 0.45$ . Pala FPP Caso 2. . . . .	97
5.6.9.	Contorno de velocidad para $J=0$ y $J = 0.85$ en $r/R=0.75$ . Pala FPP Caso 2. . . . .	97
5.6.10.	Distribución del coeficiente de presión a lo largo del perfil $r/R = 0.75$ . Pala FPP Caso 2. . . . .	98
5.6.11.	Mapas de funcionamiento. Pala FPP Caso 2. . . . .	99
5.6.12.	Eficiencia propulsiva ( $\eta$ ). Pala FPP Caso 3. . . . .	99
5.6.13.	Contorno de coeficiente de presión en extradós e intradós para $J=0$ . Lineas de corriente de esfuerzo cortante. Pala FPP Caso 3. . . . .	100
5.6.14.	Contorno de coeficiente de presión en extradós e intradós para $J=0.35$ . Lineas de corriente de esfuerzo cortante. Pala FPP Caso 3. . . . .	100
5.6.15.	Contorno de coeficiente de presión en extradós e intradós para $J=0.5$ . Lineas de corriente de esfuerzo cortante. Pala FPP Caso 3. . . . .	101
5.6.16.	Distribuciones en perfil para la pala FPP Caso 3. . . . .	102

5.6.17. Contorno de velocidad para $J=0$ y $J = 0.35$ en $r/R=0.45$ . Pala FPP Caso 3. . . . .	102
5.6.18. Distribución del coeficiente de presión a lo largo del perfil $r/R = 0.45$ . Pala FPP Caso 3. . . . .	103
5.6.19. Contorno de velocidad para $J=0$ y $J = 0.35$ en $r/R=0.75$ . Pala FPP Caso 3. . . . .	103
5.6.20. Distribución del coeficiente de presión a lo largo del perfil $r/R = 0.75$ . Pala FPP Caso 3. . . . .	104
5.7.1. Comparativa de la eficiencia propulsiva para pala con o sin modificación en punta alar (CFD). Pala FPP Caso 2. . . . .	105
5.7.2. Contorno de coeficiente de presión en extradós e intradós para $J=0$ . Li- neas de corriente de esfuerzo cortante. Comparación modificación de punta alar pala FPP Caso 2. . . . .	106
5.7.3. Contorno de coeficiente de presión en extradós e intradós para $J=0.85$ . Lineas de corriente de esfuerzo cortante. Comparación modificación de pun- ta alar pala FPP Caso 2. . . . .	106
5.7.4. Comparativa de la eficiencia propulsiva para pala con o sin modificación en punta alar (CFD). Pala FPP Caso 3. . . . .	107
5.7.5. Contorno de coeficiente de presión en extradós e intradós para $J=0$ . Li- neas de corriente de esfuerzo cortante. Comparación modificación de punta alar pala FPP Caso 3. . . . .	107
5.7.6. Contorno de coeficiente de presión en extradós e intradós para $J=0.35$ . Lineas de corriente de esfuerzo cortante. Comparación modificación de pun- ta alar pala FPP Caso 3. . . . .	108

# Índice de cuadros

4.1.1.	Longitudes características del dominio computacional. . . . .	51
4.1.2.	Propiedades del aire a nivel del mar. . . . .	53
4.1.3.	Configuración <i>Free stream Inlet</i> . . . . .	54
4.1.4.	Configuración <i>Free stream Outlet</i> . . . . .	55
4.1.5.	Parámetros base del mallado. . . . .	57
4.1.6.	Tipos de refinamiento de malla según zonas . . . . .	59
4.1.7.	Parámetros de la capa límite. . . . .	59
4.1.8.	Datos de las mallas estudiadas durante la independencia de malla. . . . .	60
4.1.9.	Errores relativos del estudio de independencia de dominio. . . . .	62
7.1.1.	<i>Hardware</i> empleado durante el desarrollo del proyecto. . . . .	114
7.1.2.	<i>Software</i> empleado durante el desarrollo del proyecto. . . . .	114
7.2.1.	Coste de mano de obra. . . . .	115
7.2.2.	Coste del equipo informático. . . . .	116
7.2.3.	Coste de licencias. . . . .	117
7.2.4.	Coste total del proyecto. . . . .	117
8.1.1.	Datos geométricos DA4052 [22]. . . . .	119
8.1.2.	Datos geométricos para el Caso 2 - FPP. . . . .	120
8.1.3.	Datos geométricos para el Caso 3 - FPP. . . . .	121

# Índice de ecuaciones

2.1.1.	Coefficientes aerodinámicos sobre la pala. . . . .	16
2.2.1.	Teorema de la conservación de la masa para el modelo TCM. . . . .	18
2.2.2.	Teorema de la conservación de la cantidad de movimiento para el modelo TCM. . . . .	19
2.2.3.	Teorema de la conservación de la energía para el modelo TCM. . . . .	19
2.2.4.	Velocidad inducida en vuelo a punto fijo. . . . .	19
2.2.5.	Velocidad inducida en función de $v_{i0}$ y $V$ . . . . .	19
2.2.6.	Potencia consumida en función de $v_{i0}$ y $V$ . . . . .	19
2.2.7.	Presión ejercida sobre la hélice en vuelo a punto fijo. . . . .	20
2.2.8.	Potencia consumida en vuelo a punto fijo. . . . .	20
2.2.9.	Figura de Mérito vuelo a punto fijo. . . . .	20
2.2.10.	Modelo de Cheeseman y Bennett. . . . .	22
2.2.11.	Modelo de Hayden. . . . .	22
2.2.12.	Modelo de Schmaus, Berry, Gross y Koliais. . . . .	23
2.3.1.	Parámetros básicos de la Teoría de Elemento de Pala. . . . .	25
2.3.2.	Fuerzas aerodinámicas según Teoría de Elemento de Pala. . . . .	25
2.3.3.	Tracción, par y potencia en sección de pala según Teoría de Elemento de Pala. . . . .	25
2.3.4.	Tracción, par y potencia en sección de pala según Teoría de Elemento de Pala. . . . .	25
2.4.1.	Desarrollo para la obtención de la velocidad inducida adimensionalmente en función radial según la Teoría de Momento de Elemento de Pala. . . . .	26
2.4.2.	Solidez de la pala. . . . .	26
2.4.3.	Factor de corrección del Modelo de Prandtl. . . . .	27
2.4.4.	Parámetros del rotor de torsión ideal. . . . .	28
2.4.5.	Coefficientes aerodinámicos para rotores de torsión ideal. . . . .	28
2.4.6.	Parámetros del rotor óptimo. . . . .	28
2.4.7.	Coefficientes aerodinámicos para rotores de torsión ideal. . . . .	29
2.5.1.	Número de Reynolds. . . . .	29
2.5.2.	Ratio de avance. . . . .	29
2.5.3.	Coefficiente de tracción. . . . .	30
2.5.4.	Coefficiente de par. . . . .	30
2.5.5.	Coefficiente de potencia transmitida por el rotor. . . . .	30
2.5.6.	Eficiencia propulsiva. . . . .	30
2.5.7.	Figura de Mérito. . . . .	30
4.1.1.	Ecuación de Conservación de la Masa . . . . .	43
4.1.2.	Ecuación de Conservación del Momento . . . . .	43
4.1.3.	Ecuación de Conservación de la Energía . . . . .	43
4.1.4.	Modelado de las variables en RANS . . . . .	44
4.1.5.	Tensor de esfuerzos de Reynolds . . . . .	45
4.1.6.	Modelado del tensor de esfuerzos de Reynolds . . . . .	45
4.1.7.	Modelado del tensor de esfuerzos de Reynolds . . . . .	45

4.1.8.	Tensor de esfuerzos de Reynolds para <i>Eddy Viscosity Models</i> . . . . .	45
4.1.9.	Modelado del Tensor de esfuerzos de Reynolds para <i>Eddy Viscosity Models</i> . . .	46
4.1.10.	Ecuación de transporte para la difusividad modificada . . . . .	46
4.1.11.	Modelado de la viscosidad turbulenta para el modelo Spalart - Allmaras . . . .	46
4.1.12.	Ecuación de transporte para la energía cinética turbulenta . . . . .	46
4.1.13.	Ecuación de transporte para la velocidad de disipación turbulenta . . . . .	46
4.1.14.	Modelado de la viscosidad turbulenta para el modelo $k - \varepsilon$ . . . . .	46
4.1.15.	Ecuación de transporte para la energía cinética turbulenta . . . . .	47
4.1.16.	Ecuación de transporte para la disipación turbulenta específica . . . . .	47
4.1.17.	Modelado de la viscosidad turbulenta para el modelo $k - \varepsilon$ . . . . .	47
4.1.18.	Ley de la Pared. Cálculo de $y^+$ . . . . .	50
4.1.19.	Termino adicional de las ecuaciones de conservación cantidad de movimiento. Componente de fuerzas de inercia y del cuerpo sobre el fluido. . . . .	56
5.2.1.	Coefficiente de presión adimensional. . . . .	66
5.2.2.	Velocidad relativa adimensional. . . . .	71

---

# SIGLAS Y NOMENCLATURA

## Siglas

- BC* Condiciones de Contorno
- BET* Teoría de Elemento de Pala, *Blade Element Theory*
- CAD* Diseño Asistido por Ordenador
- CFD* Dinámica de Fluidos Computacional
- DES* Detached Eddy Simulation
- DNS* Direct Numerical Simulation
- EVM* Eddy Viscosity Models
- LES* Large Eddy Simulations
- MRF* Moving Reference Frame
- RANS* Reynolds-Averaged Navier-Stokes
- RSM* Reynolds Stress Model
- UAV* Vehículo Aéreo no Tripulado
- UIUC* University Of Illinois Urbana-Champaign
- BEM Blade Element Momentum Theory
- CMT Departamento de Máquinas y Motores Térmicos
- EEUU Estados Unidos de América
- FAA *Federal Aviation Administration*
- FPP Fixed Pitch Propeller

GPS	Sistema de Posicionamiento Global
IGE	In Ground Effect
IVA	Impuesto de Valor Añadido
OGE	Out of Ground Effect
SUAV	Vehículo Aéreo No Tripulado Pequeño
TCM	Teoría de Cantidad de Movimiento
TEP	Teoría de Elemento de Pala, <i>Blade Element Theory</i>
VTOL	<i>Vertical Take-Off and Landing</i>

## Nomenclatura

$\alpha$	Ángulo de ataque
$\bar{\nu}$	Difusividad modificada
$\bar{\phi}$	Término promedio RANS
$\delta_0 \delta_1 \delta_2$	Coefficientes curva del coeficiente de resistencia bidimensional
$\eta$	Eficiencia propulsiva
$\mu$	Viscosidad dinámica del fluido
$\mu_t$	Viscosidad dinámica turbulenta
$\mu_{eff}$	Viscosidad dinámica efectiva
$\Omega$	Velocidad de giro
$\omega$	Disipación turbulenta específica
$\phi$	Ángulo de incidencia
$\phi'$	Término fluctuacional RANS
$\sigma$	Solidez
$\tau_{ij}$	Tensor de esfuerzos de Reynolds
$\theta$	Ángulo de paso
$\varepsilon$	Disipación turbulenta
$C_D$	Coefficiente adimensional de resistencia
$c_d$	Coefficiente adimensional de resistencia en perfil bidimensional
$C_L$	Coefficiente adimensional de sustentación
$c_l$	Coefficiente adimensional de sustentación en perfil bidimensional

$C_M$	Coefficiente adimensional de momento
$C_P$	Coefficiente adimensional de potencia
$C_p$	Coefficiente adimensional de presión
$C_Q$	Coefficiente adimensional de par
$C_T$	Coefficiente adimensional de tracción
$c_{max}$	Curvatura máxima del perfil
$C_{Q_0}$	Coefficiente adimensional de par parásito
$C_{Q_i}$	Coefficiente adimensional de par inducido
$F_x$	Fuerza en el eje X
$F_z$	Fuerza en el eje z
$f_{\nu 1}$	Función de amortiguamiento
$k$	Energía cinética turbulenta
$p_\infty$	Presión del flujo libre
$P_{ideal}$	Potencia ideal
$p_{ref}$	Presión de referencia a nivel del mar
$\rho$	Densidad del fluido
$T_{IGE}$	Tracción bajo el efecto suelo
$t_{max}$	Espesor máximo del perfil
$T_{OGE}$	Tracción sin efecto suelo
$U^+$	Perfil de velocidad en pared
$U_P$	Suma de velocidad del flujo libre y velocidad inducida
$U_R$	Velocidad de incidencia
$U_T$	Velocidad tangencial
$v_i$	Velocidad inducida en el plano de la hélice
$v_{i0}$	Velocidad inducida en vuelo a punto fijo
$v_{i2}$	Velocidad inducida aguas abajo de la hélice
$y^+$	Distancia a la pared (Ley de la pared)
$A$	Área del disco formado por la hélice
$a$	Pendiente de la curva de coeficiente de sustentación

B	Número de palas
c	Cuerda del perfil
D	Resistencia
FM	Figura de Mérito
J	Ratio de avance
L	Sustentación
Ma	Número de Mach
P	Potencia consumida
Q	Par generado por la hélice
R	Radio de la hélice
r	Radio de la pala en sección determinada
Re	Número de Reynolds
S	Superficie alar
T	Temperatura
T	Tracción
V	Velocidad del flujo libre
x	Distribución radial, $r/R$
z	Altura sobre el suelo



---

---

# CAPÍTULO 1

---

## INTRODUCCIÓN.

### Contenido del capítulo

---

1.1. Motivación . . . . .	<b>2</b>
1.2. Estado del arte . . . . .	<b>3</b>
1.3. Clasificación de drones según método de sustentación . . . . .	<b>6</b>
1.4. Drones multirotor . . . . .	<b>7</b>
1.4.1. Tricópteros . . . . .	7
1.4.2. Cuadricópteros . . . . .	8
1.4.3. Hexacópteros . . . . .	9
1.4.4. Octocópteros . . . . .	9
1.4.5. Coaxiales . . . . .	9
1.5. Drones multirotor: Motor y hélice . . . . .	<b>10</b>
1.5.1. Motores . . . . .	10
1.5.2. Hélice . . . . .	11
1.6. Objetivos . . . . .	<b>12</b>

---

## 1.1. Motivación

Las aeronaves no tripuladas, *Unmanned Aerial Vehicle* (UAV), más comúnmente conocidas como dron, son aeronaves que vuelan sin tripulación, la cual puede ejercer su función remotamente. Estas aeronaves han ganado importancia en los últimos años entre el público común, siendo usadas generalmente como *hobbie* los conocidos como SUAV *Small Unmanned Aerial Vehicle*. El número de UAVs diseñados y construidos ha aumentado exponencialmente en la última década, tanto los usados por simple ocio como los usados con carácter comercial y militar, debido al continuo desarrollo de esta tecnología, lo que ha conllevado una reducción de tamaño y precio, lo que ha facilitado la adquisición de drones. Inicialmente los primeros drones fueron diseñados para el sector militar, aunque actualmente tienen una gran variedad de aplicaciones, siendo herramientas de gran funcionalidad. Además de la aplicación militar [1], los drones son utilizados actualmente para fines comerciales [2], de investigación [3], con fines de mapeo geológico [4], en la industria cinematográfica [5], incluso utilizados por los estados para vigilancia fronteriza con el fin de luchar contra la inmigración ilegal [6] [7]. En los últimos años, además, se han ido implementando en los cuerpos policiales de muchos países para el control del tráfico, así como usados como radares [8]. En la última década se ha empezado a utilizar también en África para luchar contra la caza furtiva de ciertos mamíferos con el fin de evitar su extinción [9] [10]. Entre los fines comerciales, destaca el crecimiento en el uso de drones como método de entrega a domicilio de muchas compañías como Amazon o Google [11], debido a la menor contaminación que generan respecto a los métodos convencionales de transporte.

La gran ventaja de los UAVs y SUAVs reside en su coste general, su fácil transporte (especialmente los SUAVs) además de poder volar en zonas pequeñas o áreas de difícil acceso para demás herramientas. Pueden volar en zonas urbanas a bajas altitudes, dentro de edificios, y, todo ello, con su principal ventaja, volar de forma remota, sin humanos a bordo, de modo que en caso de fallo o accidente, nadie resultará dañado.

Además, cabe destacar su capacidad de albergar gran cantidad de sensores en su interior tal como acústicos, GPS (*Global Positioning System*), sensores químicos, térmicos, altímetros, cámaras de fotografía, etc. [1]. En la Figura 1.1.1 se pueden observar los drones que puede llevar un dron comercial multirrotor.

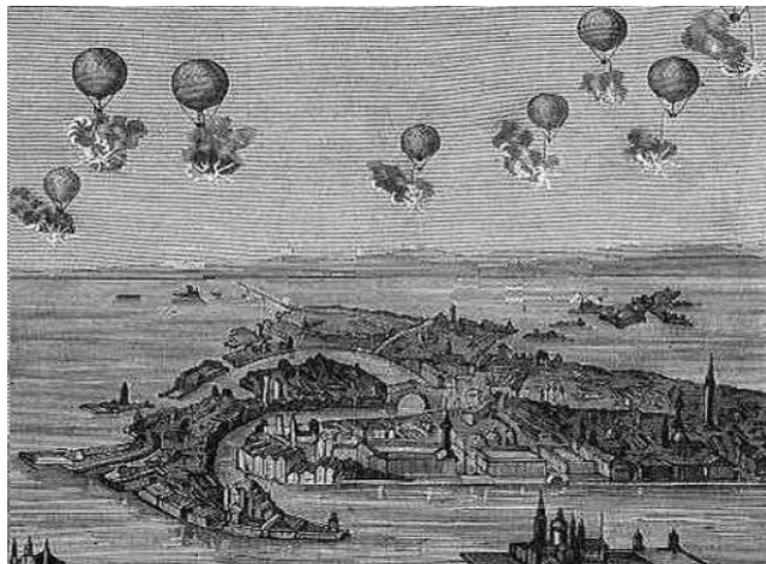


Figura 1.1.1. Estructura de un dron comercial [2].

## 1.2. Estado del arte

Hay que retroceder hasta 1849 cuando apareció el primer vehículo aéreo no tripulado. Fue en julio de 1849 cuando el ejército austriaco puso en marcha hacia la ciudad de Venecia casi doscientos globos aerostáticos no tripulados cargados con explosivos. Cada globo iba cargado con hasta 14 kilogramos de explosivos. Por suerte para los venecianos, solo un globo llegó al lugar, mientras que los otros se desviaron mucho del objetivo debido a la gran dependencia que tenían del viento [12]. Los globos explotaban al llegar a la ciudad gracias a un sistema con una batería galvánica con un hilo de cobre aislado. Al accionar dicho sistema, los globos se desinflaban y caían verticalmente, explotando seguidamente.

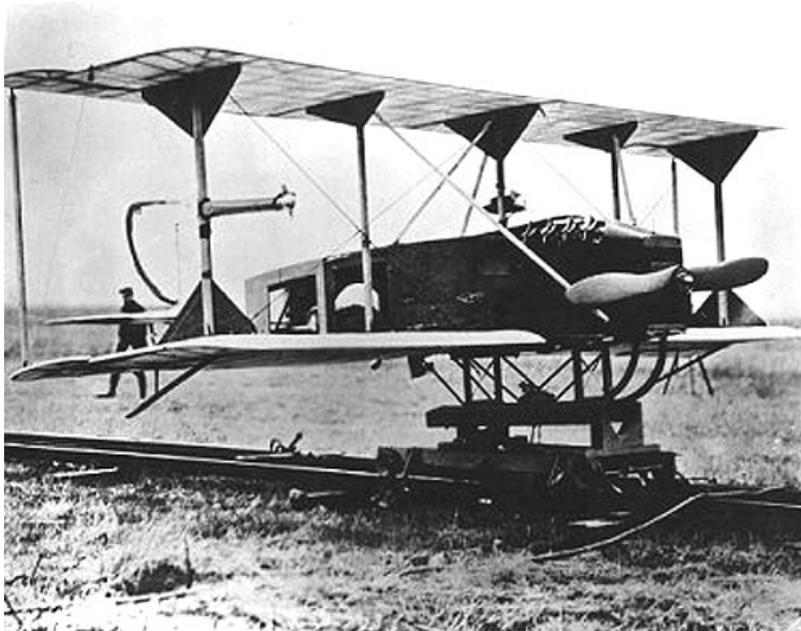
A pesar de que estos globos no concuerdan con la definición actual de drone/UAV, sí que ajusta al concepto de plataforma aérea no tripulada con carga útil, explosivos en este caso. En la Figura 1.2.1 se puede observar una representación de dicha batalla.



**Figura 1.2.1.** Representación de la batalla en Venecia. Primera Guerra de independencia italiana (1849) [12].

Años más tarde, en 1896, Samuel P. Langley desarrolló aeronaves a vapor no tripuladas, que volaron exitosamente a lo largo del río Potomac, en Washington DC. En 1898 durante la Guerra Hispano - Americana, los militares de los Estados Unidos de América equiparon una cámara en una cometa, dando lugar a las primeras fotografías de reconocimiento aéreo.

Gracias a la invención de Nikola Tesla a finales del Siglo XIX del mando a distancia o radio control de un vehículo, durante la Primera Guerra Mundial, en 1916, Archibald M. Low diseñó el Ruston Proctor Aerial Target, controlado mediante radiofrecuencia AM baja, equipado con explosivos [12]. Seguidamente, el 12 de setiembre del mismo año, se construyó en Gran Bretaña el Hewitt - Sperry Automatic Airplane, conocido como la bomba volante, o el torpedo aéreo. Este voló en 1917 desde Gran Bretaña hasta los Estados Unidos de América, dejando ver ya el concepto de drone UAV. Debido a su objetivo inicial de ser usado como torpedo aéreo, es considerado como uno de los precursores de los misiles de crucero actuales [13]. Se puede observar en la Figura 1.2.2 dicho UAV.



**Figura 1.2.2.** Imagen del Hewitt - Sperry Automatic Airplane (1917) [12].

Durante el período entreguerras se diseñó el Larynx, un misil crucero montado sobre un monoplano que se lanzaba desde buques de guerra y era volado mediante radiocontrol. Se probó durante 1927 y 1929 por el ejército británico. Se siguieron diseñando durante este periodo aviones UAV que servían de blanco.

Durante la Segunda Guerra Mundial fue el periodo donde se empezó a demostrar la capacidad que tenían los UAVs en combate. Las fuerzas aliadas y las fuerzas alemanas usaban los UAVs para entrenar a los artilleros y ayudar en las misiones aéreas.

La Alemania nazi diseñó una bomba voladora propulsada por un pulsorreactor conocida como Fieseler Flugzeugbau Fi-103. Los misiles eran lanzados por una rampa a 750 kilómetros por hora (Km/h), tenían un rango de 250 kilómetros y podían llevar bombas de hasta 1000 kilogramos. En la Figura 1.2.3 se observa el diseño de dicho dron.



**Figura 1.2.3.** Modelo de dron Fi-103 (1941) [13].

Este dron causó un gran daño al ejército aliado, lo que llevó a EEUU a desarrollar

sus propios drones con el objetivo de destruir las zonas de lanzamiento de drones Fi-103. Los americanos desarrollaron los TD2D-1 Katydid y los Curtiss KD2C, sus propios drones pulsorreactores que tenían como objetivo contrarrestar la amenaza de los drones alemanes. Se puede observar en la Figura 1.2.4 un ejemplo de un drone TD2D-1 Katydid.



**Figura 1.2.4.** Modelo de drone TD2D-1 Katydid (1942) [13].

Durante la Guerra de Vietnam y la Guerra Fría fue el período cuando existió mayor desarrollo de los UAVs. Se lanzaron muchos drones como los *Lightning Bugs* para el reconocimiento del terreno durante más de 34000 misiones de vigilancia.

Durante la década de los 80 se consolida la tecnología UAV como fiable y con potencial para rendir más que un avión tripulado, a partir de cuando el ejército americano empezó a investigar e invertir en la tecnología junto con empresas privadas e Israel, buscando tecnología más eficiente económicamente. A mitad de la década de los 90, el gobierno americano inició el programa Predator, desarrollando el MQ-1 Predator, un UAV equipado con misiles antitanques, y finalmente en 2007 el MQ-9 Reaper. Estos UAVs ya implementaban el sistema de posicionamiento global GPS, tienen un rango de hasta 450 millas y 16 horas de video en tiempo real, son controlados vía satélite. A continuación, en la Figura 1.2.5a y Figura 1.2.5b se muestran dichos drones.



**(a)** General Atomics MQ-1 Predator en vuelo [13].



**(b)** General Atomics MQ-1 Predator en vuelo [13].

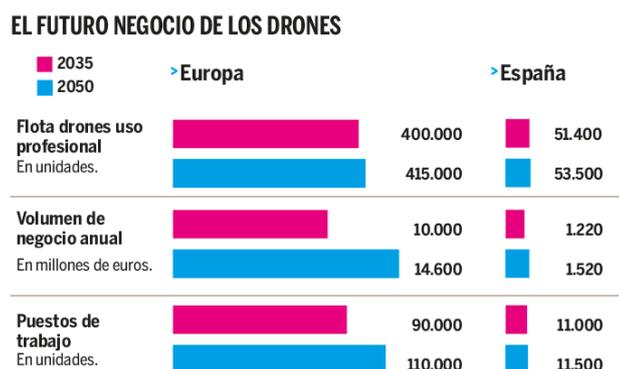
**Figura 1.2.5.** Ejemplo de drones americanos de carácter militar.

Tras todo este desarrollo tecnológico de los UAVs, en 2006, la *Federal Aviation Administration* (FAA ) empezó a dar permisos comerciales para vuelos de drones, y en ese mismo año se empezaron a volar drones para ayudas de rastreo en catástrofes naturales y vigilancia fronteriza.

A partir de 2013, la empresa Amazon anunció que empezaría a usar drones para el reparto, a partir de eso, el uso comercial se ha visto afectado por muchas regulaciones, mientras que el uso recreacional ha aumentado. La gran mayoría de los drones de uso no comercial son cuadricópteros, es decir, drones con cuatro hélices para la propulsión [14]. Se trata de drones mucho más baratos, rondando los 2000€ de máximo, pero con una tecnología menos compleja que los drones de uso profesional. En 2015 se realizó el primer vuelo con suministros médicos en EEUU, actualmente, se predice que el valor del mercado médico de drones en EEUU llegue a los 947,6 millones de dólares en 2027 [14].

En cuanto al mercado global, se espera un crecimiento en la venta de drones, llegando hasta los 2,3 millones de drones vendidos en 2023 [12].

Solo en España, se espera para 2050 una flota de drones de uso profesional de 53500 drones, con un volumen de negocio de 1520 millones de euros, creando 11500 puestos de trabajo [15], como se puede observar en la Figura 1.2.6



**Figura 1.2.6.** Evolución del mercado de drones de uso profesional en España y Europa [15].

### 1.3. Clasificación de drones según método de sustentación

- **Ala fija:** Este tipo de drones necesita una velocidad de incidencia inicial para poder obtener sustentación en el aire, es decir, no son capaces de despegar de forma autónoma, tienen que ser lanzados por una persona o por alguna lanzadera. Son lo más semejante a los aviones convencionales, ofreciendo una alta autonomía de vuelo. Predomina en aviones de uso militar. Suelen ser propulsados mediante motores de combustión o turbinas, aunque cada vez es más común que tengan motores eléctricos. En la Figura 1.2.5a y Figura 1.2.5b se pueden apreciar ejemplos de este tipo de drones.
- **Ala rotatoria:** Son los drones más conocidos y utilizados civilmente, obtienen la

sustentación mediante hélices en los extremos de cada brazo, estas hélices son propulsadas por motores propios para cada una. Las hélices son las encargadas de generar la propulsión y la sustentación. Son muy estables en el vuelo, permitiendo el vuelo en punto fijo, así como no necesitar ser lanzados para sustentarse inicialmente. Es decir, tienen capacidad VTOL (*Vertical Take-Off and Landing*). En la Figura 1.3.1 se observa un ejemplo de este tipo de drones.



**Figura 1.3.1.** Drone de ala rotatoria [14].

## 1.4. Drones multirotor

### 1.4.1. Tricópteros

Están compuestos por tres brazos que se encuentran en la parte central del dron, están compuestos por tres motores, tres variadores, un servomotor y tres hélices. Se consigue el control de los drones mediante las revoluciones de los rotores.

Se controlan mediante las revoluciones de los motores. Para conseguir el vuelo deben girar dos hélices en una dirección y otra en dirección contraria por norma general. Para realizar giros, se variará la velocidad de giro de las hélices laterales, de modo que para girar hacia un lado, se disminuye la velocidad de rotación de la hélice del lado contrario. Si se desea inclinar el dron, se debe aumentar o disminuir la rotación de la hélice de cola, avanzando o retrocediendo de esta forma. El servomotor del motor de cola permite girar sobre el propio eje del dron.

Cabe destacar como ventajas la fácil manejabilidad gracias al servomotor trasero, el fácil almacenaje y transporte, la ligereza, además de un amplio campo visual en la parte frontal gracias a su diseño. Como argumentos en contra, no existe redundancia en caso de fallo de algún motor, de modo que en caso de fallo, el dron perderá el control. El empuje es menor que en otras configuraciones, es menos estable y menos potente, por lo que se debe

girar siempre a altas revoluciones para volar. Se observa en la Figura 1.4.1 un ejemplo de este dron.



**Figura 1.4.1.** Ejemplo de tricóptero [14].

## 1.4.2. Cuadricópteros

Están compuestos por cuatro brazos y cuatro motores que impulsan las cuatro hélices, situados todos en el mismo plano. Se asciende o desciende regulando las revoluciones de las hélices. Dos hélices giran en sentido horario, y otros dos en sentido antihorario, obteniendo un equilibrio de fuerzas. Para realizar giros, se debe romper el equilibrio de fuerzas en las hélices laterales, de modo que las velocidades de rotación serán distintas en estas hélices. El control y estabilización de los drones se obtiene gracias a sistemas giroscópicos. Estos drones pueden presentar estructuras en forma de H, con dos hélices delante girando en sentidos contrarios, y dos hélices detrás, girando también en sentidos opuestos, o también en estructura en forma de X, con una separación de  $45^\circ$  entre rotores, girando la hélice delantera y trasera en sentido horario, y las hélices laterales en sentido antihorario.

Las ventajas que presentan los cuadricópteros son su rápida aceleración, la sencillez estructural, la capacidad de carga y el hecho de ser los que más variaciones y desarrollo tecnológico han recibido. Cabe destacar, como argumentos contrarios, que no existe redundancia de motores, al igual que en los tricópteros. En la Figura 1.4.2 se muestra un ejemplo de estos drones.



**Figura 1.4.2.** Ejemplo de cuadricóptero [14].

### 1.4.3. Hexacópteros

Un hexacóptero es un multirrotor formado por seis hélices, seis motores, seis brazos y seis variadores. Todos los motores se encuentran en un mismo plano, al igual que las hélices. Tres de las hélices giran en sentido horario, mientras los otros tres lo hacen en sentido antihorario. Son los drones más comunes de uso profesional, debido a la gran estabilidad que tienen. Cabe destacar que estos drones sí tienen redundancia de motores, por lo que pueden realizar aterrizajes seguros con fallo de algún motor. Se trata de drones con gran estabilidad, con capacidad de llevar más carga, aunque tienen un precio elevado y requieren más energía para la propulsión. En la Figura 1.4.3 se muestra un ejemplo de estos drones.



**Figura 1.4.3.** Ejemplo de hexacóptero [14].

### 1.4.4. Octocópteros

Drones formados por ocho motores, ocho hélices, ocho brazos y ocho variadores, encontrándose los motores en un mismo plano, al igual que las hélices. Son drones de gran potencia, permitiendo un rápido ascenso del dron. Pueden volar con mayor carga útil que todos los anteriores, por lo que son drones utilizados comúnmente en el sector profesional, pues pueden albergar cámaras de alta resolución, así como mercancías pesadas. Basan su principio de vuelo como los cuadricópteros, girando la mitad de las hélices en un sentido, y la otra mitad en sentido contrario. En la Figura 1.4.4 se observa un ejemplo de estos drones.



**Figura 1.4.4.** Ejemplo de octacóptero [14].

### 1.4.5. Coaxiales

Las hélices coaxiales se caracterizan por presentar dos motores por brazo, independientemente del número de hélices y brazos que presenten. Son capaces de aguantar más peso,

por lo que son utilizados profesionalmente. Generalmente son drones con tres o cuatro brazos. En la Figura 1.4.5 se observa un ejemplo de este dron.



Figura 1.4.5. Ejemplo de dron coaxial [14].

## 1.5. Drones multirotor: Motor y hélice

### 1.5.1. Motores

Un dron multirotor tiene tantos motores como hélices tenga. Estos motores son eléctricos y de corriente continua. Están compuestos por una parte móvil donde se sitúan los imanes permanentes, y una parte fija conocida como estator que está compuesta por bobinados de hilo conductor. La corriente continua pasa por los bobinados, adquiriendo estos una polaridad variable que reaccionará con el campo magnético producido por los imanes del estator y producirá el giro del motor.

Cabe destacar el parámetro "kV", el cual es un factor que aparece junto al número de vueltas de bobinado del motor e indica el número de revoluciones por minuto a las que puede girar el motor por cada Voltio que se le aplica al mismo.

Existen dos tipos de motores de dron, trifásicos y bifásicos.

- **Motores trifásicos (*brushless*):** Estos motores se caracterizan por no tener escobillas para el cambio de polaridad. Son motores más costosos pero a la vez más potentes y precisos. El rango de velocidades de giro es más extenso y, además, tienen una muy buena duración de batería. Al no existir escobillas, colector ni delgas, debe añadirse un variador que controle que la hélice gire independientemente de su posición. A pesar de ser más costosos, son los más utilizados debido a su mayor vida útil. Se observa en la Figura 1.5.1 un ejemplo de motor de hélice de dron.
- **Motores bifásicos (*brushed*):** Estos motores están compuestos por unas escobillas de material conductor que transmite la electricidad a la bobina para crear un campo magnético. A pesar de ser más económicos que los anteriores, son motores más pesados y que tienen menor vida útil, además de generar más calor que los anteriores.



**Figura 1.5.1.** Motor para hélices de dron [16].

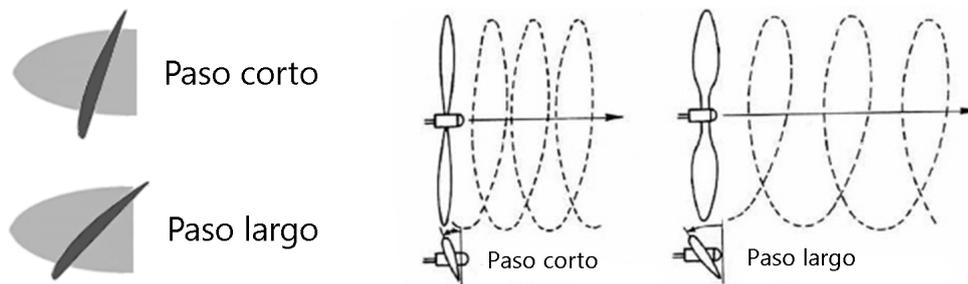
## 1.5.2. Hélice

La hélice es el componente principal de un dron, es el encargado directo de generar la fuerza de tracción y sustentación del dron. Para un mismo motor, dependiendo del tipo de hélice, se puede obtener más o menos empuje. Existen hélices bipala y tripala, aunque comúnmente los más usados son los bipala. Así mismo, el diseño de la pala es fundamental a la hora de elegir la misión, ya que se podrá volar a altos ratios de avance o bajos, buscando siempre la mejor eficiencia propulsiva posible. Así mismo, el diámetro de la hélice es un factor importante, pues a mayor diámetro, mayor será el empuje obtenido, por lo que más carga útil se podrá soportar, pero mayor potencia requerirá la hélice.



**Figura 1.5.2.** Hélice bipala [16].

El paso de la hélice también es un factor importante, el paso indica la distancia que avanza la hélice a lo largo del eje de rotación en una revolución completa, es decir, indica la capacidad de la hélice para mover aire y generar empuje. Así pues, este proyecto se centrará en este componente del dron, buscando mapas de funcionamiento de hélices así como posibles optimizaciones según la misión deseada. En la Figura 1.5.3 se muestra una breve explicación del paso de la hélice, y en la Figura 1.5.2 un ejemplo de hélice bipala.



**Figura 1.5.3.** Paso de hélice de dron [16].

## 1.6. Objetivos

El objetivo principal de este proyecto radica en el estudio y obtención de mapas de funcionamiento de hélices de dron bipala y tripala mediante análisis computacional con *software* CFD (*Computational Fluid Dynamics*) y Teoría de Elemento de pala. Para ello se obtendrán mapas de funcionamiento de una pala inicial aportada por el Instituto de Motores Térmicos (CMT) y a partir de ella se estudian diferentes configuraciones que optimicen la pala en diferentes puntos de diseño, dichas palas, se habrán estudiado previamente mediante un código Python de Teoría de Elemento de Pala. Para lograr dicho objetivo, se establecen una serie de objetivos secundarios con los que se abordará el objetivo principal, dichos objetivos se exponen seguidamente.

- Estudiar teóricamente los conceptos relativos a los diferentes puntos de funcionamiento de la hélice, entre ellos se incluye el vuelo en punto fijo, el efecto suelo, y el vuelo vertical. Analizar mediante una previa revisión bibliográfica las características de cada punto de funcionamiento, así como su posible aplicación al proyecto a realizar.
- Realizar un modelo CFD robusto, estudiando una sola pala de la hélice y realizando estudios con planos simétricos e interfaces. Tras el diseño del caso, realizar un mallado con la geometría inicial como un problema de flujo tridimensional y obtener una malla robusta y fiable.
- Resolver el caso base estacionario para la pala original y validar resultados con comparaciones con resultados experimentales y resultados obtenidos teóricamente mediante Teoría de Elemento de Pala.
- Analizar resultados obtenidos y estudiar posibles optimizaciones para diferentes puntos de diseño, diseñando diferentes palas con *software* de diseño CAD, para posteriormente estudiarlas en CFD y obtener comparativas para diferentes diseños de palas.

- Comparar las diferentes palas y obtener conclusiones sobre los diseños y sus puntos óptimos de funcionamiento, analizando cada pala y determinando cual es más óptima según la misión.



---

---

# CAPÍTULO 2

---

## FUNDAMENTOS TEÓRICOS.

### Contenido del capítulo

---

2.1. Perfiles aerodinámicos . . . . .	<b>15</b>
2.1.1. Sustentación . . . . .	16
2.1.2. Resistencia . . . . .	16
2.1.3. Coeficientes adimensionales en un perfil aerodinámico . . . . .	16
2.2. Teoría de Cantidad de Movimiento . . . . .	<b>17</b>
2.2.1. Vuelo a punto fijo . . . . .	20
2.2.2. Efecto suelo . . . . .	21
2.3. Teoría de Elemento de Pala . . . . .	<b>23</b>
2.4. Combinación de TCM y TEP: BEM . . . . .	<b>26</b>
2.4.1. Influencia de la punta de pala . . . . .	26
2.4.2. Rotor de torsión ideal . . . . .	27
2.4.3. Rotor óptimo . . . . .	28
2.5. Parámetros característicos de la aerodinámica rotatoria . . . . .	<b>29</b>

---

## 2.1. Perfiles aerodinámicos

La teoría descrita previamente no considera los efectos de geometría de la pala así como el número de palas. Es por tanto interesante realizar la aproximación del flujo alrededor de palas esbeltas (radio de la hélice mucho mayor al ancho de las palas) a el flujo existente si las palas fuesen de ancho infinitesimal. El perfil de una pala es aquel que se da al realizar un corte en la misma con un plano a una  $r = \text{cte}$ , siendo la sección casi plana, al ser las palas esbeltas y no demasiado anchas. A la hora de la elección de un perfil aerodinámico, se deben tener en cuenta los siguientes conceptos:

- **Borde de ataque:** Se trata del borde que se enfrenta primeramente al flujo de aire, es redondeado y liso, su objetivo es permitir al perfil trabajar a alto rendimiento en diferentes ángulos de ataque hasta que cae inevitablemente en pérdida.
- **Borde de fuga:** borde de salida del flujo, el objetivo es evitar que el flujo rodee el perfil y genere recirculación.
- **Cuerda del perfil:** línea recta de longitud  $c$  que va desde el borde de ataque hasta el borde de fuga.
- **Línea de curvatura:** línea equidistante entre intradós y extradós. La distancia máxima entre esta línea y la cuerda se conoce como curvatura máxima del perfil,  $c_{max}$ , estando normalmente entre el 25 % y 50 % de la cuerda. Dicha curvatura suele ir desde un valor nulo para perfiles simétricos, hasta valores de 15 % aproximadamente.
- **Distribución del espesor:** distancia entre intradós y extradós, normalmente el máximo  $t_{max}$  se obtiene entre 20 % y 40 % de la cuerda. A mayor grosor del perfil, mayor resistencia aerodinámica.

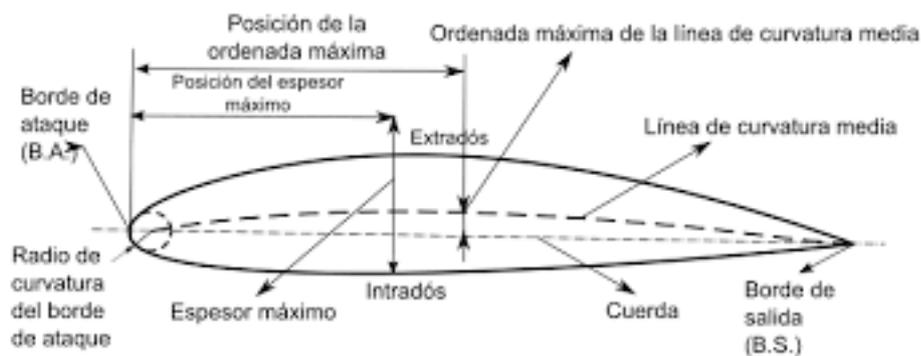


Figura 2.1.1. Características de un perfil aerodinámico [17].

El perfil aerodinámico genera dos fuerzas principalmente:

- **Sustentación, L** (*Lift* en inglés): perpendicular al flujo incidente, se considera positiva si se dirige hacia el extradós.
- **Resistencia, D** (*Drag* en inglés): componente en la misma dirección y sentido del flujo incidente.

### 2.1.1. Sustentación

La fuerza de sustentación se da cuando el perfil forma un ángulo de ataque con el flujo sin perturbar, dicho ángulo de ataque se cuantifica desde la línea de sustentación nula del perfil. Cuando el perfil aerodinámico trabaja a bajos ángulos de ataque, el flujo rodea el perfil sin perturbaciones como un flujo laminar casi bidimensional, salvo en la capa límite donde predominan los efectos viscosos. La sustentación es generada por la diferencia de presiones entre intradós y extradós, siendo el extradós una zona de depresión donde el flujo es succionado, y el intradós una zona donde la presión es mayor que la atmosférica.

Una vez el ángulo de ataque aumenta hasta los  $15^\circ$  aproximadamente, dependiendo del perfil, se entra en pérdida debido al desprendimiento del flujo en el extradós, donde el flujo pasa a ser turbulento y se pierde el efecto de succión y por lo tanto depresión, por lo que se pierde considerablemente la sustentación mientras aumenta la resistencia.

### 2.1.2. Resistencia

La resistencia del perfil es debida a la distribución de presiones sobre el mismo y principalmente a los efectos viscosos en la capa límite, que generan un gradiente de velocidades y anulan las velocidades en la superficie del perfil, lo que genera un esfuerzo de cortadura en la capa límite.

### 2.1.3. Coeficientes adimensionales en un perfil aerodinámico

Seguidamente, se mostrarán los coeficientes aerodinámicos de sustentación, resistencia y momento sobre la pala en la Ecuación 2.1.1, así mismo se mostrará y explicará la dependencia de estos perfiles sobre diferentes parámetros geométricos.

$$\begin{aligned}
 C_L &= \frac{L}{\frac{1}{2}\rho V^2 S} = C_L(\alpha, Re, Ma, \frac{t_{max}}{c}, \frac{c_{max}}{c}) \\
 C_D &= \frac{D}{\frac{1}{2}\rho V^2 S} = C_D(\alpha, Re, Ma, \frac{t_{max}}{c}, \frac{c_{max}}{c}) \\
 C_M &= \frac{M}{\frac{1}{2}\rho V^2 S} = C_M(\alpha, Re, Ma, \frac{t_{max}}{c}, \frac{c_{max}}{c})
 \end{aligned} \tag{2.1.1}$$

Seguidamente se muestra la dependencia de dichos coeficientes con los parámetros mostrados.

- **Ángulo de ataque,  $\alpha$ :** el coeficiente de sustentación tiene una alta dependencia del ángulo de ataque, creciendo linealmente con el ángulo de ataque hasta el ángulo

de ataque de entrada en pérdida, sobre los  $15^\circ$ . El coeficiente de resistencia tiene un comportamiento parabólico con forma de U, disparándose los valores cuando se entra en pérdida. El coeficiente de momento muestra un comportamiento constante.

- **Número de Reynolds,  $Re$ :** Para altos números de Reynolds, se muestra una mayor influencia de las fuerzas inerciales que de las fuerzas viscosas, lo que resulta en una mayor eficiencia aerodinámica.
- **Número de Mach,  $Ma$ :** No suele tener una gran influencia, ya que en rotores pequeños se suele trabajar en régimen incompresible. No obstante, se pueden introducir correcciones para considerar su efecto.
- **Parámetros geométricos,  $\frac{t_{max}}{c}$ ,  $\frac{c_{max}}{c}$ :** Perfiles de bajo espesor trabajan bien en rangos de pequeños ángulos de ataque, mientras que perfiles de gran espesor indican una pala robusta, retrasan la entrada en pérdida, pero también generan mayor resistencia. Las palas suelen tener diseños con espesores pequeños en punta de pala, aumentando el espesor al acercarse a la raíz de la pala. La curvatura tiene efecto sobre los coeficientes de sustentación, aumentándolos para mayores ángulos de ataque.

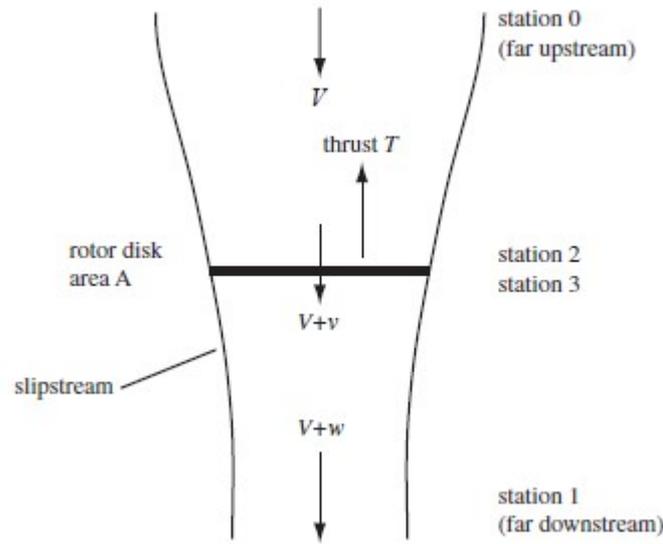
## 2.2. Teoría de Cantidad de Movimiento

La Teoría de Cantidad de Movimiento (TCM) demuestra como la corriente del flujo libre se ve acelerada a su paso por la hélice, siendo la cantidad de movimiento perdida por la hélice, la ganada por la corriente, es decir, la hélice consume una potencia para acelerar el flujo y consecuentemente generar una fuerza de tracción. La Teoría de Cantidad de Movimiento aplica las leyes de conservación de masa, momento, y energía en un volumen de control determinado, para así estudiar el comportamiento del flujo a su paso por la hélice. La hélice genera una fuerza de tracción perpendicular a su plano debido a la interacción de las palas con la corriente incidente. Debido a la tercera Ley de Newton de acción - reacción, al acelerarse el flujo tras el disco de la hélice, se genera una fuerza opuesta, la tracción [17]. Cabe destacar que durante algunos puntos de la teoría se hablará de rotores en lugar de hélices, esto es debido a que gran parte de la revisión bibliográfica estudia rotores de helicóptero, pero cuando se habla de drones, es más correcto utilizar el concepto de hélice como el conjunto de palas que genera la tracción, que hablar de rotores. No obstante, el término rotores es aceptado para cualquier aeronave que tenga capacidad de vuelo a punto fijo, como es el caso del proyecto. Para el estudio de la Teoría de Cantidad de Movimiento se deben considerar las siguientes hipótesis:

- La hélice se modeliza como un disco actuador totalmente poroso, plano, del mismo radio que la hélice que sustituye.
- La corriente de aire afectada por el disco actuador es modelizada como un tubo de corriente de sección circular extendido desde aguas arriba, hasta aguas abajo.
- El perfil de velocidades y presiones en las secciones paralelas al plano de la hélice es uniforme, de modo que existe una simetría azimutal a lo largo del tubo de corriente.

- Se considera movimiento del fluido dentro del tubo de corriente unidimensional, estacionario e incompresible, es decir, no hay velocidades radiales ni azimutales, y el número de Reynolds es elevado, por lo que se desprecian los efectos viscosos.
- Se desprecian los efectos de rotación de estela y las pérdidas en punta de pala.
- Presión aguas arriba y aguas abajo de la hélice igual a la presión atmosférica.

En la Figura 2.2.1 se muestra un esquema unidimensional del volumen de control considerado para el estudio.



**Figura 2.2.1.** Volumen de control considerado en la Teoría de Cantidad de Movimiento [17].

Siendo el término *slipstream* la estela del volumen de control,  $V$  la velocidad del flujo libre aguas arriba de la hélice,  $v$  la velocidad inducida en el disco actuador ( $v_i$ ),  $w$  la velocidad inducida aguas abajo de la hélice ( $v_{i2}$ ). Se puede aplicar el Teorema de conservación de la masa para el modelo TCM según la Ecuación 2.2.1.

$$\begin{aligned}
 \iint \rho \cdot d\vec{V} \cdot d\vec{S} &= 0 \\
 -\rho \cdot V \cdot S_0 + \rho \cdot (V + v_{i2}) \cdot S_2 &= 0 \\
 \dot{m} = \rho \cdot V \cdot S_0 = \rho \cdot (V + v_{i2}) \cdot S_2 = \rho \cdot (V + v_i) \cdot S_1
 \end{aligned}
 \tag{2.2.1}$$

Una vez obtenido el flujo másico del volumen de control, aplicando el Teorema de conservación de la cantidad de movimiento para el modelo TCM, se obtiene la tracción generada por el conjunto de palas, según la Ecuación 2.2.2, siendo  $F_A$  igual a la fuerza que ejerce el fluido sobre la hélice (T).

$$\begin{aligned}
 \vec{F}_{ext} &= \iint p \cdot d\vec{S} + \iiint (\rho \cdot \vec{V} \cdot d\vec{S}) \cdot \vec{V} = \vec{F}_A + \iint (\rho \cdot \vec{V} \cdot d\vec{S}) \cdot \vec{V} = 0 \\
 T &= (-) \iint (\rho \cdot \vec{V} \cdot d\vec{S}) \cdot \vec{V} + (\rho \cdot \vec{V} \cdot d\vec{S}) \cdot \vec{V} = \rho \cdot S_2 \cdot (V + v_{i2})^2 - \rho \cdot S_0 \cdot V^2 \quad (2.2.2) \\
 T &= \dot{m} \cdot (V + v_{i2}) - \dot{m} \cdot V = \dot{m} \cdot v_{i2}
 \end{aligned}$$

Siguiendo con las ecuaciones de conservación, aplicando el Teorema de conservación de la energía para el modelo TCM, se obtiene la potencia consumida por la hélice para acelerar el flujo según la Ecuación 2.2.3.

$$\begin{aligned}
 P &= \frac{1}{2} \cdot \dot{m} \cdot [(V + v_{i2})^2 - V^2] = T \cdot (V + v_i) \\
 P &= \frac{1}{2} \cdot \dot{m} \cdot [(V + v_{i2})^2 - V^2] = \frac{1}{2} \cdot \dot{m} \cdot v_{i2} \cdot [v_{i2} + 2V] \quad (2.2.3) \\
 P &= T \cdot (V + v_i) = \dot{m} \cdot v_{i2} \cdot (V + v_i)
 \end{aligned}$$

Igualando los dos últimos términos de la Ecuación 2.2.3 se puede obtener trivialmente la velocidad inducida aguas abajo de la hélice, la cual es  $v_{i2} = 2v_i$ .

Considerando el vuelo en punto fijo, según el cual no existe velocidad del flujo aguas arriba ( $V = 0$ ), a partir de la Ecuación 2.2.2 se obtiene la velocidad inducida en la hélice en vuelo a punto fijo ( $v_{i0}$ ), considerando equilibrio de fuerzas, por lo que la tracción será igual al peso total ( $T = mg$ ).

$$v_{i0} = \sqrt{\frac{mg}{2\rho A}} \quad (2.2.4)$$

Siendo  $A = \pi R^2$  el área del disco poroso que sustituye la hélice. A partir de la Ecuación 2.2.4 y considerando  $v_i(V + v_i) = v_{i0}^2$ , se puede obtener la velocidad inducida en la hélice según  $v_{i0}$  y  $V$  según la Ecuación 2.2.5.

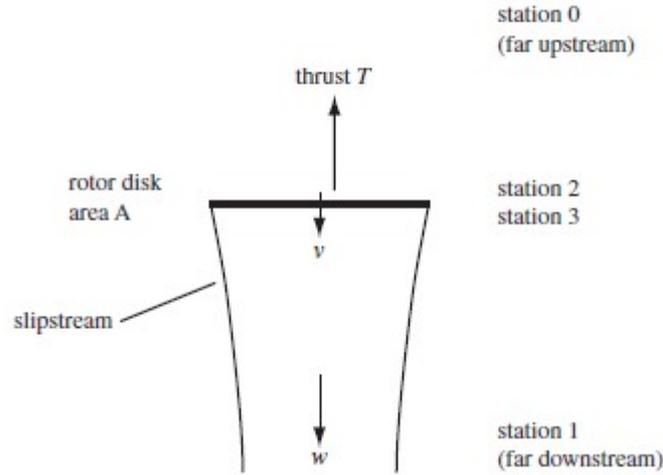
$$v_i = -\frac{V}{2} + \sqrt{\left(\frac{V}{2}\right)^2 + v_{i0}^2} \quad (2.2.5)$$

Seguidamente, a partir de la Ecuación 2.2.3 y la Ecuación 2.2.5, se puede obtener la potencia consumida por el rotor según la Ecuación 2.2.6 en función de las velocidades  $v_{i0}$  y  $V$ .

$$P = T(V + v_i) = T \left( \frac{V}{2} + \sqrt{\left(\frac{V}{2}\right)^2 + v_{i0}^2} \right) \quad (2.2.6)$$

### 2.2.1. Vuelo a punto fijo

En esta sección, se pretende obtener los parámetros estudiados anteriormente para el vuelo a punto fijo, cuyo volumen de control se aprecia en la Figura 2.2.2.



**Figura 2.2.2.** Volumen de control para el vuelo a punto fijo considerado en la Teoría de Cantidad de Movimiento [17].

Según lo observado, la velocidad aguas arriba es  $V = 0$ . Aplicando el principio de Bernoulli se puede obtener la presión ejercida por el flujo sobre la hélice, según la Ecuación 2.2.7.

$$T/A = p_3 - p_2 = \frac{1}{2}\rho v_{i2}^2 \quad (2.2.7)$$

Teniendo en cuenta las ecuaciones obtenidas anteriormente Ecuación 2.2.1 y Ecuación 2.2.2 se obtiene que  $T = \dot{m}v = 2\rho Av^2$ , obteniendo la velocidad inducida como ya se ha demostrado en la Ecuación 2.2.4. La potencia consumida por el rotor en vuelo a punto fijo se muestra en la Ecuación 2.2.8.

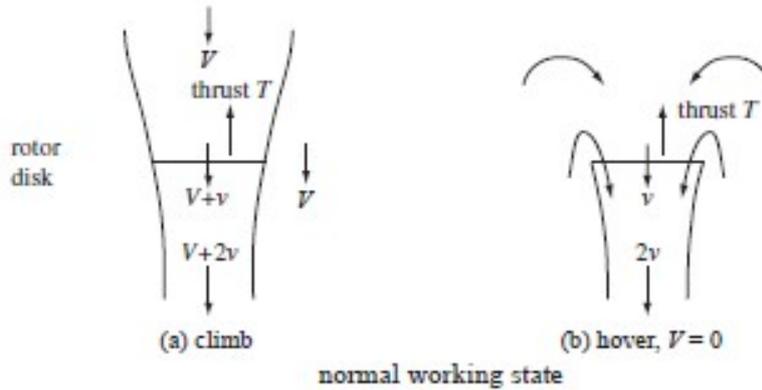
$$P = Tv = T\sqrt{\frac{T}{2\rho A}} \quad (2.2.8)$$

Para medir la eficiencia de la hélice en vuelo a punto fijo, se utiliza lo conocido como Figura de Mérito (FM), es una medida de eficiencia que hace la relación entre la potencia ideal consumida por el rotor, y la potencia real. Se puede expresar la Figura de Mérito según la ecuación Ecuación 2.5.7.

$$FM = \frac{P_{ideal}}{P} = \frac{T\sqrt{T/2\rho A}}{P} = \frac{C_T^{3/2}/\sqrt{2}}{C_P} \quad (2.2.9)$$

Normalmente, los rotores suelen tener una figura de mérito rondando  $FM = 0.74$  a  $0.78$ , siendo rotores ineficientes aquellos con una  $FM = 0.5$ . El rotor ideal es aquel que tiene una FM unitaria, lo cual es prácticamente de alcanzar debido a las pérdidas de potencia no inducida así como las pérdidas en punta de pala.

Para el proyecto se estudiará un rotor en vuelo ascendente y en punto fijo, siendo este estado de trabajo conocido como *normal working state* [17], cuyo volumen de control se muestra en la Figura 2.2.3



**Figura 2.2.3.** Volumen de control en *normal working state* considerado en la Teoría de Cantidad de Movimiento [17].

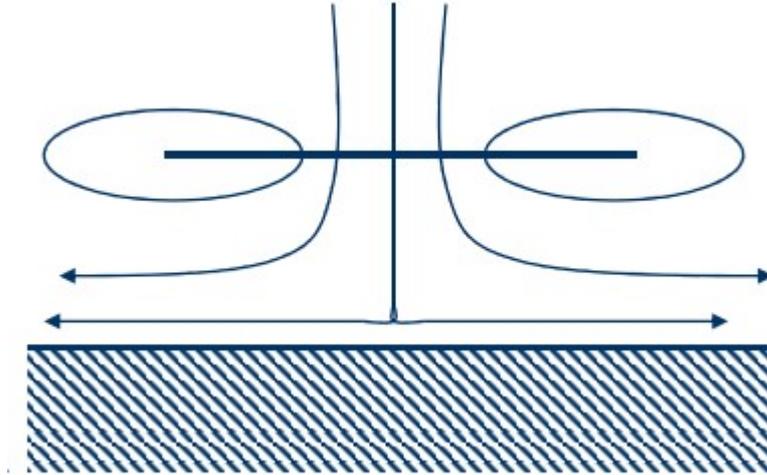
Los demás estados de vuelo se dan en vuelo descendente y son conocidos como *vortex ring state* cuando  $V \approx -\frac{1}{2}v_{i0}$ . *Turbulent wake state* representa la autorrotación ideal cuando  $V + v_{i0} = 0$ . *Windmill brake state* cuando  $V < -2v_{i0}$ .

## 2.2.2. Efecto suelo

Muchos drones hacen trabajos de exploración, detección, localización precisa, monitoreo o medición de desastres naturales [18], todos estos trabajos cerca del suelo conllevan que estos drones puedan estar expuestos al fenómeno de efecto suelo. El punto a favor de los drones en este tipo de trabajos es que pueden trabajar cerca del suelo sin alterar gravemente el mismo, de modo que no hay interacción física entre el entorno y el UAV. Es por eso que está creciendo el diseño de drones que trabajan aprovechándose del efecto suelo y de una de sus características principales: un mismo rotor necesita menos potencia para generar la misma tracción. Cada vez más drones se utilizan en la industria para la inspección y mantenimiento de plantas industriales, obtención de objetos situadas en áreas de difícil acceso, etc [18].

Para este proyecto, se realizará un estudio de efecto suelo sobre una sola hélice. La proximidad del suelo al plano de la hélice en vuelo a punto fijo limita la estela producida por la hélice y, por lo tanto, reduce la velocidad inducida en la hélice, lo que conlleva una reducción de la potencia requerida para un determinado empuje. De este modo, para una potencia determinada, como ya se ha comentado, aumenta la tracción con el efecto suelo.

El efecto suelo ha sido examinado durante años teóricamente utilizando el método de las imágenes, colocando una hélice en forma de espejo por debajo del plano del suelo, de modo que la condición de contorno de no flujo a través del suelo se satisface. En la Figura 2.2.4 se muestra un esquema de la estela generada por la hélice durante el efecto suelo.



**Figura 2.2.4.** Volumen de control bajo el efecto suelo [18].

El efecto suelo es generalmente despreciable cuando la hélice está a más de un diámetro sobre el suelo ( $z/R > 2$ ). Existen varios modelos para calcular teóricamente el efecto suelo. Para este proyecto, se han comparado 3 modelos diferentes con el CFD, el modelo de Cheeseman y Bennett (1955), el modelo de Hayden (1976) y el modelo de Schmaus, Berry, Gross y Koliais (2012) [17]. En el primer mencionado, se realizó un estudio basado en el método de las imágenes y desarrollaron un modelo utilizando la TEP para incorporar la influencia del empuje. Hayden hizo un estudio empírico y más tarde una correlación de diferentes pruebas de vuelo para analizar el comportamiento del rotor con influencia del suelo en vuelo estacionario. Schmaus, Berry, Gross, y Koliais hicieron un experimento con un *quadrotor* propulsado por humanos, en el que se estudió el comportamiento de 4 palas diferentes [19], cabe destacar que dicho modelo es válido hasta  $z/R = 2$ , a partir de cuyo valor, si se supera, existen indeterminaciones en el modelo, pues el estudio se realizó hasta  $z/R = 2$ . Seguidamente, se muestran en la Figura 2.2.5 las curvas de los diferentes modelos realizados para cuantificar el efecto suelo (Ecuación 2.2.10, Ecuación 2.2.11, Ecuación 2.2.12), siendo las siglas IGE (*In Ground Effect*) utilizadas para el efecto suelo, y OGE (*Out of Ground Effect*) cuando no existe efecto suelo.

$$T_{IGE}/T_{OGE} = \left[ 1 - \frac{1}{(4z/R)^2} \right]^{-1} \quad (2.2.10)$$

$$T_{IGE}/T_{OGE} = \left[ 0.146 - \frac{0.03794}{(z/2R)^2} \right]^{2/3} \quad (2.2.11)$$

$$T_{IGE}/T_{OGE} = \left[ 0.146 + 2.090 \left( \frac{z}{R} \right) - 2.068 \left( \frac{z}{R} \right)^2 + 0.932 \left( \frac{z}{R} \right)^3 - 0.157 \left( \frac{z}{R} \right)^4 \right]^{-2/3} \quad (2.2.12)$$

Seguidamente, en la Figura 2.2.5 se muestra las tendencias que siguen dichos modelos.

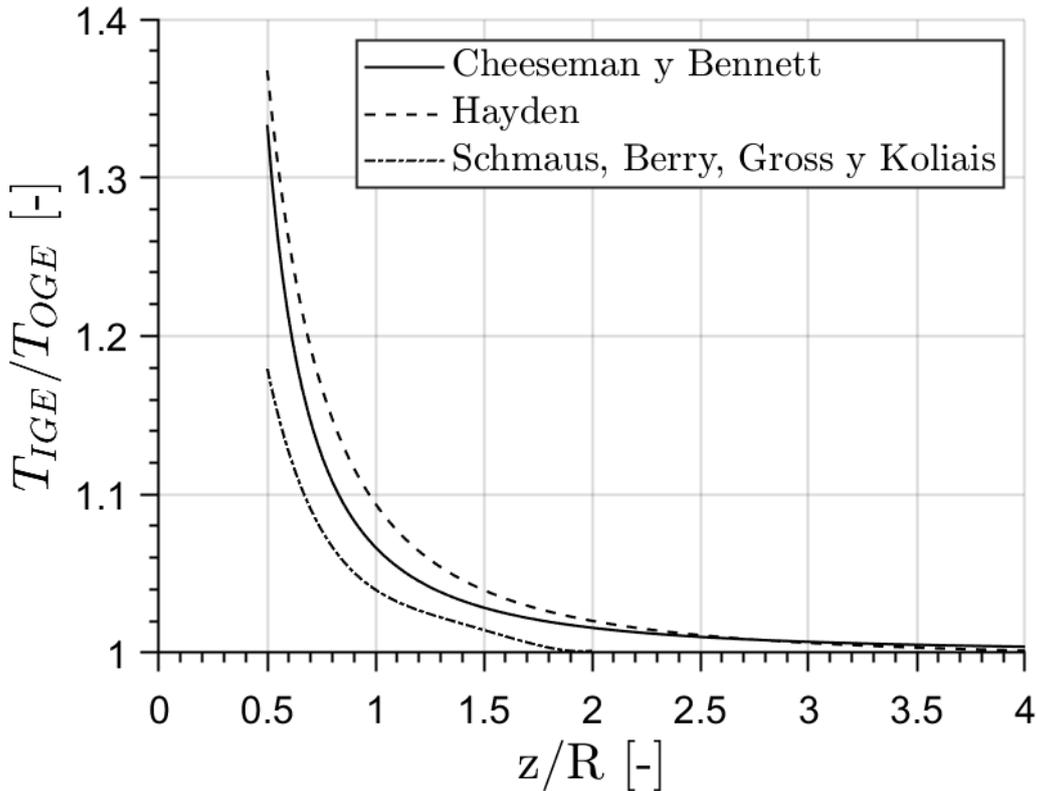
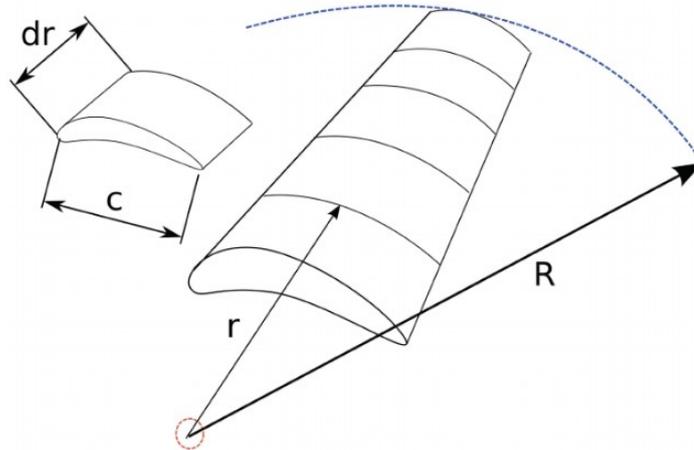


Figura 2.2.5. Tendencias efecto suelo para diferentes modelos.

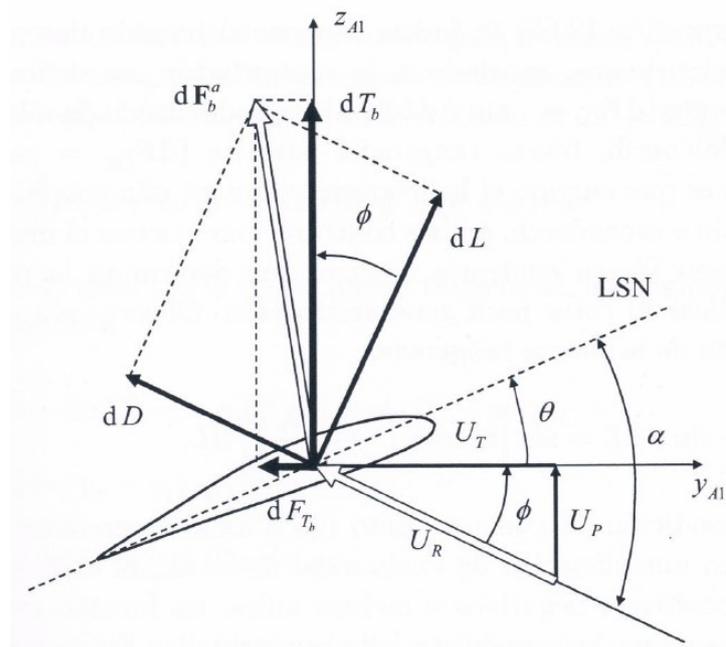
### 2.3. Teoría de Elemento de Pala

La Teoría de Elemento de Pala concibe la idea que el área barrida por la hélice es un conjunto de áreas anulares concéntricas, de modo que la acción de la pala es la suma de las acciones independientes en cada uno de los anillos. La pala es dividida longitudinalmente en elementos independientes entre sí. Esta teoría tiene como objetivo analizar la variación radial de la carga a lo largo de las palas. Además, esta teoría permite incorporar los efectos de la geometría de la pala como pueden ser el número de palas, el tipo de perfiles a lo largo de la pala, la solidez, o la torsión. Así pues, la TEP tiene como objetivo obtener las distribuciones radiales de las fuerzas aerodinámicas a lo largo de la pala, integrándolo posteriormente para obtener las fuerzas aerodinámicas globales. Se consideran fuerzas viscosas despreciables, flujo estacionario e incompresible, efectos tridimensionales obtenidos mediante métodos semiempíricos, y no se tiene en cuenta la rotación de la estela. En la

Figura 2.3.1 se muestra la división en elementos realizada en la pala en el estudio TEP. Seguidamente, en la Figura 2.3.2 se muestra una vista de sección de la pala donde se aplica el estudio de TEP, con sus correspondientes fuerzas, ángulos y velocidades.



**Figura 2.3.1.** División de elementos en Teoría de Elementos de Pala [20].



**Figura 2.3.2.** Sección de elemento de pala [20].

Así pues, observando el esquema, LSN hace referencia a la línea de sustentación nula,  $dL$  es el diferencial de sustentación,  $dD$  el diferencial de resistencia de la sección,  $dT$  el diferencial de tracción generada en la sección,  $\alpha$  el ángulo de ataque en la sección,  $\phi$  el ángulo de paso de la sección,  $\theta$  el ángulo de incidencia de la corriente en la sección.  $U_P$  es la suma de velocidad de la corriente y velocidad inducida,  $U_T$  la velocidad angular y  $U_R$  la velocidad de incidencia en la sección, la cual se puede representar como el módulo del sumatorio de las dos anteriores. A continuación, se muestran las definiciones de los parámetros básicos de la TEP en la Ecuación 2.3.1.

$$\begin{aligned}
 U_P &= V + v_i \\
 U_T &= \Omega r \\
 U_R &= \sqrt{U_P^2 + U_T^2} \\
 \alpha(r) &= \theta(r) + \phi(r) \\
 \phi(r) &= \arctan\left(\frac{U_P}{U_T}\right) = -\arctan\left(\frac{V + v_i}{\Omega r}\right)
 \end{aligned} \tag{2.3.1}$$

Las fuerzas de sustentación y resistencia en el perfil, conocidos sus coeficientes aerodinámicos, se pueden expresar como la Ecuación 2.3.2

$$\begin{aligned}
 dL &= \frac{1}{2}\rho U_R^2 c c_l dr \\
 dD &= \frac{1}{2}\rho U_R^2 c c_d dr \\
 dF_z &= dL \cos \phi - dD \sin \phi \\
 dF_x &= dL \sin \phi + dD \cos \phi
 \end{aligned} \tag{2.3.2}$$

Una vez calculadas las fuerzas aerodinámicas, se puede obtener la tracción generada en la sección, el par generado, y la potencia (Ecuación 2.3.3).

$$\begin{aligned}
 dT &= B dF_z \\
 dQ &= B r dF_x \\
 dP &= \Omega dQ = B \Omega r dF_x
 \end{aligned} \tag{2.3.3}$$

Nótese que la resistencia está reduciendo el par y por lo tanto la potencia, mientras que aumenta la tracción. Para obtener la tracción, potencia y par generados en la hélice, se debería integrar a lo largo de la pala, según la Ecuación 2.3.4.

$$\begin{aligned}
 T &= B \cdot \int_0^R dF_z \\
 Q &= B \cdot \int_0^R r dF_x \\
 P &= \Omega \int_0^R dQ = (B\Omega) \cdot \int_0^R r dF_x
 \end{aligned} \tag{2.3.4}$$

## 2.4. Combinación de TCM y TEP: BEM

En inglés, conocida la combinación de TCM y TEP como *Blade Element Momentum Theory* (BEM). Es una técnica de modelización muy ligada a investigaciones actuales de mecánica de fluidos computacional (CFD). La BEM tiene como objetivo obtener las acciones aerodinámicas en una pala en función de su comportamiento radial y hacerlo coincidir con el comportamiento global obtenido mediante TCM, es decir, la teoría BEM combina la Teoría de Cantidad de Momento y la Teoría de Elemento de Pala. El objetivo prioritario de dicha combinación es terminar con la suposición que se realiza en la TCM de que la velocidad inducida es uniforme en secciones paralelas al plano de la hélice. Así pues, combinando las ecuaciones obtenidas para la tracción, se obtiene la Ecuación 2.4.1.

$$\begin{aligned}
 dT|_{TCM} &= 2\rho v_i(V + v_i)dS = 2\rho v_i(V + v_i)2\pi r dr \\
 dT|_{TEP} &= \frac{1}{2}B\rho(\Omega r)^2 c_l dr \\
 dT|_{TCM} &= dT|_{TEP} \quad (2.4.1)
 \end{aligned}$$

$$\frac{v_i}{\Omega R} = \frac{1}{2} \left[ -\left( \frac{V}{\Omega R} + \frac{a\sigma}{8} \right) + \sqrt{\left( \frac{V}{\Omega R} + \frac{a\sigma}{8} \right)^2 + 4\frac{a\sigma}{8} \left( x\theta - \frac{V}{\Omega R} \right)} \right]$$

Se observa que se obtiene una función para obtener la velocidad inducida en función de diferentes parámetros, geométricos y físicos,  $\frac{v_i}{\Omega R} = f\left(x, \sigma, a, \theta, \frac{V}{\Omega R}\right)$ . Siendo  $x = r/R$  la distribución radial,  $c_l = a \cdot \alpha$  siendo  $a$  la pendiente de la curva del coeficiente de sustentación, y  $\sigma$  la solidez de la pala, cuya obtención se muestra en la Ecuación 2.4.2.

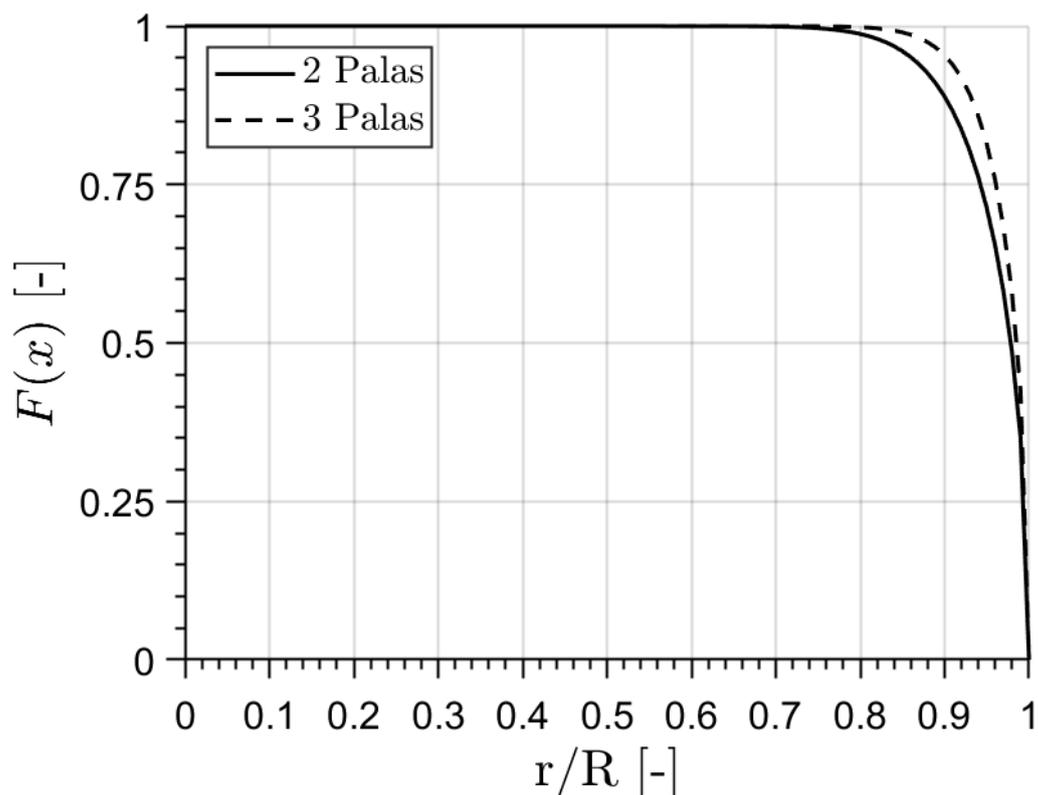
$$\sigma = \frac{Bc}{\pi R} \quad (2.4.2)$$

### 2.4.1. Influencia de la punta de pala

Cabe destacar que se debe analizar la influencia de la punta de pala debido a circulación de flujo que pasa del intradós al extradós y factores tridimensionales. La influencia del efecto de punta de pala se modelizan en la teoría combinada BEM mediante factores de corrección con valores de 0 a 1, caracterizando la reducción de fuerzas a lo largo de la pala. El factor de corrección más utilizado es el conocido como Modelo de Prandtl, el cual se limita a resolver la velocidad axial media del fluido comprendido entre estelas turbillobonarias correspondientes a dos palas consecutivas. El factor de corrección de modificación radial de la ecuación se muestra en la Ecuación 2.4.3.

$$F(x) = \frac{2}{\pi} \cos^{-1} \left( \exp \left[ -\frac{(B/2)(1-x)}{x \sin \phi(x)} \right] \right) \quad (2.4.3)$$

Siendo pues el factor de corrección una función dependiente de la geometría de la pala y del ángulo de incidencia en cada sección de la misma. Así pues, la función de corrección sigue la tendencia mostrada a continuación en la Figura 2.4.1. Cabe destacar que se ha realizado una aproximación para el caso de vuelo  $J = 0.2$ , con una velocidad del flujo aguas arriba de  $V = 3.81 \text{ m/s}$ , se ha despreciado el efecto de  $v_{i0}$  para la representación de la figura, ya que se debería realizar un proceso iterativo entre la misma y el factor de corrección.



**Figura 2.4.1.** Función de corrección de Prandtl.

Este factor de corrección se debe aplicar en las ecuaciones de tracción y par obtenidas por TCM o TEP para la obtención de la distribución radial de tracción y par considerando los efectos de pérdida en punta de pala.

## 2.4.2. Rotor de torsión ideal

Un rotor de torsión ideal es aquel que genera una distribución de  $v_i$  constante a lo largo de la sección paralela al plano del rotor. Estos rotores requieren una potencia inducida mínima para generar la tracción correspondiente [20]. Se caracteriza, por lo tanto, por los siguientes parámetros mostrados en la Ecuación 2.4.4, siendo la ley de ángulo de paso hiperbólica.

$$\begin{aligned}
 v_i = cte &\rightarrow xa(x)\alpha(x)\sigma(x) = cte \\
 a(x) &= cte \\
 \sigma(x) &= cte \\
 x\alpha(x) = \alpha_t &\rightarrow \alpha(x) = \frac{\alpha_t}{x}
 \end{aligned} \tag{2.4.4}$$

Los coeficientes aerodinámicos se pueden calcular según la Ecuación 2.4.5.

$$\begin{aligned}
 C_T &= \frac{\sigma a}{4}\alpha_t = \frac{\sigma a}{4} \left( \theta_t - \sqrt{\frac{C_T}{2}} \right) \\
 C_Q &= C_{Q_i} + C_{Q_0} \\
 C_{Q_i} &= -\phi_t C_T = C_T \sqrt{\frac{C_T}{2}} \\
 C_{Q_0} &= \frac{\sigma}{8} \left( \delta_0 + \frac{4}{3}\delta_1 \left( \theta_t - \sqrt{\frac{C_T}{2}} \right) + 2\delta_2 \left( \theta_t - \sqrt{\frac{C_T}{2}} \right)^2 \right)
 \end{aligned} \tag{2.4.5}$$

### 2.4.3. Rotor óptimo

Un rotor óptimo es también un rotor de torsión ideal, además de requerir una potencia parásita mínima. Se caracteriza por una ley de solidez hiperbólica y por lo tanto también la cuerda a lo largo de la pala. La ley de ángulo de paso también es hiperbólica. En un rotor óptimo, la eficiencia aerodinámica será máxima ( $c_l/c_d \max$ ) En la Ecuación 2.4.6 se muestran los parámetros característicos.

$$\begin{aligned}
 v_i = cte &\rightarrow xa(x)\alpha(x)\sigma(x) = cte \\
 a(x) &= cte \\
 \alpha(x) &= \alpha_{opt} = cte \\
 xa\sigma(x)\alpha_{opt} = cte &\rightarrow x\sigma(x) = \sigma_t \rightarrow \sigma(x) = \frac{\sigma_t}{x} \\
 \alpha_{opt} = \theta(x) + \frac{\phi_t}{x} &\rightarrow \theta(x) = \alpha_{opt} - \frac{\phi_t}{x}
 \end{aligned} \tag{2.4.6}$$

Los coeficientes aerodinámicos para un rotor óptimo se muestran seguidamente en la Ecuación 2.4.7.

$$\begin{aligned}
 c_l &= a\alpha_{opt} \\
 c_d &= \delta_0 + \delta_1\alpha_{opt} + \delta_2\alpha_{opt}^2 \\
 C_T &= \frac{1}{4}\sigma_t c_l \\
 C_Q &= C_{Q_i} + C_{Q_0} \\
 C_{Q_i} &= C_T \sqrt{\frac{C_T}{2}} \\
 C_{Q_0} &= \frac{1}{6}\sigma_t c_d
 \end{aligned} \tag{2.4.7}$$

## 2.5. Parámetros característicos de la aerodinámica rotatoria

En este apartado, se procede a mostrar los parámetros más relevantes de la aerodinámica rotatoria, los cuales serán vitales y de especial relevancia en este proyecto. Estos parámetros son la tracción, la potencia transmitida por el eje y el par generado en la pala, así como la eficiencia propulsiva de la hélice. Además, se debe enunciar también el ratio de avance de la hélice.

- **Número de Reynolds, Re:** Número adimensional que marca la relación entre fuerzas inerciales y fuerzas viscosas. Altos números de Reynolds indican predominio de las fuerzas inerciales, bajos números de Reynolds, predominio de las fuerzas viscosas. Para la realización del proyecto, se ha utilizado un número de Reynolds considerando como longitud característica la cuerda en el 75 % de longitud radial de la pala, y como velocidad característica la velocidad angular también en el 75 % de longitud radial de la pala [21]. En la Ecuación 2.5.1 se muestra la expresión de dicho número adimensional.

$$Re = \frac{\rho V_{75\%} c_{75\%}}{\mu} = \frac{\rho \Omega r_{75\%} c_{75\%}}{\mu} \tag{2.5.1}$$

- **Ratio de avance:** Se trata de la relación entre la velocidad del flujo sin perturbar aguas arriba, y la velocidad y el producto del diámetro de la hélice por las revoluciones por segundo del mismo.

$$J = \frac{V}{rpsD} \tag{2.5.2}$$

- **Coefficiente de tracción:** El coeficiente de tracción se obtiene como se muestra en la Ecuación 2.5.3.

$$C_T = \frac{T}{\rho r p s^2 D^4} \quad (2.5.3)$$

- **Coefficiente de par:** El coeficiente de par se obtiene como se muestra en la Ecuación 2.5.4.

$$C_Q = \frac{Q}{\rho r p s^2 D^5} \quad (2.5.4)$$

- **Coefficiente de par:** El coeficiente de par se obtiene como se muestra en la Ecuación 2.5.5.

$$C_P = \omega C_Q = 2\pi r p s C_Q = \frac{P}{\rho r p s^3 D^5} \quad (2.5.5)$$

- **Eficiencia propulsiva:** La eficiencia propulsiva viene dada como el ratio entre la potencia efectiva y la potencia transmitida por el rotor, se muestra en la Ecuación 2.5.6.

$$\eta = \frac{TV}{P} = \frac{C_T J}{C_P} \quad (2.5.6)$$

- **Figura de Mérito:** Para condiciones de vuelo a punto fijo, la eficiencia propulsiva es nula, por lo que se debe medir la eficiencia de la hélice en condiciones de vuelo estático, ya que es igualmente importante tener referencias en esta condición de vuelo. La Figura de Mérito mide el ratio entre la potencia ideal para el vuelo a punto fijo y la potencia requerida para el mismo. En la Ecuación 2.5.7 se observa su expresión, siendo la potencia ideal obtenida mediante la Ecuación 2.2.8.

$$FM = \frac{P_{ideal}}{P} = \frac{T\sqrt{T/2\rho A}}{P} = \frac{C_T^{3/2}/\sqrt{2}}{C_P} \quad (2.5.7)$$

El rendimiento propulsivo de las hélices viene indicado generalmente por los parámetros mostrados anteriormente y por las cargas radiales de la pala. En cuanto al diseño de las hélices, existen dos principalmente, los de ángulo de paso constante, y los de velocidad constante. En este proyecto se estudiarán los primeros, cuya ventaja principal reside en que los parámetros de rendimiento solo dependen de la velocidad del flujo sin perturbar, y de la velocidad de rotación de la hélice. La desventaja está en que, al aumentar el ratio de avance, aumenta también la velocidad de incidencia y por lo tanto el ángulo de incidencia, lo que reduce el ángulo de ataque, por lo que lleva a una reducción de la tracción a altos ratios de avance.



---

---

# CAPÍTULO 3

---

## DISEÑO DE LA GEOMETRÍA.

### Contenido del capítulo

---

3.1. Pala DA4052 . . . . .	<b>32</b>
3.2. Optimización mediante Teoría de Elemento de Pala (BET) . . . . .	<b>35</b>
3.2.1. Caso 2 - Variación del ángulo de paso y cuerda para altas velocidades . . . . .	36
3.2.2. Caso 3 - Variación del ángulo de paso y cuerda para bajas velocidades . . . . .	38

---

### 3.1. Pala DA4052

La hélice elegida para el caso base del proyecto es el DA4052, ya que ha sido ampliamente estudiada en la literatura. Se trata de una pala generalmente diseñada mediante impresión 3D, que fue primeramente utilizada por la Universidad Illinois Urbana-Champaign (UIUC), de donde se pueden extraer todos los datos relacionados con su diseño [22]. Para el caso base, se ha decidido estudiar una hélice bipala, por tener más fuentes de validación, y ser más comúnmente usados en *drones* . La pala estudiada tiene un diámetro de 9 pulgadas (0.2286 metros). A continuación, se muestra una vista de planta (Figura 3.1.1) y otra frontal (Figura 3.1.2) de la pala utilizada para los estudios del caso base.

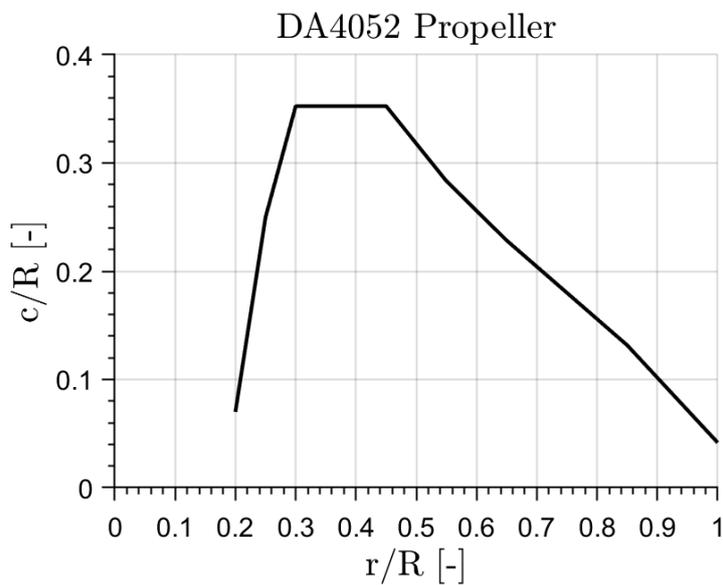


**Figura 3.1.1.** Vista de planta de la pala DA4052.

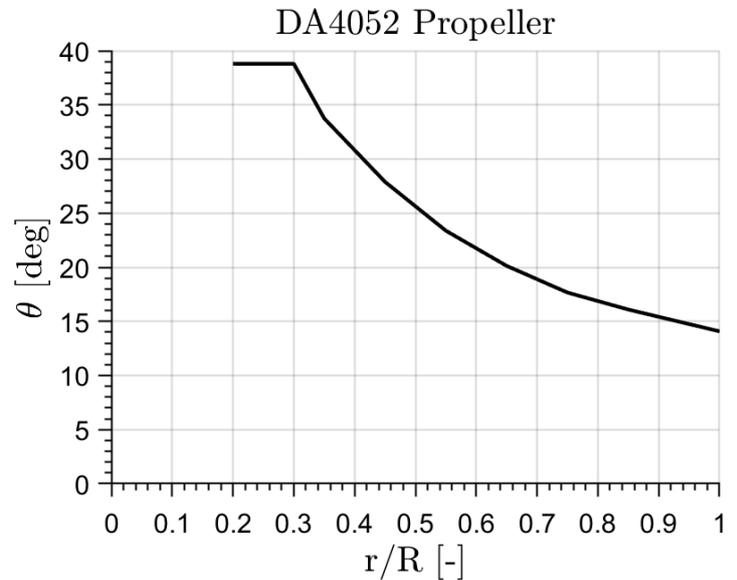


**Figura 3.1.2.** Vista frontal de la pala DA4052.

Seguidamente, se muestra la distribución de la cuerda a lo largo de la pala (Figura 3.1.3a) y la distribución de la torsión geométrica a lo largo de la pala (Figura 3.1.3b).



(a) Distribución de cuerda a lo largo de la pala (DA4052).



(b) Distribución de la torsión geométrica a lo largo de la pala (DA4052).

Esta pala presenta torsión aerodinámica, pasando de un perfil SDA1045 a partir de la posición  $r/R = 0.45$ , cuya polar se observa en la Figura 3.1.4. A partir de  $r/R = 0.75$ , el perfil es el SDA1075 (polar en Figura 3.1.5). En punta de pala, el perfil es el SDA1100 (Figura 3.1.6) cabe destacar que dichas curvas polares han sido extraídas de la Tesis Doctoral de Robert Deters, Doctor de la Universidad de Illinois Urbana-Champaign (UIUC) [21].

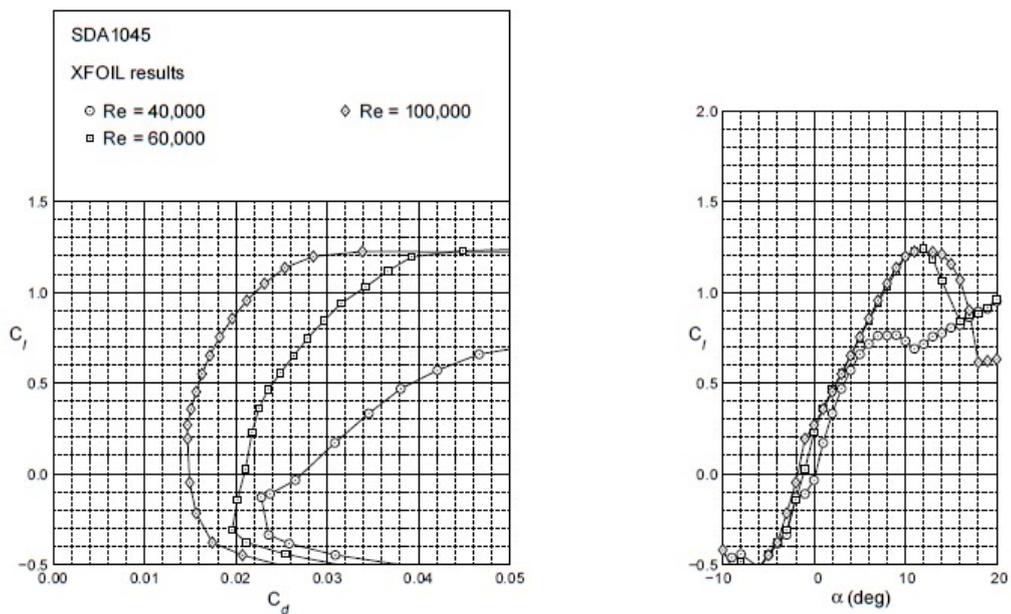


Figura 3.1.4. Curva polar SDA1045 [21].

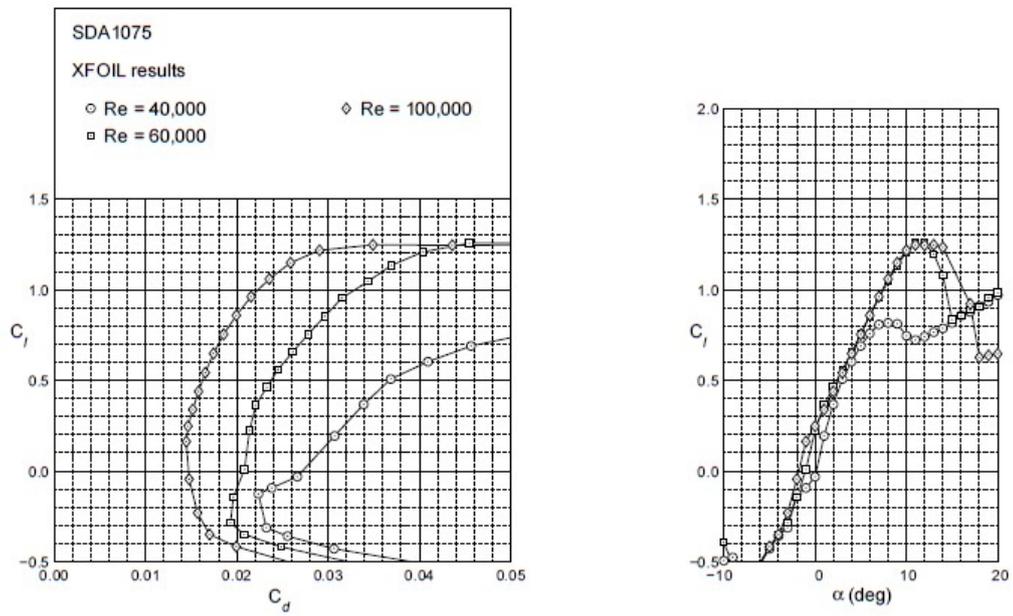


Figura 3.1.5. Curva polar SDA1075 [21].

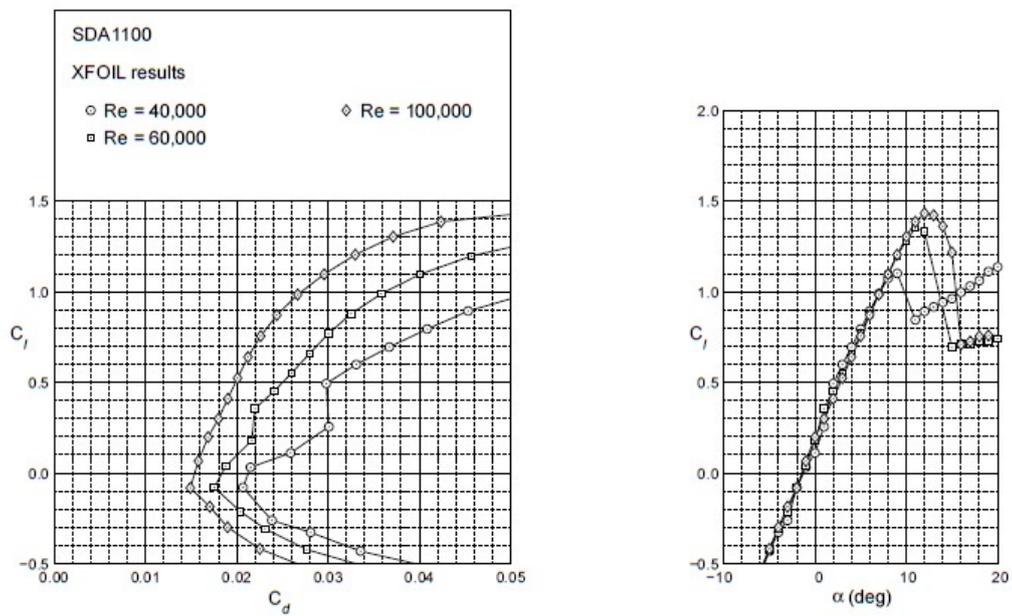
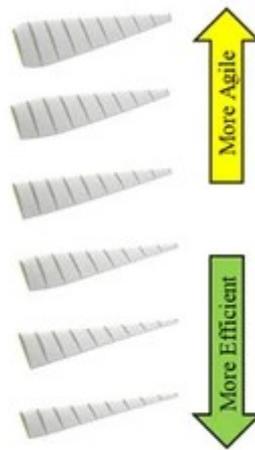


Figura 3.1.6. Curva polar SDA1100 [21].

## 3.2. Optimización mediante Teoría de Elemento de Pala (BET)

En este apartado se procede a diseñar diferentes palas mediante código de Teoría de Elemento de Pala. El objetivo es obtener diferentes configuraciones de palas cuyo punto óptimo de vuelo dependa de la misión de vuelo, ya sea para drones diseñados para volar generalmente a altos ratios de avance, o drones diseñados para volar a bajos ratios de avance. Los diseños se han hecho a partir de la revisión bibliográfica [23], [21], en los cuales se muestran diferentes diseños de palas de ángulo de paso fijo (*Fixed Pitch Propeller*, FPP). Cabe destacar que se han utilizado los mismos perfiles aerodinámicos que en la pala original DA4052. Así pues, se han realizado cuatro diseños diferentes, con el objetivo de mostrar como afectaría variar únicamente el ángulo de paso de las palas sin modificar la cuerda, y también como afectaría modificar tanto el ángulo de paso como la cuerda de las palas.

El diseño se ha realizado a partir de un proceso iterativo con el código Python de TEP en el cual, a partir de las polares de los perfiles utilizados, se ha buscado obtener el ángulo de ataque óptimo en cada sección de la pala para diferentes ratios de avance según la misión. En la Figura 3.2.1 se muestra un esquema de los diferentes diseños de palas FPP según la misión.



**Figura 3.2.1.** Esquema diseños de palas FPP según misión [23].

Así pues, siguiendo el esquema mostrado en la Figura 3.2.1, se han realizado dos diseños con cuerdas diferentes a las originales, para vuelos a bajos ratios de avance, se hacen cuerdas más grandes, buscando mayor movilidad y agilidad del dron a bajas velocidades (Caso 4). Para la pala del Caso 1, se busca una mayor eficiencia de la pala que le permita volar a altos ratios de avance, por lo que se busca reducir el tamaño de las cuerdas, obteniendo palas menos anchas, que generarán menor tracción, pero también consumirán menos potencia, por lo que permitirán vuelos a mayores ratios de avance.

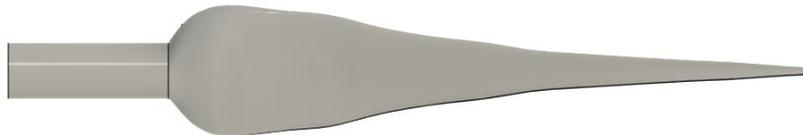
### 3.2.1. Caso 2 - Variación del ángulo de paso y cuerda para altas velocidades

Para este primer caso de estudio, se desea diseñar una pala para misiones a altos ratios de avance, modificando la cuerda y la torsión geométrica de la pala. El objetivo reside en conseguir una pala con mayor eficiencia propulsiva a altas velocidades del flujo libre y un consumo de potencia reducido respecto a la pala anterior. Para ello, siguiendo la bibliografía [23], se busca un diseño con una cuerda más pequeña a lo largo de toda la pala, reduciendo así la resistencia aerodinámica, aunque también conlleva una reducción de la tracción generada. Se busca un diseño que, a pesar de generar menor tracción a bajos ratios de avance, genere la tracción deseada para su misión, incluso mayor tracción que las palas anteriores, de modo que la eficiencia propulsiva también sea mayor.

En la Figura 3.2.3 y Figura 3.2.2 se muestra el frontal y la planta de la pala diseñada.

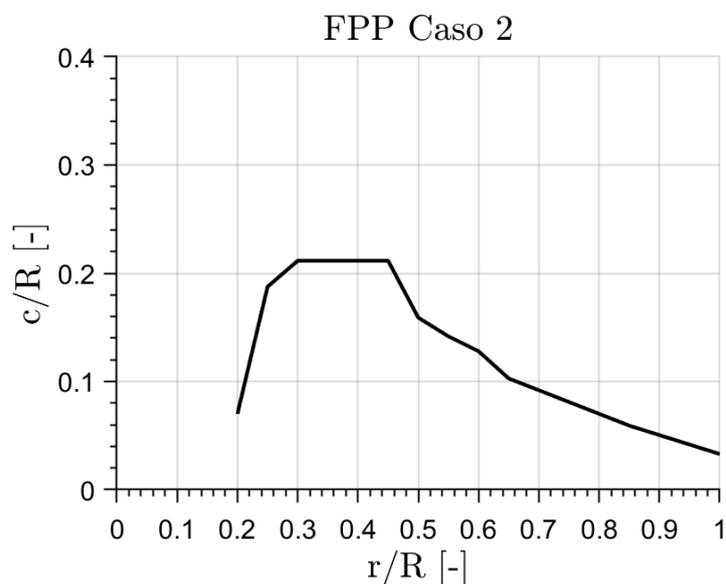


**Figura 3.2.2.** Vista de planta de la pala FPP Caso 2.

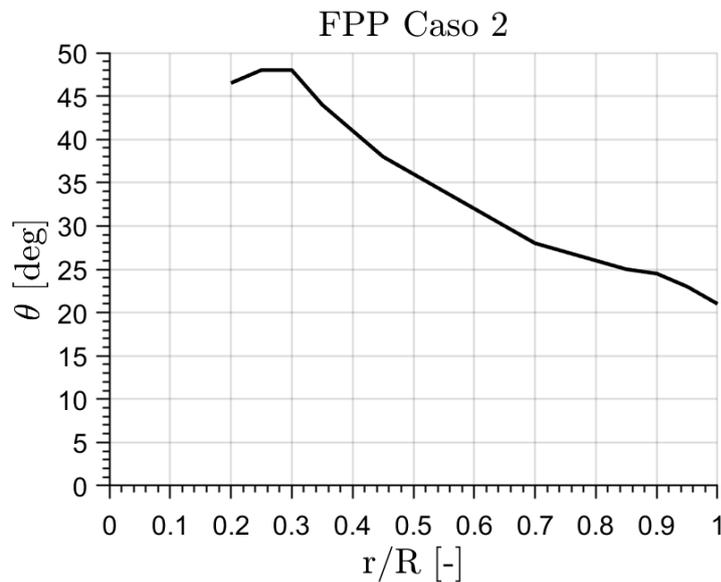


**Figura 3.2.3.** Vista frontal de la pala FPP Caso 2.

Siguiendo con el diseño de la pala, se muestra en la Figura 3.2.4a y Figura 3.2.4b la distribución de cuerda y torsión geométrica de la pala.



(a) Distribución de cuerda a lo largo de la pala (FPP Caso 2).



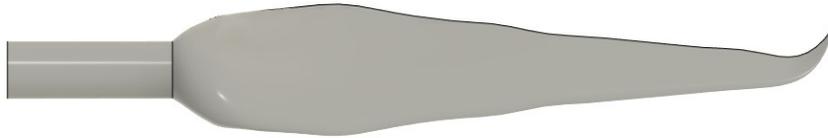
(b) Distribución de la torsión geométrica a lo largo de la pala (FPP Caso 2).

Se puede observar como se reduce a casi la mitad la cuerda a lo largo de la pala, mientras se mantiene una distribución de torsión geométrica con ángulos elevados respecto a la pala original DA4052. Se busca, al igual que en Caso 1, obtener una mayor eficiencia propulsiva a altas  $J_s$  manteniendo una tracción semejante a las palas anteriores.

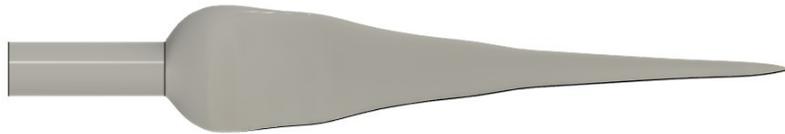
### Adición dispositivo de punta alar

En este apartado, tras la revisión bibliográfica [24], se procede a modificar el diseño de esta pala para añadir un dispositivo de punta alar, con el objetivo de analizar el efecto que tiene este sobre los parámetros de vuelo. Posteriormente se analizará como afecta este dispositivo en el mapa de eficiencia, tracción y potencia. Para el diseño de esta pala, se parte de la pala diseñada para el Caso 2, y a partir de un  $r/R = 0.75$  se empieza a retrasar el perfil mediante un ángulo de  $45^\circ$  respecto del borde de fuga. Además, en punta de pala se reduce la cuerda de la sección con el objetivo de reducir el espesor de la pala. Se aumenta el ángulo de paso en  $2^\circ$ . El objetivo de todo esto es buscar una reducción de la resistencia generada en punta de pala, además de una modificación en la distribución de presiones sobre la pala. Con esto, según bibliografía [24], también se espera una reducción del ruido aerodinámico de las palas, así como una reducción en la vorticidad en punta de pala. En la Figura 3.2.5 y Figura 3.2.6 se puede observar la planta y frontal de la pala diseñada.

Se puede apreciar en la vista frontal como hay una reducción en la superficie frontal en punta de pala debido a la reducción de la cuerda en esta sección. En la vista de planta se aprecia claramente la modificación realizada en punta de pala, con un curvado pronunciado hacia atrás, y con una reducción de la superficie en punta de pala.



**Figura 3.2.5.** Vista de planta de la pala FPP Caso 2 - Modificado.



**Figura 3.2.6.** Vista frontal de la pala FPP Caso 2 - Modificado.

### 3.2.2. Caso 3 - Variación del ángulo de paso y cuerda para bajas velocidades

En este segundo caso se propone diseñar una pala siguiendo la bibliografía [25], con el objetivo de obtener mejores eficiencias en vuelos a bajos ratios de avance. En la Figura 3.2.7 y Figura 3.2.8 se muestran la planta y frontal de la pala.



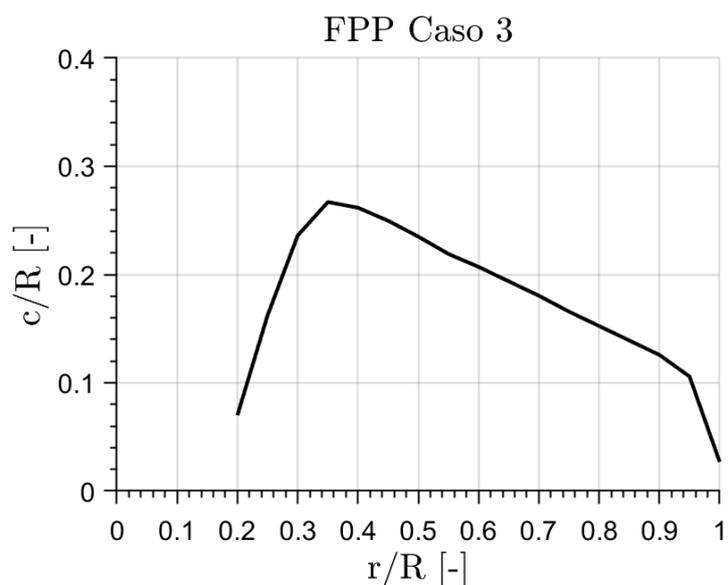
**Figura 3.2.7.** Vista de planta de la pala FPP Caso 3.



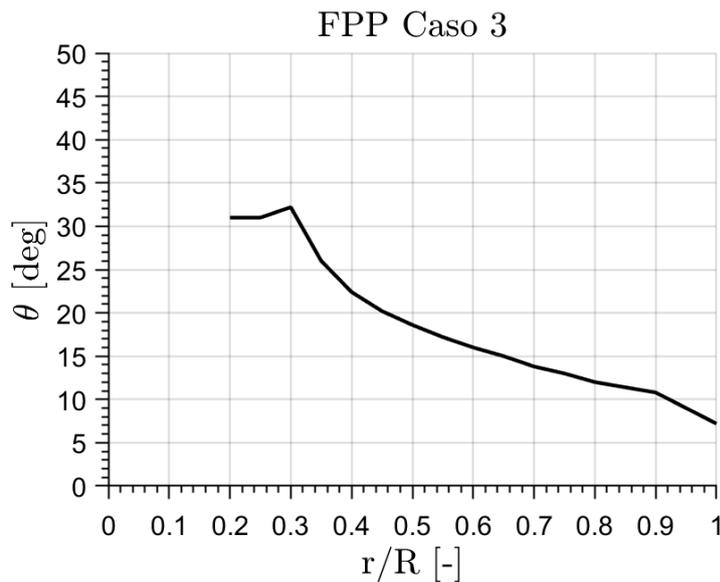
**Figura 3.2.8.** Vista frontal de la pala FPP Caso 3.

En la Figura 3.2.9a y Figura 3.2.9b se muestra la distribución de cuerda y de torsión geométrica de la pala.

Se ha modificado la distribución de torsión geométrica respecto de la pala original con el objetivo de aumentar la eficiencia propulsiva a bajas  $J_s$ , por lo que se ha reducido la torsión geométrica respecto de la pala original.



(a) Distribución de cuerda a lo largo de la pala (FPP Caso 3).



(b) Distribución de la torsión geométrica a lo largo de la pala (FPP Caso 3).

### Modificación punta de pala

Para esta pala, se ha realizado una modificación en el diseño en punta de pala, con el objetivo de intentar reducir la pérdida de tracción, y aumentar la eficiencia propulsiva de la pala. Se observa seguidamente una vista de planta y frontal de la pala.



**Figura 3.2.10.** Vista de planta de la pala FPP Caso 3 con modificación de punta de pala.



**Figura 3.2.11.** Vista frontal de la pala FPP Caso 3 con modificación en punta de pala.

Se ha aumentado la torsión geométrica en 2 grados en la zona de punta de pala, buscando reducir el desprendimiento de flujo en la misma, para que la pérdida de tracción sea menor.



---

---

# CAPÍTULO 4

---

## METODOLOGÍA.

### Contenido del capítulo

---

4.1.	Dinámica de fluidos computacional . . . . .	41
4.1.1.	Metodología CFD . . . . .	41
4.1.2.	Ecuaciones de la dinámica de fluidos . . . . .	42
4.1.3.	Modelos de turbulencia . . . . .	44
4.1.4.	Flujo cercano a la pared: <i>Wall <math>y^+</math></i> . . . . .	48
4.1.5.	Geometría y dominio . . . . .	51
4.1.6.	Configuración de los casos . . . . .	52
4.1.7.	Simulación del movimiento . . . . .	55
4.1.8.	Mallado y Estudios de independencia . . . . .	56

---

## 4.1. Dinámica de fluidos computacional

En este apartado se pretende desarrollar el estudio CFD, mostrando las ecuaciones que se desea resolver por el *software*, la geometría estudiada, así como también la configuración elegida para el estudio realizado, justificando las decisiones tomadas respecto al modelo de turbulencia empleado, condiciones de contorno, *solvers*, herramientas para la simulación del movimiento, etc. Se mostrarán resultados de los estudios de independencia realizados, tanto de independencia de malla, como de independencia de dominio de cálculo.

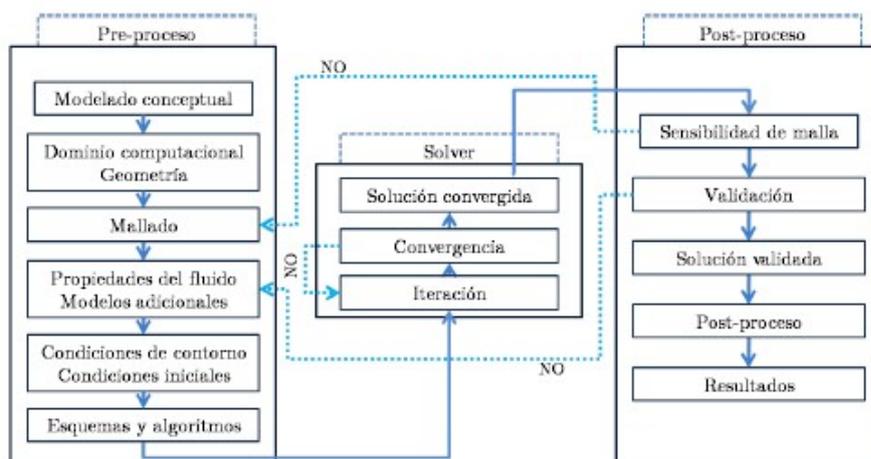
El estudio CFD es esencial en los estudios fluidodinámicos, ya que permite observar características del flujo que de forma experimental serían complicadas o costosas. Además, no requieren instalaciones demasiado grandes como si podría ser el caso de algunos ensayos experimentales. Una vez validado el caso de estudio, las condiciones se pueden variar con facilidad, cosa que en ensayos experimentales puede requerir más tiempo. Para obtener los resultados esperados se debe hacer una elección correcta de los modelos, siguiendo siempre un proceso de estudio correcto. El *software* CFD realiza simulaciones con el objetivo de obtener el comportamiento del flujo mediante la resolución de una serie de ecuaciones de conservación derivadas de modelos matemáticos que permiten la resolución numérica de los estudios. El estudio se lleva a cabo en todo el dominio de cálculo deseado, siendo este discretizado en un número finito de celdas (más comúnmente llamados elementos). Así pues, se resuelve numéricamente mediante el método de los volúmenes finitos, de modo que se convierte el sistema de ecuaciones continuas en un sistema de ecuaciones algebraicas discretas.

### 4.1.1. Metodología CFD

Se presenta a continuación los pasos a seguir para llegar a obtener un caso base válido y fiable a partir del cual llevar a cabo todos los estudios realizados durante el proyecto. A continuación, se muestra un cuadro resumen de los pasos a seguir en la construcción de un estudio CFD (Figura 4.1.1). Gran parte de la revisión literaria de la metodología CFD ha sido sacado de la guía teórica del Simcenter STAR-CCM+ [26].

Así pues, en primer lugar se deben escoger los modelos físicos adecuados para el problema, lo cual determinará claramente los resultados que se obtengan. Seguidamente, se debe generar el dominio computacional teniendo en cuenta la geometría y el problema a estudiar. Con ello, se debe hacer una discretización de dicho dominio en celdas, teniendo en cuenta que el tamaño de dichas celdas debe ser ajustado consecuentemente a cada zona del dominio, de modo que cerca de las paredes del sólido se deberá reducir el tamaño de celdas ya que el flujo estará perturbado, y lejos de las paredes del sólido se podrán generar celdas de mayor tamaño, pues la resolución será más sencilla al no estar el flujo perturbado. Así pues, en zonas cercanas a paredes, se debe realizar refinamientos de malla con los que se reduzca adecuadamente el tamaño de celda.

Una vez hecho el mallado y aplicadas las condiciones de contorno y las condiciones iniciales correspondientes al estudio, se procede al estudio de independencia de malla. Este estudio consiste en la obtención de una malla que cumpla un equilibrio entre coste



**Figura 4.1.1.** Estructura general de un estudio CFD [27].

computacional y fiabilidad de los resultados, es decir, se escogerá una malla con un número de elementos que pueda ser soportado por la máquina, y además se obtengan resultados con errores relativos respecto de la malla más fina asumibles. De este modo se empieza estudiando una malla más gruesa, para terminar con la malla más fina, que estará limitada por el coste computacional. Se tomará como la solución más fiable la malla más fina, con la cual se compararán en este caso los resultados de coeficiente adimensional de tracción ( $C_T$ ), coeficiente adimensional de potencia ( $C_P$ ) y eficiencia de la hélice. Tras el estudio de independencia de malla, se procede con un estudio de independencia del dominio de cálculo, el cual consiste en la elección de la distancia aguas arriba y aguas abajo de la geometría estudiada, de modo que se reducirá progresivamente hasta que el error obtenido sea elevado respecto del dominio original, de modo que se escogerá el dominio más reducido con el cual se obtengan resultados con un error relativo adecuado.

Tras los estudios de independencia, se procede a la validación del caso, en el cual se comparan los resultados obtenidos numéricamente, con resultados experimentales y/o analíticos, en el caso de este proyecto, se ha validado con datos experimentales obtenidos en la Tesis Doctoral del Dr. Robert Deters [21] y los datos analíticos se obtienen a partir de la Teoría de Elemento de Pala (BET), con un código Python de la Tesis Doctoral de Andrés Cremades [28] y compartido por el Departamento de Máquinas y Motores Térmicos (CMT).

Por último, tras la validación del caso, se procede a la realización de los diferentes estudios programados, el post-proceso y la obtención y estudio de los resultados obtenidos.

#### 4.1.2. Ecuaciones de la dinámica de fluidos

El calculo numérico en CFD consiste, en este *software*, en la resolución de las ecuaciones de conservación, ecuación de estado y ecuaciones de transporte para la turbulencia. Así pues, la Ecuación 4.1.1 muestra la ecuación de conservación de la masa (continuidad), la Ecuación 4.1.2 muestra las ecuaciones de conservación de movimiento lineal (ecuaciones de Navier-Stokes), la Ecuación 4.1.3 muestra la ecuación de conservación de la energía.

Se pueden observar todas las ecuaciones anteriormente mencionadas a continuación.

$$\frac{\delta \rho}{\delta t} + \nabla(\rho u) = 0 \quad (4.1.1)$$

$$\frac{\delta \rho u}{\delta t} + \nabla(\rho u \times u) = \nabla \sigma + f_b \quad (4.1.2)$$

$$\rho \frac{D e}{Dt} = -p \nabla \cdot \vec{V} + \phi_v + \nabla \cdot (k \nabla T) + Q \quad (4.1.3)$$

- $\frac{\delta \rho}{\delta t}$ : término acumulativo de la conservación de la masa.
- $\nabla \cdot (\rho \vec{V})$ : término convectivo de conservación de la masa.
- $\rho \frac{\delta \vec{V}}{\delta t}$ : término acumulativo de conservación de la cantidad de movimiento.
- $\rho \vec{V} \nabla \cdot \vec{V}$ : término convectivo de la conservación de cantidad de movimiento.
- $-\nabla p$ : término de presión de la conservación de cantidad de movimiento.
- $\nabla \cdot \tau'$ : término de difusión de conservación de la cantidad de movimiento.
- $\rho \vec{f}_m$ : término fuente de la conservación de cantidad de movimiento.
- $\rho \frac{D e}{Dt}$ : término acumulativo y convectivo de la conservación de la energía.
- $-p \nabla \cdot \vec{V}$ : término de presión de la cantidad de energía.
- $\phi_v$ : función de disipación de Rayleigh.
- $\nabla \cdot (k \nabla T)$ : ley de Fourier.
- $Q$ : término fuente.

Cabe destacar que la resolución de las ecuaciones por parte del *software* se puede realizar por modelos de flujo acoplado o segregado. Esto será debidamente explicado en las siguientes secciones, pero para este proyecto se ha escogido el *Segregated solver*, ya que se trabajará a números de Mach moderados. En este solver, las ecuaciones son resueltas secuencialmente todas y luego actualiza los valores de una a otra. El *Coupled solver* resuelve todas las ecuaciones a la vez menos las de los modelos adicionales, lo cual es idóneo sobre todo para altos Mach. Cabe destacar que este solver suele conllevar un mayor coste computacional.

### 4.1.3. Modelos de turbulencia

Para este proyecto, se considera flujo turbulento, por lo cual, este presenta un estado de movimiento del fluido con variaciones caóticas de las propiedades generadas por vórtices no estacionarios. La turbulencia es un estado donde el flujo es altamente no lineal, siendo tridimensional y con vorticidad no nula. Además, no posee trazabilidad, por lo que no restablecerá el estado previo a la turbulencia. En cuanto a las escalas de turbulencia, las escalas grandes dependerán de la geometría estudiada, mientras que las pequeñas dependerán de las propiedades viscosas del fluido [27].

En la Figura 4.1.2 se muestra una comparación de las escalas de turbulencia y el método de resolución apropiado para cada tamaño, mostrándose el espectro de la energía cinética de turbulencia  $k$  en función del número de onda  $\kappa$ .

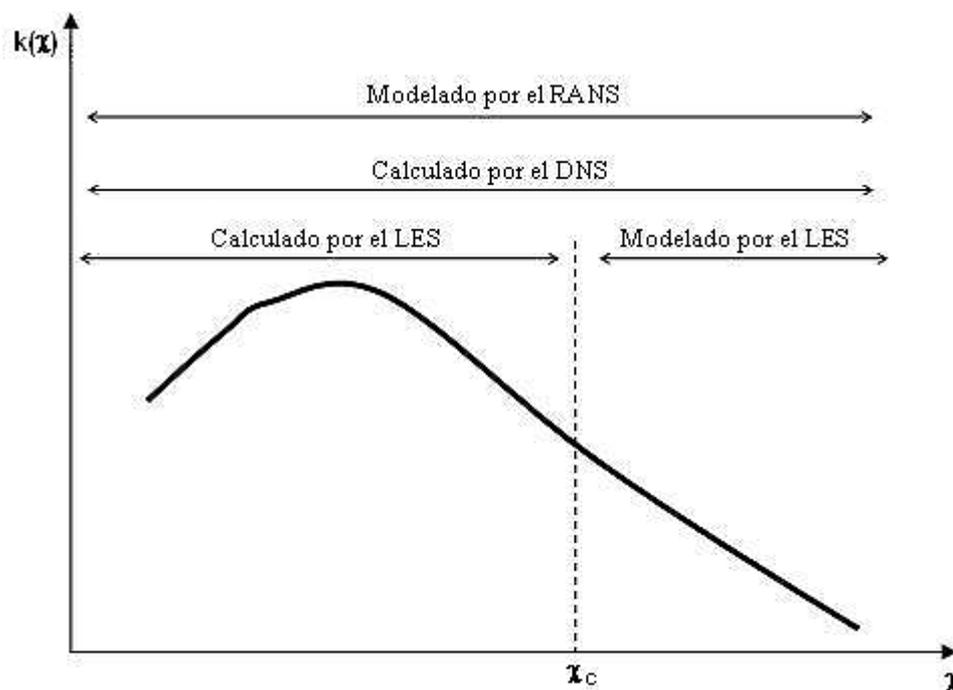


Figura 4.1.2. Escalas de turbulencia y su modelado [29].

### Reynolds-Averaged Navier-Stokes (RANS)

Los modelos RANS, propuestos primeramente en 1895, se basan en la promediación de las ecuaciones del fluido, de modo que todas las magnitudes se sustituyen por una descomposición formada por la suma del valor medio y un valor fluctuacional. La descomposición de las variables se observa en la Ecuación 4.1.4, donde  $\phi'$  es el término fluctuacional, y  $\bar{\phi}$  el término promedio.

$$\phi = \phi' + \bar{\phi} \quad (4.1.4)$$

Cabe destacar que estos modelos RANS incluyen un tensor adicional en las ecuaciones de Navier-Stokes, el tensor de esfuerzos de Reynolds  $\tau_{ij}$ , observado en la Ecuación 4.1.5.

$$\tau = -\rho \begin{pmatrix} \overline{u'u'} & \overline{u'v'} & \overline{u'w'} \\ \overline{u'v'} & \overline{v'v'} & \overline{v'w'} \\ \overline{u'w'} & \overline{v'w'} & \overline{w'w'} \end{pmatrix} \quad (4.1.5)$$

Así pues, en todos los modelos RANS, el problema reside en la dificultad para cerrar el sistema de ecuaciones debido a la dificultad para modelar dicho tensor. El modo más común se basa en la hipótesis de Boussineq, según la cual se puede modelar dicho tensor como se muestra en la Ecuación 4.1.6 y Ecuación 4.1.7 [29].

$$\tau_{ij} = \mu_t(2S_{ij} - \frac{2}{3}\delta_{ij}(\nabla \cdot \bar{u})) \quad (4.1.6)$$

$$S_{ij} = \frac{1}{2}\left(\frac{\delta\bar{u}_i}{\delta x_j} + \frac{\delta\bar{u}_j}{\delta x_i}\right) \quad \delta_{ij} = \begin{cases} 1 & i = j \\ 0 & i \neq j \end{cases} \quad i, j = 1, 2, 3 \quad (4.1.7)$$

El coeficiente de viscosidad dinámica se aplica considerando densidad promediada.

Actualmente, existen diferentes modelos RANS, entre los cuales se puede discernir entre modelos de cero ecuaciones, modelos de una ecuación, y modelos de dos ecuaciones [29]. Los modelos más usados son los conocidos como *Eddy Viscosity Models* (EVM), los cuales se caracterizan por modelar el tensor de Reynolds a partir de la definición de la viscosidad turbulenta. Estos modelos estudian las ecuaciones del flujo en su forma original, cambiando únicamente la viscosidad por una viscosidad efectiva, la cual es una suma de la viscosidad del flujo en estado normal, más la viscosidad turbulenta ( $\mu_{eff} = \mu + \mu_t$ ).

Los modelos RANS se caracterizan por modelar todas las escalas de turbulencia, mientras que los modelos LES (*Large Eddy Simulation*) o DES (*Detached Eddy Simulation*) resuelven directamente las escalas, lo cual resulta más complejo. Existe también la *Direct Numerical Simulation* (DNS), modelo el cual no emplea valores medios para la resolución de las ecuaciones de Navier-Stokes [29].

Gracias a la hipótesis de Boussineq se consigue modelar el tensor de Reynolds para flujo medio, como se observa en la Ecuación 4.1.8 y Ecuación 4.1.9 [26].

$$\tau = 2\mu_t S - \frac{2}{3}\mu_t(\nabla \bar{u}I) \quad (4.1.8)$$

$$S = \frac{1}{2}(\nabla \bar{u} + (\nabla \bar{u} + (\nabla \bar{u})^T)) \quad (4.1.9)$$

Entre los modelos *Eddy Viscosity Models* más utilizados, se encuentran los siguientes:

- **Spalart-Allmaras (s - a)**: Se trata de un modelo de una ecuación, es decir, emplean una ecuación para obtener  $\mu_t$ . Se modela dicha viscosidad a partir de la difusividad modificada ( $\bar{\nu}$ ), por lo que la ecuación a resolver es la ecuación de transporte (Ecuación 4.1.10):

$$\frac{\delta(\rho\bar{\nu})}{\delta t} + \nabla(\rho\bar{\nu}u) = \frac{1}{\sigma_{\bar{\nu}}}\nabla[(\mu + \rho\bar{\nu})\nabla\bar{\nu}] + P_{\bar{\nu}} + S_{\bar{\nu}} \quad (4.1.10)$$

El modelado de la viscosidad turbulenta queda en función de la densidad del fluido y de una función de amortiguamiento ( $f_{\nu 1}$ ) utilizada en modelos que resuelven la capa viscosa y que imita la disminución de la mezcla turbulenta cerca de las paredes (Ecuación 4.1.11).

$$\mu_t = \rho f_{\nu 1} \bar{\nu} \quad (4.1.11)$$

Este modelo RANS es el que menor coste computacional conlleva, al solo resolver una ecuación adicional para el modelado de la viscosidad turbulenta. Este modelo fue diseñado principalmente para el estudio de aerodinámica externa, con flujos con ligera separación y capas límite adheridas, de modo que se obtienen buenos resultados para dichos estudios. No obstante, este modelo obtiene resultados inexactos en regiones de cizallamiento libre tipo chorro y flujos con recirculación compleja y fuerzas corporales como la flotabilidad [26].

- **K - Epsilon ( $k - \varepsilon$ )**: Se trata de un modelo de dos ecuaciones, dos ecuaciones de transporte, una para resolver la energía cinética turbulenta ( $k$ ) y otra para la resolución de la velocidad de disipación turbulenta ( $\varepsilon$ ), se pueden observar en la Ecuación 4.1.12 y Ecuación 4.1.13.

$$c \frac{\delta(\rho k)}{\delta t} + \frac{\delta(\rho k u_i)}{\delta x_i} = \frac{1}{x_j} \left[ \frac{\mu_t}{\sigma_k} \frac{\delta k}{\delta x_j} \right] + 2\mu_t E_{ij} E_{ij} - \rho \varepsilon \quad (4.1.12)$$

$$\frac{\delta(\rho \varepsilon)}{\delta t} + \frac{\delta(\rho \varepsilon u_i)}{\delta x_i} = \frac{1}{x_j} \left[ \frac{\mu_t}{\sigma_\varepsilon} \frac{\delta \varepsilon}{\delta x_j} \right] + C_{1\varepsilon} \frac{\varepsilon}{k} 2\mu_t E_{ij} E_{ij} - C_{2\varepsilon} \rho \frac{\varepsilon^2}{k} \quad (4.1.13)$$

Así pues, se puede modelar la viscosidad turbulenta según la Ecuación 4.1.14.

$$\mu_t = \rho C_\mu \frac{k^2}{\varepsilon} \quad (4.1.14)$$

Donde  $C_\mu$  es un coeficiente de modelo. Este modelo de turbulencia no necesita condiciones iniciales o límites. Se trata de un modelo útil para flujos con regiones de

cizallamiento libre con gradientes de presión relativamente pequeños. Es utilizado también en flujos confinados con gran importancia del tensor de Reynolds. Aunque este modelo funciona mal en flujos no confinados, flujos rotatorios y en circulación en geometrías no circulares.

- **K - Omega** ( $k - \omega$ ): Se trata del otro modelo EVM de dos ecuaciones, también de transporte. Una de las ecuaciones es de transporte de energía cinética turbulenta ( $k$ ), y otra para la disipación turbulenta específica ( $\omega$ ). Además, este modelo tiene una variante *Shear Stress Transport* K - Omega SST, el cual incluye un término adicional no conservativo en la ecuación de transporte de disipación turbulenta específica el cual induce a resoluciones de K - Epsilon lejos de paredes, y resoluciones K - Omega cerca de paredes, lo cual optimiza estudios en flujos confinados. Se pueden observar las ecuaciones de transporte a continuación (Ecuación 4.1.15 y Ecuación 4.1.16).

$$\frac{\delta(\rho k)}{\delta t} + \nabla(\rho k u) = \nabla[(\mu + \sigma_k \mu_t) \nabla k] - \rho \beta * f_{\beta*}(\omega k - \omega_0 k_0) + P_k + S_k \quad (4.1.15)$$

$$\frac{\delta(\rho \omega)}{\delta t} + \nabla(\rho \omega u) = \nabla[(\mu + \sigma_\omega \mu_t) \nabla \omega] - \rho \beta f_\beta(\omega^2 - \omega_0^2) + P_\omega + S_\omega \quad (4.1.16)$$

Resueltas las ecuaciones de transporte, la viscosidad turbulenta se puede modelar según la Ecuación 4.1.17 [29].

$$\mu_t = \rho \frac{k}{\omega} \quad (4.1.17)$$

## Reynolds Stress Model (RSM)

Es el modelo más completo, aunque no se puede considerar un EVM, ya que este resuelve todos los componentes del tensor de esfuerzos de Reynolds. El modelo trata de resolver las ecuaciones de transporte para las tensiones de Reynolds por ello, utilizando siete ecuaciones de transporte, por lo que tiene un alto coste computacional, pero son mejores para estudios donde la temperatura es un factor importante, y también en flujos donde el transporte de términos como esfuerzos de Reynolds también son importantes, así como flujos anisotrópicos, donde las características varían significativamente dependiendo de la dirección [29].

## Large Eddy Simulations (LES)

Estos modelos se basan en un filtrado especial de las ecuaciones de gobierno de fluido, de modo que se calculan numéricamente las escalas grandes, mientras que las escalas pequeñas son modeladas, reduciendo el coste computacional. Esto se debe al hecho de que

los remolinos de gran escala son afectados directamente por las condiciones de frontera, por lo que poseen más información, mientras que la turbulencia de menor escala no posee tanta información, por lo que no es tan certera. Se trata de un modelo con un alto coste computacional.

### Detached Eddy Simulation (DES)

Este modelo pretende combinar los modelos RANS y LES con el fin de obtener un modelo optimizado, de modo que la turbulencia de gran escala es calculada directamente, mientras que la turbulencia de pequeña escala se modela con un promedio de Reynolds en la capa límite [29].

### Direct Numerical Simulation (DNS)

Este modelo trata de resolver numéricamente las ecuaciones de Navier-Stokes directamente sin promedios ni modelados, por lo que los resultados obtenidos son más exactos. El problema principal de este método es su gran coste computacional, pues el tamaño de celdas debe ser lo suficientemente pequeño para resolver las escalas de turbulencia más pequeñas [29].

#### 4.1.4. Flujo cercano a la pared: $Wall\ y^+$

La turbulencia cerca de paredes se puede originar siempre que haya viscosidad en el fluido. Cabe destacar que se considerará flujo turbulento aquel que tenga un número de Reynolds  $Re > 4000$ . Así pues, cerca de la pared, se puede dividir el flujo turbulento en cuatro regiones dependiendo de la distancia a la pared, como se puede observar en la Figura 4.1.3.

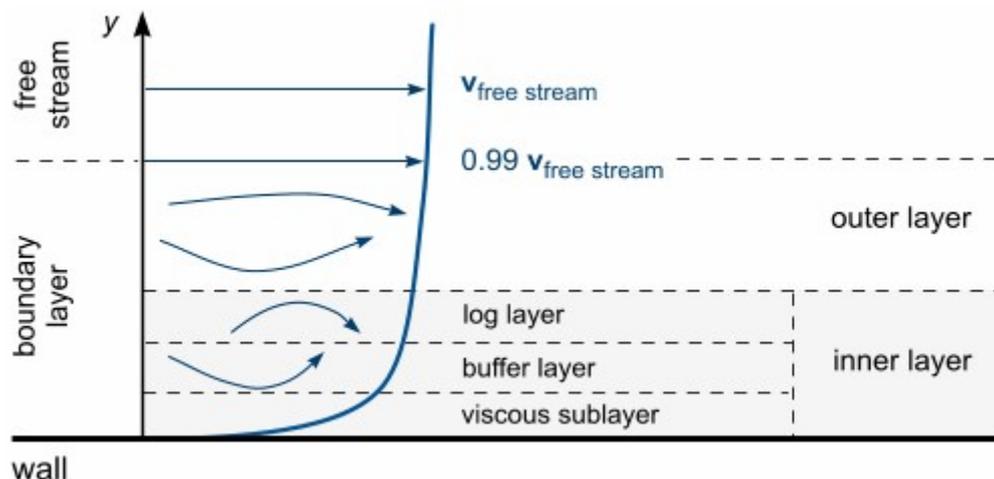
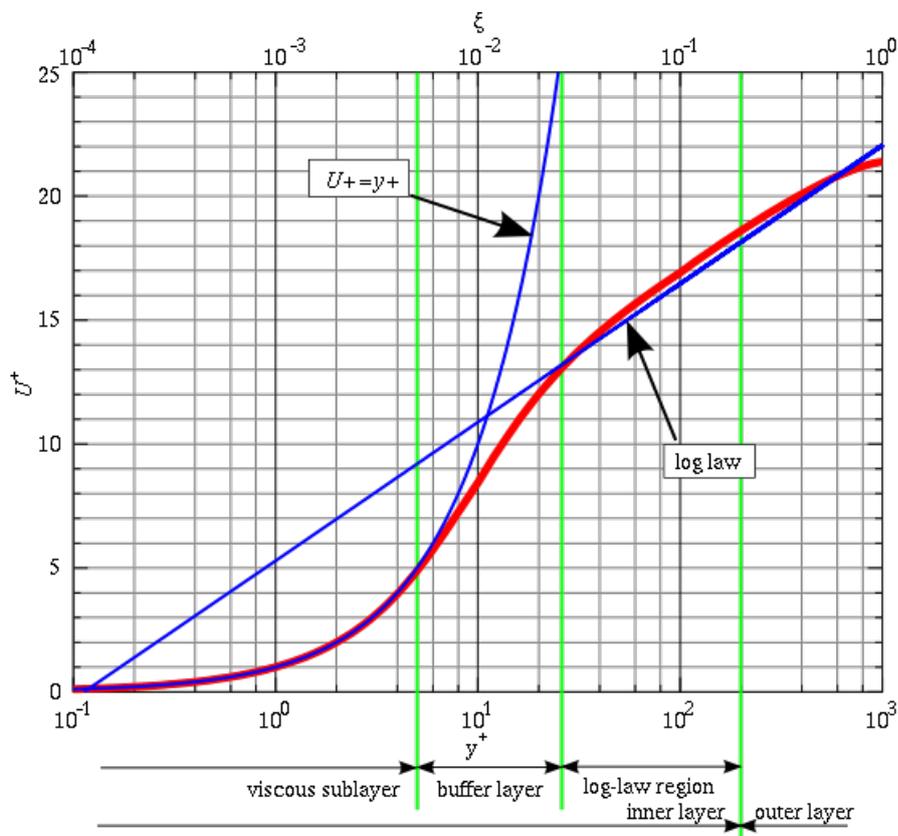


Figura 4.1.3. Regiones del flujo turbulento en pared [26].

Como se puede observar, la capa límite se puede dividir en dos capas generales, la capa interna (*inner layer*) y la capa externa o turbulenta (*outer/turbulent layer*). Dentro de la capa interna, la capa más fina y cercana a la pared es la subcapa viscosa (*viscous sublayer*), en la cual los efectos viscosos son dominantes, de modo que el flujo es generalmente laminar, y la velocidad media del fluido solo depende de la densidad del mismo, la viscosidad, la distancia a la pared, y los esfuerzos cortantes. La siguiente subcapa es la *buffer layer*, se trata de una capa de transición en la cual existe una importancia de los efectos viscosos a pesar de que el fluido es más turbulento, por lo que no se puede detectar una predominancia de unos efectos sobre los otros y viceversa. La siguiente subcapa, es la subcapa logarítmica (*log layer*), en la cual los efectos viscosos pierden importancia, y los efectos turbulentos son predominantes (el número de Reynolds aumenta, por lo que los efectos inerciales predominan más sobre los viscosos). Finalmente, existe una última capa turbulenta conocida como *outer/turbulent layer* en la cual hay una gran predominancia de los efectos turbulentos respecto a los viscosos.

Como ya se ha explicado anteriormente, el flujo no tendrá las mismas características en toda la capa límite, sino que dependiendo de la subcapa las características serán unas u otras. Actualmente se realizan análisis dimensionales para proceder a la identificación de las variables determinantes. En la Figura 4.1.4 se observan los límites teóricos de cada subcapa, en función de la variable  $y^+$ , que representa la distancia adimensional a la pared, y se puede obtener según la Ecuación 4.1.18.



**Figura 4.1.4.** Ley de la Pared: evolución de la velocidad  $U^+$  según  $y^+$  [30].

$$y^+ = \frac{yu_t}{\nu} \tag{4.1.18}$$

La subcapa viscosa es probablemente la de menor espesor, pero tiene gran importancia debido a los altos gradientes de velocidad presentes en ella. Cabe destacar que el flujo es predominantemente laminar y por lo tanto los esfuerzos de cizalladura se deben a la viscosidad. Además, se debe tener en cuenta que la velocidad del fluido en esta subcapa varía desde cero hasta casi la velocidad del flujo medio, por lo que se puede considerar una variación lineal. Así pues, el gradiente de velocidad se mantiene constante ( $\frac{\delta u}{\delta y} \approx \frac{u}{y}$ ). De este modo, para esta subcapa, se puede obtener el perfil de velocidad adimensional según:

$$\frac{U}{u_t} = U^+ = y^+ = \frac{yu_t}{\nu}$$

Esta subcapa está presente de  $0 \leq y^+ \leq 5$ , donde se obtiene una buena correlación con los resultados experimentales.

En cuanto a la *buffer layer*, esta subcapa se debe evitar en todos los casos, pues no existe correlación para la obtención del perfil de velocidad  $U^+$ , esta capa está presente aproximadamente sobre  $5 \leq y^+ \leq 30$ , por lo que al diseñar el caso y la capa límite del problema, se deberá evitar esta zona, pues los resultados resultarán inexactos. Por último, la subcapa logarítmica, presente para  $y^+ > 30$  se deberá modelar el perfil de velocidad del fluido en la subcapa, según la expresión [26]:

$$U^+ = \frac{1}{k} \ln(E'y^+)$$

### 4.1.5. Geometría y dominio

Una vez mostrado el diseño de la pala a estudiar en el proyecto, se procede a insertarla en el *software* CFD, para seguidamente definir el dominio de cálculo. El dominio utilizado es un semicilindro para los estudios realizados para una hélice bipala, es decir, la mayor parte del proyecto, aunque cabe destacar que para los estudios de tripala, se utiliza un dominio en forma de cuña, con un ángulo de 120 grados. A continuación, se muestra la pala estudiada (DA4052) durante los estudios de independencia de malla, dominio, y validación del caso en la Figura 4.1.5.



**Figura 4.1.5.** Vista frontal de la pala DA4052.

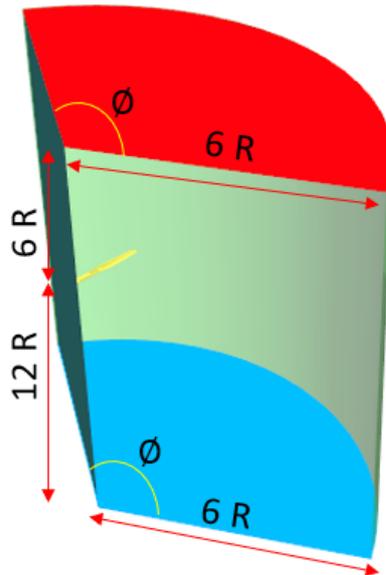
Tras insertar la pala diseñada en el programa, se debe definir un dominio de cálculo adecuado, lo suficientemente grande para que los resultados no se vean afectados por el mismo. No obstante, tampoco conviene definir un dominio extremadamente grande, pues conllevará un mayor coste computacional. El dominio ha sido definido tras un estudio de independencia de dominio que se muestra más adelante en el Apartado 4.1.8. Este dominio ha sido diseñado basándose en trabajos previos como el artículo realizado por A.J. Torregrosa, A.Gil, P. Quintero y A. Tiseira, del CMT-Motores Térmicos [31], en el cual se estudia un aerogenerador y posibles optimizaciones.

En la Tabla 4.1.1 se puede ver un resumen de las longitudes del dominio computacional.

	Longitudes características
Radio de la hélice [m]	0.1143
Distancia aguas arriba de la pala [m]	6 R
Distancia aguas abajo de la pala [m]	12 R
Radio semicírculo de entrada [m]	6 R
Radio semicírculo de salida [m]	6 R
Ángulo $\phi$ dominio bipala [deg]	180
Ángulo $\phi$ dominio tripala [deg]	120

**Tabla 4.1.1.** Longitudes características del dominio computacional.

En la Figura 4.1.6 se puede observar el dominio final, una vez realizada la independencia de dominio, según el cual, se ha diseñado con una distancia aguas arriba de la pala de 6 veces el radio de la misma, y una distancia aguas abajo de 12 veces el radio. El radio del semicírculo de entrada y salida del dominio es de 6 veces el radio de la pala. Cabe destacar que la imagen no está a escala. Es una representación para el dominio en tripala, con un ángulo  $\phi = 120^\circ$ .



**Figura 4.1.6.** Dominio computacional para el caso de la hélice tripala,  $\phi = 120^\circ$ . Figura no a escala.

#### 4.1.6. Configuración de los casos

Seguidamente, se expone el *set up* escogido para el proyecto, teniendo en cuenta que se estudian diferentes puntos de funcionamiento de diferentes hélices de drones, y con la intención de obtener resultados lo más próximos a la realidad posible. Los puntos de funcionamiento se definen en función del ratio de avance en vuelo axial, es decir, en función de la velocidad de rotación del rotor, y de la velocidad del flujo lejos de la hélice ( $V_{inf}$ ). Teniendo en cuenta lo anterior, se escoge modelo físico, *solvers* y condiciones de contorno para los diferentes casos a estudiar.

#### Selección de modelos

- **Flujo tridimensional:** El caso a estudiar requiere un dominio 3D para estudiar correctamente el comportamiento de la pala y el fluido alrededor de la misma.
- **Flujo estacionario:** Debido al alto coste computacional que conlleva un estudio en régimen no estacionario, se decide estudiar un flujo estacionario, utilizando el *Moving Reference Frame* (MRF) para la simulación del movimiento de rotación. Se debería realizar un estudio transitorio para obtener una solución más precisa del movimiento de la hélice para compensar las fuerzas de inercia y de coriolis generadas

en el mismo. A pesar de ello, este estudio no se realiza ya que en estudios previos se ha demostrado que con el modelo estacionario utilizando MRF se obtienen resultados promediados con el tiempo y cuyo error es asumible respecto al caso transitorio.

- **Gas ideal:** El fluido a estudiar alrededor de la pala es aire a nivel del mar en las condiciones observadas en la Tabla 4.1.2.

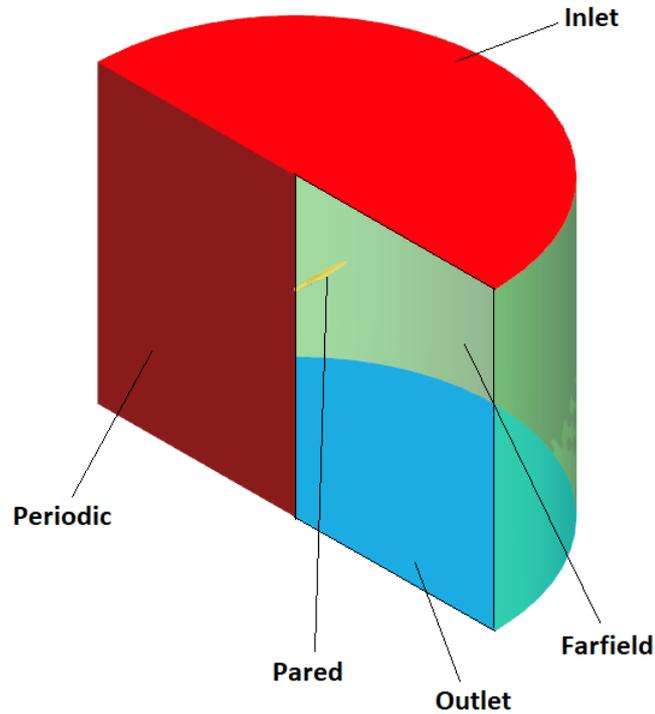
Propiedades del aire	
Temperatura [K]	300
Presión [Pa]	101325
Densidad [ $kg/m^3$ ]	1,225
Viscosidad dinámica [ $Pa \cdot s$ ]	$1,74 \cdot 10^{-5}$

**Tabla 4.1.2.** Propiedades del aire a nivel del mar.

- **Flujo compresible:** Se ha escogido realizar el estudio del caso en flujo compresible debido a los efectos de compresibilidad que se obtienen en punta de pala para puntos de funcionamiento en altos ratios de avance, y también para los estudios de vuelo en punto fijo, ya que se obtienen condiciones en punta de pala con  $Mach > 0.3$ .
- **Flujo turbulento:** Se estudiará un fluido turbulento. Se resolverán las ecuaciones pertenecientes al modelo RANS, utilizando el Modelo K-Omega SST con tratamiento de pared en función del  $y^+$ .
- **Solver:** Se toma el *Segregated Flow* (Enfoque segregado) en lugar del posiblemente más común *Coupled Flow* (Enfoque acoplado), puesto que este resuelve las ecuaciones de transporte linealizadas de forma desacoplada tomando una única incógnita por ecuación, mientras que el segundo resuelve todas las ecuaciones a la vez, por lo que este induce a un mayor coste computacional. Teniendo en cuenta el *solver* seleccionado, se escoge la temperatura como variable fijada en la ecuación de transporte de la energía, por lo que se calculará la entalpía a partir de la temperatura.

### Condiciones de contorno (BC)

Una vez definidas todas las partes del dominio, se deben aplicar una serie de restricciones al fluido en los límites del dominio, es lo conocido como condiciones de contorno. A continuación, se detallan las condiciones de contorno establecidas. Cabe destacar que durante la configuración de las condiciones de contorno, se trabajará con presiones relativas, siendo la presión de referencia a nivel del mar  $p_{ref} = 101325 Pa$ . En la Figura 4.1.7 se muestra una representación del dominio de estudio, la cual no está a escala, para delimitar las condiciones de contorno impuestas en las paredes.



**Figura 4.1.7.** Representación del dominio de cálculo del caso. Imagen no a escala.

- **Free stream Inlet:** La condición de entrada para la superficie transversal de entrada es la de *free stream*, en la cual se debe especificar la configuración de dicha condición de contorno, las opciones elegidas para la configuración son el número de Mach, la presión total y la temperatura, se muestra la configuración en la Tabla 4.1.3. En la Figura 4.1.7 se observa la superficie de entrada del dominio computacional mostrada con una tonalidad roja.

Condiciones físicas	Valor físico
Dirección del flujo másico	Normal a la superficie de entrada
Mach de entrada	Depende del punto de diseño
Presión total [Pa]	0
Temperatura estática [K]	300
Intensidad turbulenta	1 %
Ratio de viscosidad turbulenta	10

**Tabla 4.1.3.** Configuración *Free stream Inlet*.

- **Free stream Outlet:** Las condiciones de salida del dominio, al tratarse de un estudio de flujo compresible, serán las mismas que las condiciones de entrada, como se observa en la Tabla 4.1.4. En la Figura 4.1.7 se puede observar la superficie de salida del dominio computacional, mostrada de color azul.

Condiciones físicas	Valor físico
Dirección del flujo másico	Normal a la superficie de entrada
Mach de entrada	Depende del punto de diseño
Presión total [Pa]	0
Temperatura estática [K]	300
Intensidad turbulenta	1 %
Ratio de viscosidad turbulenta	10

**Tabla 4.1.4.** Configuración *Free stream Outlet*.

- **Wall:** Condición empleada para definir superficies sólidas. Se seleccionan como paredes las superficies de la pala y del encastre, con condición de no deslizamiento (*no-slip wall*), según la cual, la velocidad tangencial justo en la superficie es nula, lo que genera un esfuerzo cortante y la capa límite. En la Figura 4.1.7 se observan las superficies de la pala y del encastre marcadas de color amarillo, en las cuales se aplica la condición de pared sin deslizamiento.
- **Symmetry Plane:** La condición de simetría tiene como objetivo principal la reducción del dominio, y con ello, del coste computacional. Se puede utilizar con la función de pared plana con condición de deslizamiento, según la cual, la velocidad en esta zona es extrapolada de las celdas contiguas a la superficie. En la Figura 4.1.7 se observa el *farfield* con una tonalidad verdosa, donde también se aplica una condición de simetría, con deslizamiento, de modo que no se aplique capa límite sobre la superficie.
- **Interfaces:** Se ha creado una *interface* entre los límites de las paredes del *symmetry plane* Periodic-a y Periodic-b, la cual se trata de una interfaz interna que une dos regiones dentro del mismo continuo físico. Así pues, se trata de una *interface* de periodicidad rotacional y translacional, lo cual facilita el cálculo del proyecto, al realizar el cálculo sobre la mitad de la hélice, y por tanto, la mitad del dominio real (hélice completa, bipala o tripala), reduciendo el coste computacional. En la Figura 4.1.7 se puede apreciar con un tono rojo oscuro la pared Periodic-a, mientras que la pared Periodic-b, situada justamente al lado, se ha transparentado para mostrar la pala.

#### 4.1.7. Simulación del movimiento

Para facilitar el cálculo del caso, se estudia un flujo no estacionario, por lo que se deberá utilizar la herramienta *Moving Reference Frame* (MRF). Al tratarse de un movimiento rotacional uniforme, se utiliza la herramienta *frame motion*, con lo que se le impone dicha velocidad de rotación al sistema de referencia deseado. La herramienta se basa en la adición de un término de cantidad de movimiento en las ecuaciones de transporte, el cual es el  $f_b$  observado en la ecuación de conservación de cantidad de momento (Ecuación 4.1.2). En la Ecuación 4.1.19 se observa como se define dicho término.

$$\vec{f} = -\frac{d\vec{\omega}}{dt} \times \vec{r} + \vec{\omega} \times \vec{\omega} \times \vec{r} \quad (4.1.19)$$

Donde  $\vec{\omega}$  es la velocidad angular implementada en el dominio, y  $\vec{r}$  es el vector posición de un punto del fluido.

#### 4.1.8. Mallado y Estudios de independencia

Los estudios de independencia son una parte fundamental dentro de la elaboración de un caso CFD. Estos consisten en simular el mismo caso variando diferentes parámetros según el tipo de independencia que se desee obtener. En el trabajo, se realizan dos estudios de independencia, independencia de malla e independencia de dominio de cálculo.

- **Estudio de Capa límite:** Primeramente, se debe realizar un estudio para el diseño de la capa límite, por lo que se se estudiará un caso en el punto de diseño más desfavorable, para obtener el valor del  $y^+$ , e ir ajustando el espesor de la capa límite, hasta obtener el valor de  $y^+$  deseado. En el caso de este proyecto, se han determinado como valores deseados, aquellos que tengan un  $y^+ < 5$  (Figura 4.1.4), de modo que la capa límite esté dentro de la subcapa viscosa, por lo que no se debería modelar el perfil de velocidad del fluido.
- **Independencia de malla:** Se variará el valor del tamaño base de celda y se realiza un estudio en estacionario hasta que la solución para los diferentes casos (con el parámetro tamaño base modificado) tenga un error relativo aceptable. En este caso, se ha considerado un error relativo aceptable que sea menor del 1 %.
- **Independencia de dominio de cálculo:** Debido al estudio de aerodinámica externa realizado, esta independencia consistirá en reducir el dominio de cálculo aguas arriba y aguas abajo con el objetivo de determinar hasta cuanto se puede reducir el dominio sin perturbar el flujo, obteniendo unos errores relativos aceptables.

#### Mallado

Para resolver el estudio CFD, el dominio se divide en un número de celdas en los que se resuelven las ecuaciones ya explicadas. Este conjunto de celdas es conocido como malla. Una malla con mayor número de celdas se consigue reduciendo el tamaño base de las mismas, obteniendo una malla más fina, con lo que se consiguen resultados más acordes a la realidad, a costa de un aumento en el coste computacional. Cabe destacar que una malla gruesa requerirá mayor número de iteraciones para converger, aunque menor coste computacional, por lo que el mallado es crucial para obtener una relación equilibrada entre coste computacional y exactitud de los resultados.

Primeramente se procederá a detallar el proceso de mallado, en el cual se han realizado diversos refinamientos de la malla en zonas cercanas a la pala, con el objetivo de obtener

unos resultados más precisos, por ello mismo, primeramente se muestran los parámetros principales del caso base en la Tabla 4.1.5.

Tipo de malla	No estructurada
Tipo de elemento	Poliédricos
Ratio de crecimiento volumétrico	1,2
Ratio de crecimiento en superficie	1,3
<i>Base size</i> [m]	R = 0,1143
<i>Target Surface Size - Relative to base</i> [%]	100
<i>Minimum Surface Size - Relative to base</i> [%]	0,005

**Tabla 4.1.5.** Parámetros base del mallado.

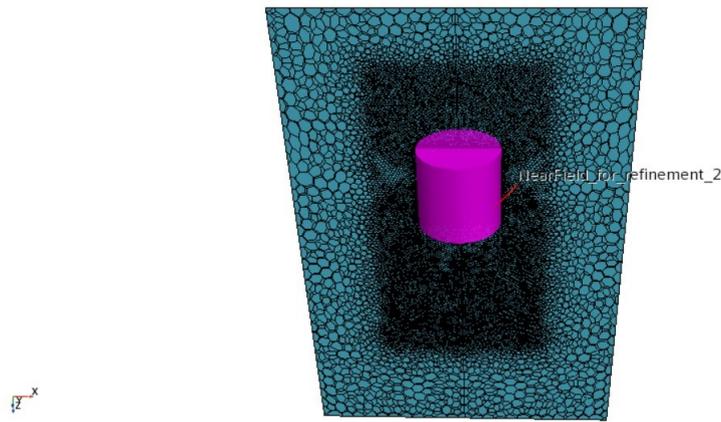
Cabe destacar que se ha optado por elementos poliédricos porque con ellos se consigue una reducción significativa del número de celdas respecto a los tetraédricos. El tamaño base (*Base Size*) es el parámetro a determinar en el estudio de independencia. Para el caso primero, la malla más gruesa, como se observa en la Tabla 4.1.5, se escoge el tamaño del radio de la pala. Los ratios de crecimiento elegidos son lo suficientemente bajos para que la transición de tamaños entre elementos contiguos no sea demasiado brusca.

- Refinamiento lejos de la pala:** Para el primer refinamiento, se ha realizado un control volumétrico donde se ha reducido el tamaño de celda en un volumen cilíndrico de radio 3 veces el radio de la pala, y longitud total 12 veces el radio de la pala. Se reduce el tamaño de celda a un 20% del tamaño base inicial. En la Figura 4.1.8 se puede observar el dominio de dicho refinamiento.



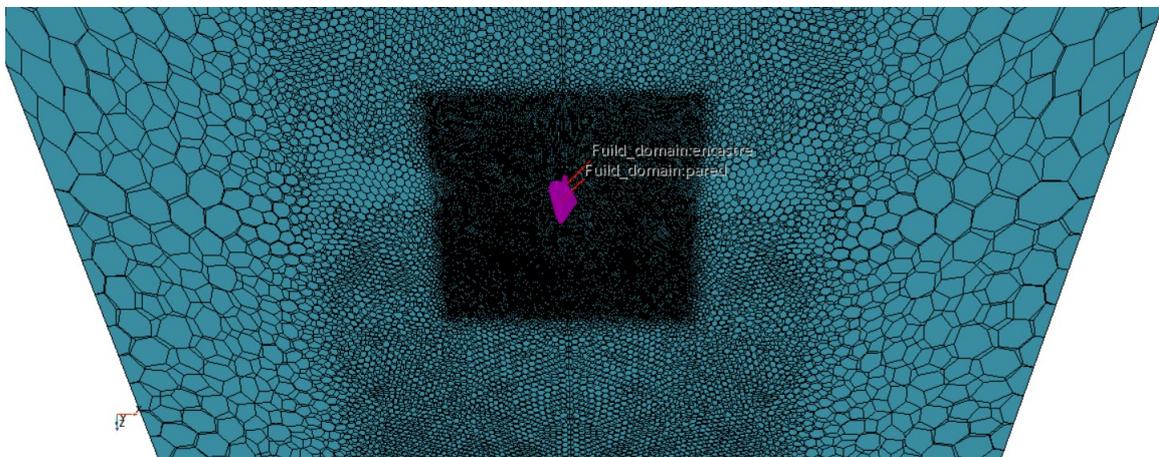
**Figura 4.1.8.** Refinamiento de control volumétrico lejos de la pala.

- Refinamiento cerca de la pala:** Se ha realizado un segundo refinamiento de control volumétrico cerca de las paredes, reduciendo el tamaño de la celda base en un volumen cilíndrico de radio 1,5 veces el radio de la pala, y longitud total 3 veces la pala. El tamaño de celda se ha visto reducido a un 5% del tamaño base inicial. En la Figura 4.1.9 se puede observar el dominio de dicho refinamiento.



**Figura 4.1.9.** Refinamiento de control volumétrico cerca de la pala.

- **Refinamiento en la superficie de la pala:** Por último, se ha realizado un refinamiento de control superficial sobre la superficie de la pala, con el objetivo de obtener los resultados más precisos en esta zona de mayor complejidad geométrica, y no perder precisión especialmente en las zonas de borde de ataque y borde de fuga. En este refinamiento, se ha fijado un tamaño base objetivo en la superficie de un 1% el tamaño base inicial, y se ha fijado como el tamaño mínimo de celda en la superficie de un 0.025% el tamaño base inicial. En la Figura 4.1.10 se puede observar el dominio de dicho refinamiento.



**Figura 4.1.10.** Refinamiento de control superficial en la pala.

Así pues, en la Tabla 4.1.6 se muestra una tabla resumen de los parámetros característicos de cada refinamiento.

Zona	Tipo de control	% base	% base mínimo
Lejos de pala	Volumétrico	20	-
Cerca de pala	Volumétrico	5	-
Superficie de pala	Superficial	1	0,025

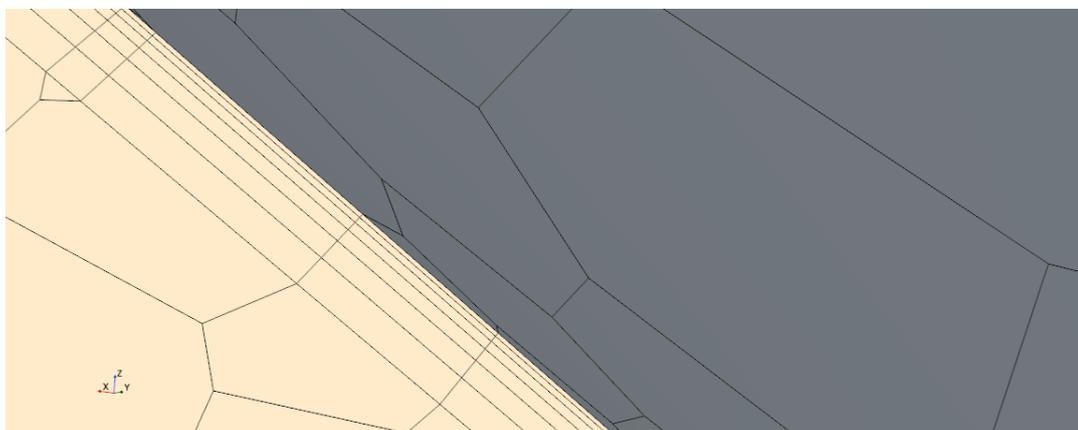
**Tabla 4.1.6.** Tipos de refinamiento de malla según zonas

### Capa límite

Se ha diseñado una capa límite de 0,20 mm de espesor, con seis capas y un ratio de crecimiento de 1,5. Con dichos parámetros se obtiene un valor de  $y^+$  menor que 5 en todas las paredes del dominio, de modo que se modela la subcapa viscosa y se obtienen resultados en la pala de mayor exactitud. En la Tabla 4.1.7 se muestran los parámetros básicos de la configuración de la capa límite. En la Figura 4.1.11 se observa el la capa límite en la pala.

Espesor total de la capa límite [m]	0,0002
Número de <i>Prisms Layers</i>	6
Ratio de crecimiento	1,5

**Tabla 4.1.7.** Parámetros de la capa límite.



**Figura 4.1.11.** Capa límite en paredes de la pala.

En la Figura 4.1.12 se puede observar un histograma del  $y^+$  para el caso con condiciones más adversas, con un ratio de avance de  $J = 0$  y una velocidad de giro de 5000 rpm.

Se puede observar como se obtienen valores de  $y^+$  menores que 5 en la gran mayoría del área de la pala, por lo que se puede corroborar que se trabajará en la subcapa viscosa.

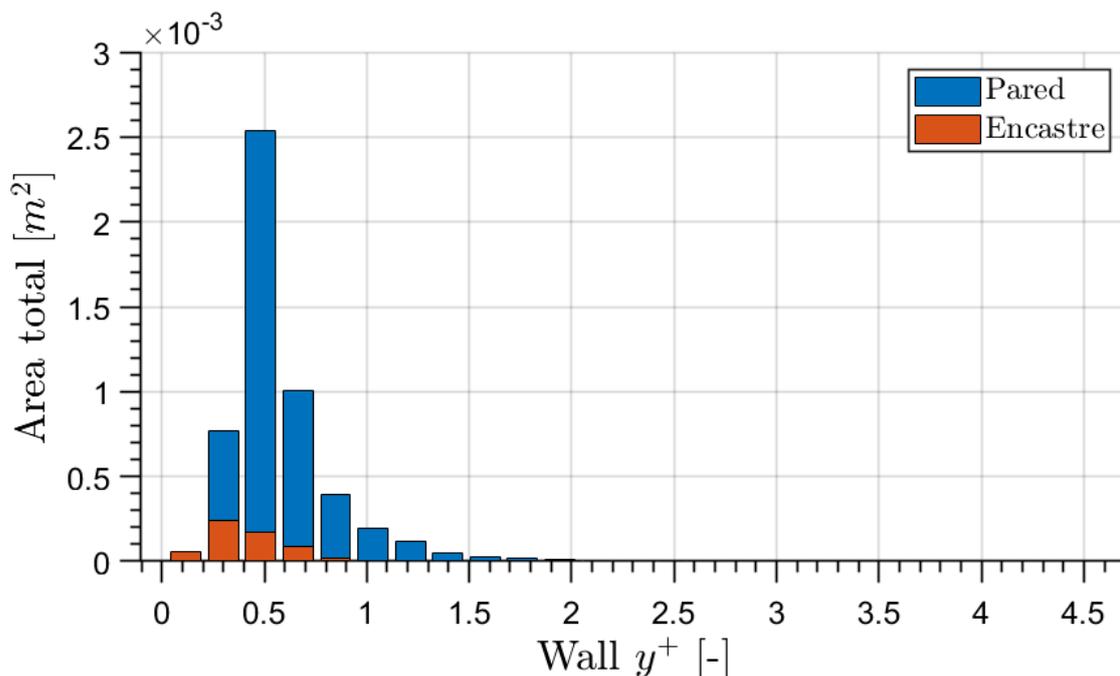


Figura 4.1.12. Wall  $y^+$  para el caso base  $J = 0$ .

### Independencia de malla

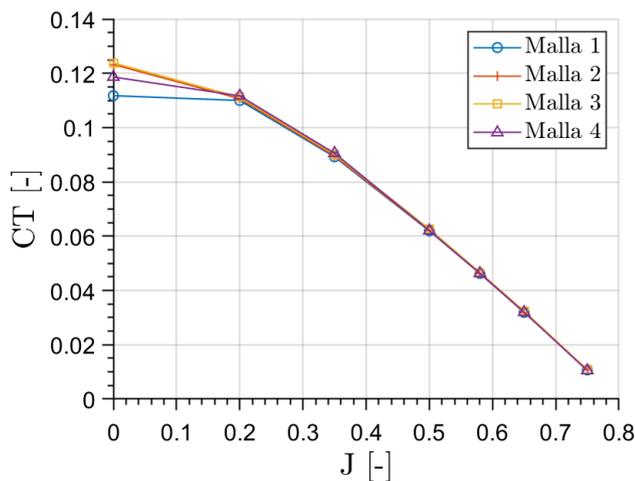
Una vez diseñado el mallado y la capa límite, se procede a realizar el estudio de independencia de malla, imponiendo una reducción del tamaño base de celda con el objetivo de obtener cada vez aproximadamente el doble de número de celdas. Se ha realizado un estudio para la obtención de los coeficientes de tracción y de potencia para un Reynolds de 60500, es decir, una velocidad de giro del rotor de 5000 rpm. Se ha realizado el estudio para todo el mapa de funcionamiento, desde un ratio de avance de  $J = 0$ , a un ratio de avance de  $J = 0.75$ . En la Tabla 4.1.8 se muestra un resumen de las diferentes mallas realizadas y sus parámetros de tamaño de celda.

Malla	Tamaño de elemento base [m]	Nº Elementos
Malla 0	0.1143	$7.01 \cdot 10^5$
Malla 1	0.05715	$1.45 \cdot 10^6$
Malla 2	0.04041	$2.52 \cdot 10^6$
Malla 3	0.02858	$5.26 \cdot 10^6$

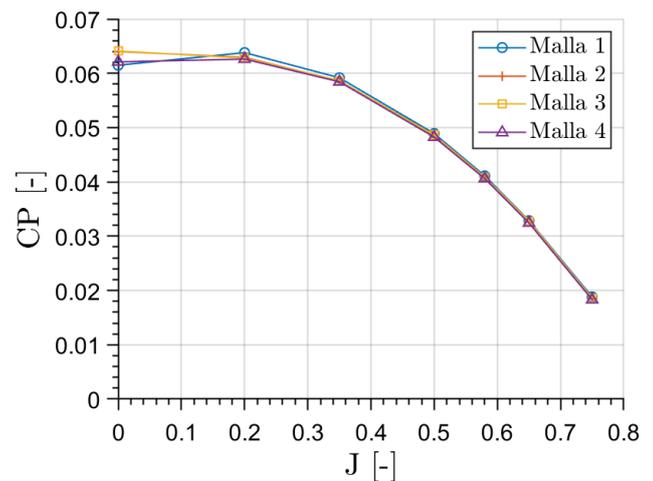
Tabla 4.1.8. Datos de las mallas estudiadas durante la independencia de malla.

En la Figura 4.1.13a, Figura 4.1.13b y Figura 4.1.13c se observan las curvas de funcionamiento de la pala para las diferentes mallas estudiadas.

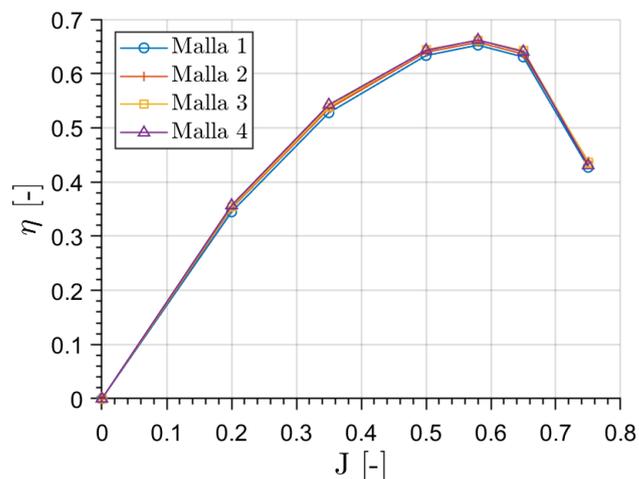
Se puede observar como la Malla 0 tiene errores mayores del 1% en casi toda la curva de funcionamiento tanto para la tracción como la potencia. En cuanto a la Malla 1 y la Malla 2, se aprecia como ambas obtienen resultados con errores semejantes, se supera el



(a) Mapa de funcionamiento de  $C_T$ . Independencia de malla.



(b) Mapa de funcionamiento de  $C_P$ . Independencia de malla.



(c) Mapa de funcionamiento de  $\eta$ . Independencia de malla.

**Figura 4.1.13.** Mapas de funcionamiento para las distintas mallas. Independencia de malla.

error del 1% significativamente para el caso de vuelo a punto fijo, donde existen efectos de compresibilidad y el cálculo numérico tiene mayores dificultades para converger. Así pues, teniendo en cuenta la poca diferencia entre la Malla 1 y la Malla 2 respecto de la Malla 3, se decide que la Malla 1 presenta independencia respecto de la Malla 3, ya que la mayoría de sus resultados tienen errores menores del 1%, y el coste computacional es menor que en la Malla 2, por lo que se decide apostar por esta y no por la Malla 2.

Cabe destacar que, el tamaño de los elementos elegido para el estudio determina la precisión de los resultados, pero se debe tener en cuenta el coste computacional del estudio, teniendo en cuenta que, a menor tamaño, mayor número de elementos por lo que mayor será el coste computacional. Así pues, se debe hacer un balance entre precisión y coste computacional, asumiendo un error relativo aceptable con el fin de reducir el coste computacional adaptándose a las prestaciones del terminal. Así pues, se decide trabajar con la Malla 1 de 1,45 millones de elementos debido al ínfimo error que presenta respecto de la malla más fina de 5.26 Millones de elementos.

## Independencia de dominio

En este apartado se determinan las longitudes aguas arriba y aguas abajo de la pala, con el objetivo de determinar la longitud óptima del dominio la cual reduzca el número de celdas sin conllevar un error relativo mayor del 1 %. Además, también se modificará el radio de entrada y salida del dominio computacional. Los resultados obtenidos de errores relativos, respecto de la malla original cuyo dominio computacional es mayor, para las diferentes longitudes estudiadas vienen mostrados a continuación en la Tabla 4.1.9.

Longitud del dominio de cálculo:	24R	18R	12R
Radio secciones entrada y salida del dominio:	8R	6R	4,5R
$C_{TJ058}$ [%]	0,04623	0,04665	0,046878
$C_{PJ058}$ [%]	0,04077	0,04098	0,04135
Error relativo en $C_T$ [%]	-	0,9062	1,38
Error relativo en $C_P$ [%]	-	0,5295	1,43

**Tabla 4.1.9.** Errores relativos del estudio de independencia de dominio.

Se puede observar que para el dominio de 12 radios de longitud, se obtienen errores levemente por encima del 1 %, por lo que se decide trabajar con la malla de 18 radios de longitud de dominio de cálculo.



---

---

# CAPÍTULO 5

---

## RESULTADOS.

### Contenido del capítulo

---

5.1. Introducción . . . . .	64
5.2. Validación de resultados . . . . .	64
5.2.1. Validación del estudio . . . . .	64
5.2.2. Análisis de los mapas de funcionamiento obtenidos en CFD . . . . .	68
5.2.3. Distribución de tracción en perfiles . . . . .	70
5.3. Influencia del número de Reynolds . . . . .	77
5.3.1. Vuelo en avance axial . . . . .	77
5.3.2. Vuelo a punto fijo . . . . .	82
5.4. Influencia del número de palas . . . . .	84
5.4.1. Vuelo en avance axial . . . . .	84
5.4.2. Vuelo a punto fijo . . . . .	87
5.5. Operación en efecto suelo . . . . .	89
5.6. Análisis de distintas geometrías . . . . .	92
5.6.1. FPP Caso 2 . . . . .	92
5.6.2. FPP Caso 3 . . . . .	98
5.7. Adición de elementos de punta de pala . . . . .	104
5.7.1. FPP Caso 2 . . . . .	105
5.7.2. FPP Caso 3 . . . . .	106

---

## 5.1. Introducción

En esta sección, se procede a mostrar los resultados obtenidos en los diferentes estudios realizados. Primeramente se mostrarán los resultados para la hélice bipala de la pala original DA4052, con ello se realizará la validación de los resultados obtenidos en CFD comparando con diferentes estudios de la bibliografía, tanto experimentales como teóricos ([21], [32]). Tras mostrar la validación de los resultados y analizar la hélice bipala, se procede a analizar la influencia del número de Reynolds, donde se analiza la misma pala para diferentes velocidades de giro el rotor, analizando la influencia que tiene dicha velocidad en los mapas de funcionamiento de la pala. Tras ello, se analizará la influencia del número de palas en la hélice, comparando los mapas de funcionamiento de hélices bipala y tripala y analizando el efecto del número de palas en la generación de empuje. Seguidamente, se analizará el vuelo en efecto suelo para la pala original, analizando la estela generada por la hélice durante la operación, así como el efecto de esta en la generación de empuje.

Una vez realizados los diferentes estudios sobre la pala original DA4052, se procede a analizar las diferentes palas diseñadas, mostrando mapas de funcionamiento y teniendo en cuenta las misiones para las que se han diseñado. Durante el análisis, se mostrará la distribución de tracción generada por la pala en diferentes puntos de funcionamiento, analizando puntos de entrada en pérdida, puntos de máxima eficiencia, y el vuelo a punto fijo. Finalmente, se realiza una comparativa entre las diferentes geometrías estudiadas.

Por último, se hará un análisis sobre la modificación de los diseños en punta de pala de algunas de las palas estudiadas, estudiando el efecto que tiene esta zona en las curvas de funcionamiento, intentando evitar la pérdida en punta de palas.

## 5.2. Validación de resultados

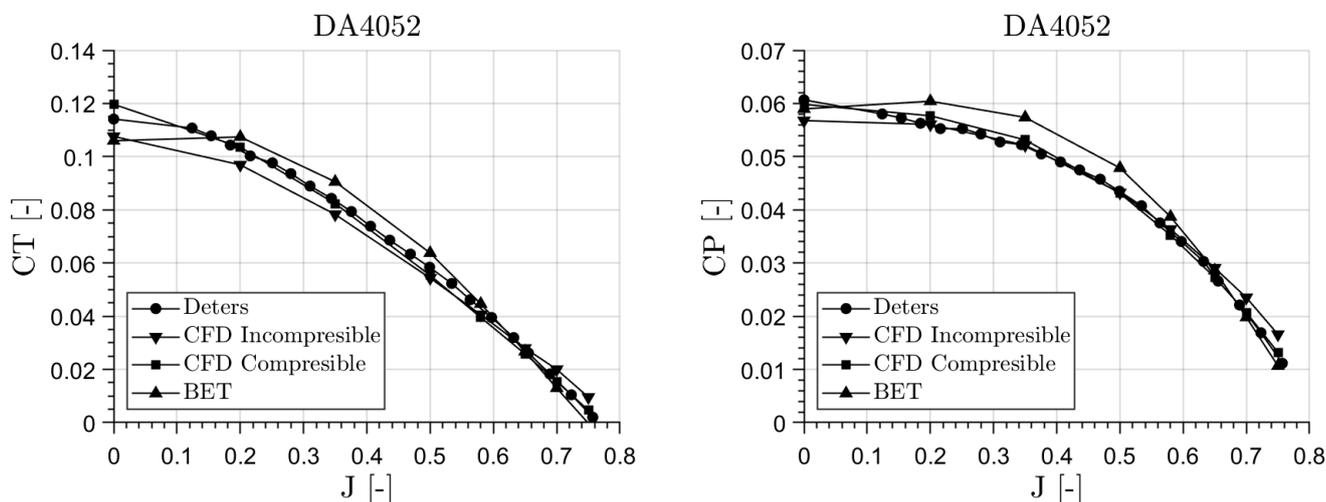
En esta sección se procede a mostrar los resultados obtenidos sobre la pala DA40542, mostrando los mapas de funcionamiento a una determinada velocidad de giro, para posteriormente mostrar la distribución de tracción sobre la pala, analizando diferentes contornos de presión y velocidad de las secciones de la pala para diferentes ratios de vuelo. Posteriormente de mostrar el análisis sobre la pala, se realiza una validación de los resultados obtenidos en CFD comparándolos con estudios analíticos y experimentales.

### 5.2.1. Validación del estudio

Primeramente, se procede a comparar los resultados obtenidos con CFD con resultados analíticos realizados mediante código Python de Teoría de Elemento de Pala ([32]) y resultados experimentales ([21]). El primer estudio mencionado, se trata de un código Python donde se resuelven las fuerzas actuando sobre una pala teniendo en cuenta su geometría. El código estudia la geometría sección por sección, realizando una posterior integral para obtener las fuerzas totales sobre la pala, sin tener en cuenta efectos tridi-

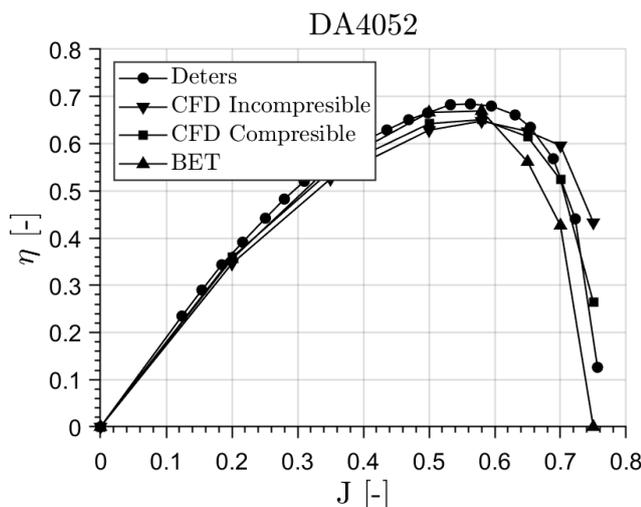
mensionales. En cuanto al estudio experimental, se trata de una Tesis Doctoral en la cual se estudian diferentes geometrías en un túnel de viento.

Seguidamente, se mostrarán los mapas de funcionamiento obtenidos en los diferentes estudios con el objetivo de comparar tendencias y resultados.



(a) Mapa de funcionamiento de  $C_T$ . Validación de resultados en 5000 rpm  $Re=65000$ .

(b) Mapa de funcionamiento de  $C_P$ . Validación de resultados en 5000 rpm  $Re=65000$ .



(c) Eficiencia propulsiva ( $\eta$ ). Validación de resultados en 5000 rpm  $Re=65000$ .

**Figura 5.2.1.** Mapas de funcionamiento de la hélice bipala DA4052 (CFD).

Como se puede observar en las gráficas anteriores, tanto para el coeficiente de tracción (Figura 5.2.1a), como para el de potencia y la eficiencia propulsiva (Figura 5.2.1b y Figura 5.2.1c), el estudio de CFD en flujo compresible (analizado anteriormente) es el que proporciona unos resultados más cercanos al estudio experimental del Dr. Robert Deters [21]. Los resultados obtenidos en ambos casos son prácticamente iguales. En cuanto al estudio en flujo incompresible, se realizó dicho estudio con el fin de comparar con el estudio en flujo compresible y determinar qué caso era el más apropiado.

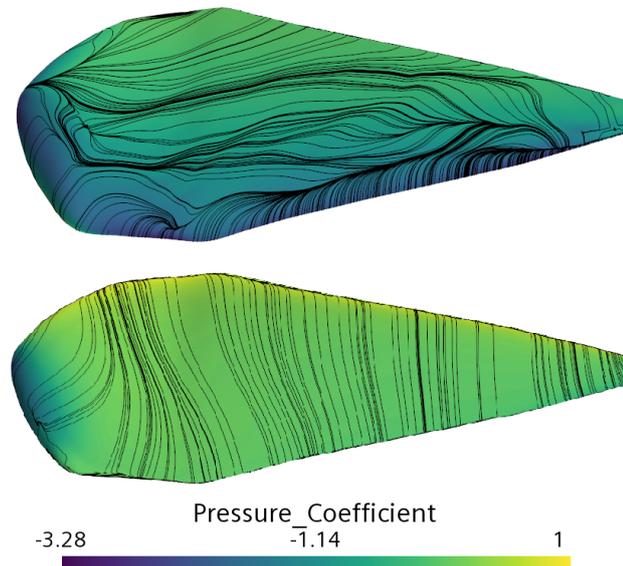
El caso incompresible presenta resultados que siguen las mismas tendencias y cuya diferencia también es mínima. No obstante, para bajos ratios de avance, se observa como

los resultados sí que difieren un poco del caso compresible y del experimental. Durante la simulación del caso se ha mostrado más inestable y con más dificultad para converger que el caso compresible, sobre todo a bajas  $J_s$  como se ha mencionado. Esto podría deberse a posibles efectos compresibles sobre todo en punta de pala, así como efectos tridimensionales al lo largo de la misma.

En cuanto a las curvas analíticas de BET, se aprecia que son, en general, las que más difieren de los demás casos, a pesar de seguir las mismas tendencias. Cabe destacar que, el código de BET, según la misma teoría, no tiene en cuenta efectos tridimensionales sobre la pala. Este código realiza una integración de los resultados bidimensionales obtenidos en cada sección de la pala, ya que la Teoría de Elemento de Pala se centra en la resolución de las fuerzas que actúan sobre un perfil bidimensional.

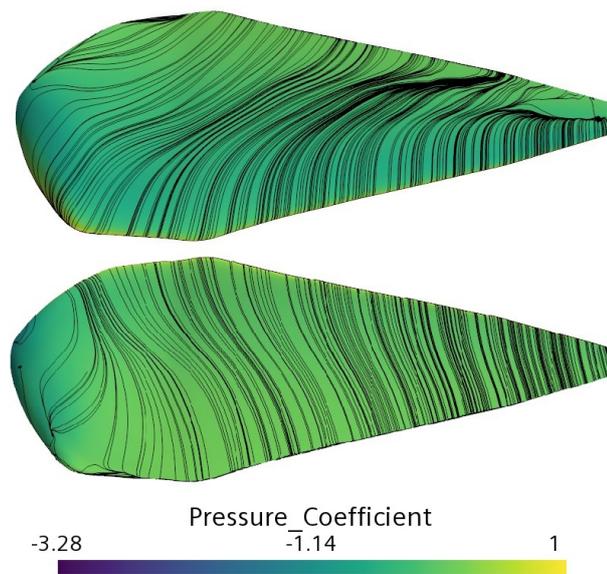
A continuación, se muestran contornos de presión sobre la pala en el intradós y extradós, así como líneas de corriente sobre la pala para representar el esfuerzo cortante, con el objetivo de determinar si existen efectos tridimensionales sobre la pala que pudiesen provocar la variación de resultados respecto de la BET. Cabe destacar que el coeficiente de presión se ha aplicado según la Ecuación 5.2.1.

$$C_p = \frac{p - p_\infty}{1/2\rho V_{local}^2} = \frac{p - p_\infty}{1/2\rho(V^2 + (\Omega r_{local})^2)} = \frac{p - p_\infty}{1/2\rho(V^2 + (\Omega\sqrt{x^2 + y^2})^2)} \quad (5.2.1)$$

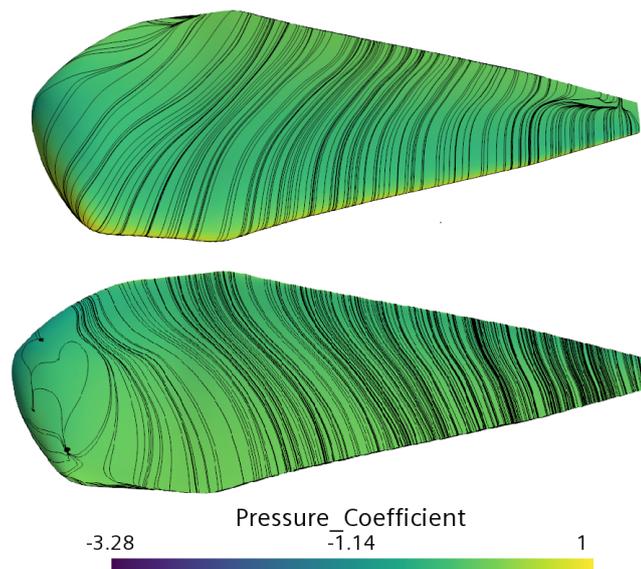


**Figura 5.2.2.** Contorno de coeficiente de presión en extradós e intradós para  $J=0$ . Líneas de corriente de esfuerzo cortante.

En la Figura 5.2.2 se puede apreciar el contorno de presión adimensional sobre la pala en vuelo a punto fijo, así como *stream lines* de esfuerzo cortante sobre la superficie. Se puede observar como en el extradós existe una gran depresión en el primer tercio de cuerda aproximadamente de todas las secciones, lo que hace que se trate de una zona de aceleración del flujo. Se obtienen máximos de presión en el borde de ataque de la pala,



**Figura 5.2.3.** Contorno de coeficiente de presión en extradós e intradós para  $J=0.58$ . Líneas de corriente de esfuerzo cortante.



**Figura 5.2.4.** Contorno de coeficiente de presión en extradós e intradós para  $J=0.75$ . Líneas de corriente de esfuerzo cortante.

coincidiendo con el punto de remanso de los perfiles. No obstante, Se puede observar como las líneas de corriente en el extradós tienen efectos altamente tridimensionales, desplazándose radialmente a lo largo de la pala, mientras que en el intradós tienen un comportamiento más bidimensional, desplazándose a lo largo de los perfiles.

Este comportamiento tridimensional, además de indicar un claro desprendimiento del flujo en el extradós como ya se ha analizado anteriormente en los contornos de velocidad en secciones de la pala, puede corroborar las diferencias de resultados entre el estudio CFD y el estudio analítico de BET, en el cual se ha observado que los resultados a bajos ratios de avance no son exactos. Se puede observar como las líneas de corriente en el

extradós avanzan radialmente, sobre todo a partir de un cuarto - tercio de cuerda, donde inicia el desprendimiento de flujo. En punta de pala, no obstante, estas líneas de corriente están casi en el mismo borde de ataque, lo que corrobora el claro desprendimiento del flujo mostrado durante el análisis de contornos de velocidad en punta de pala.

Para el caso de  $J = 0.58$  y  $J = 0.75$  (Figura 5.2.3 y Figura 5.2.4), aunque también se observa un comportamiento tridimensional en el extradós, es más leve que en el vuelo a punto fijo. Para el vuelo en máxima eficiencia, se puede apreciar una zona de desprendimiento de flujo sobre  $r/R = 0.9$  hasta punta de pala. El desprendimiento ocurre prácticamente a mitad de cuerda, como ya se había apreciado en el análisis del perfil a esta velocidad. La distribución de presiones sobre la pala ya no es tan diferenciada como en el vuelo a punto fijo, aunque sí hay una clara depresión en la mitad de cuerda del extradós, no es tan grande como en el vuelo a punto fijo. En el intradós, mientras tanto, sigue habiendo una distribución de presión equilibrada, aunque sí que existe una zona con un tono más azul cerca del borde de ataque, lo que indica una clara bajada del ángulo de ataque respecto del vuelo a punto fijo.

Respecto a la pala en vuelo a  $J = 0.75$ , sigue la misma tendencia que en  $J = 0.58$ , las líneas de corriente, aunque siguen mostrando efectos tridimensionales, son más leves que en el primer caso, de ahí que los resultados obtenidos en BET sean más cercanos al CFD en  $J = 0.58$  y  $J = 0.75$ . Se puede observar una zona más amarillenta en el borde de ataque del extradós, estando ahí el punto de remanso. Además, el tono azulenco de de intradós y extradós cerca del borde de ataque, deja entrever un ángulo de ataque prácticamente nulo, como ya se había analizado anteriormente en los perfiles. Al igual que para  $J = 0.58$ , se aprecia un leve desprendimiento de flujo desde  $r/R = 0.9$ , aunque en este caso, ocurre más cerca del borde de fuga.

## 5.2.2. Análisis de los mapas de funcionamiento obtenidos en CFD

En este apartado se procede a mostrar el estudio CFD realizado sobre la hélice bipala con geometría DA4052. Se mostrarán primero los mapas de funcionamiento, para proseguir con un análisis de puntos críticos de funcionamiento tales como el vuelo a punto fijo, vuelo en máxima eficiencia propulsiva o vuelos a altos ratios de avance con caída de la eficiencia propulsiva. Se pretende mostrar primeramente el mapa de funcionamiento de dicha hélice para una velocidad de giro de 5000 revoluciones por minuto, con un número de Reynolds de  $Re = 65000$ . En la Figura 5.2.5 se observa el mapa de funcionamiento.

Como se puede observar, las curvas de los coeficientes de tracción y potencia tienen tendencia a decrecer con el ratio de avance, mientras que la eficiencia propulsiva crece hasta un máximo cercano a  $\eta = 0.65$  en  $J = 0.58$ , a partir de dicho punto, la eficiencia empieza a decrecer, coincidiendo además con una brusca caída del coeficiente de tracción, el cual pasa a tener valores menores que el coeficiente de potencia. Esta pérdida de tracción puede ser debida a una entrada en pérdida en secciones de la pala. En cuanto a los puntos de bajo ratio de avance, destacar la máxima tracción y potencia consumida para el vuelo a punto fijo. El hecho de esta tendencia decreciente en las curvas es debido a la reducción del ángulo de ataque en los perfiles a medida que se aumenta el ratio de avance. Como es sabido, el ángulo de ataque de un perfil en rotación es la resta del ángulo de paso menos

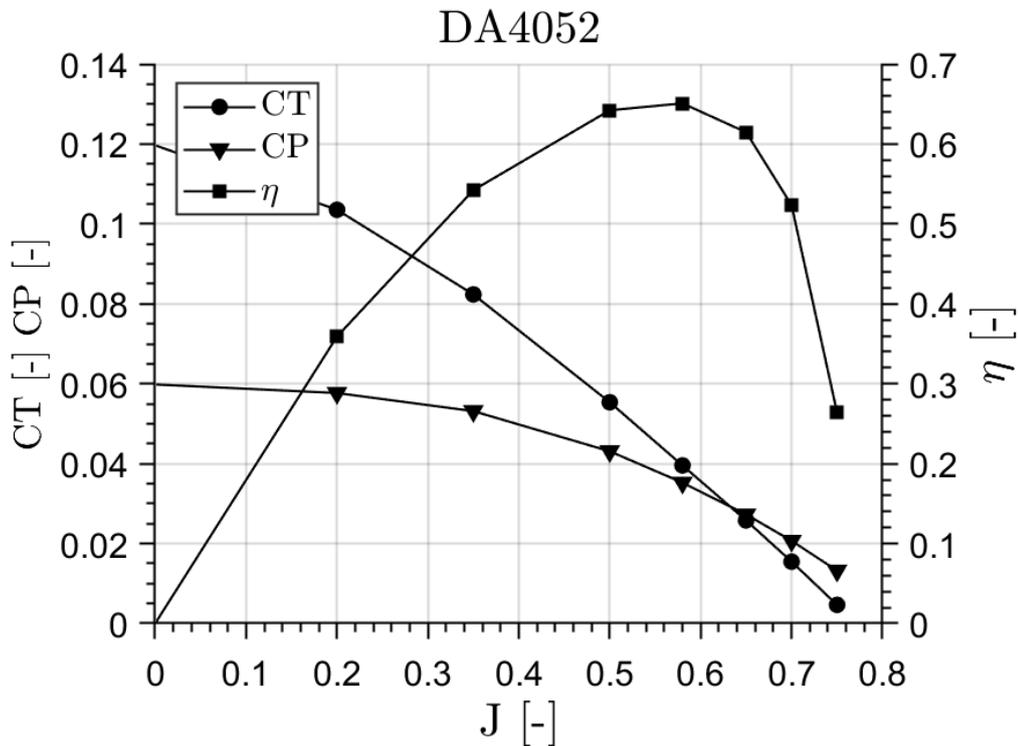
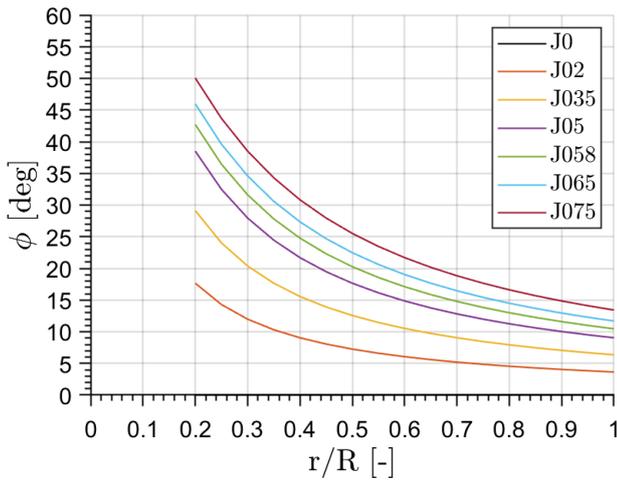


Figura 5.2.5. Mapa de funcionamiento de la hélice bipala DA4052 (CFD).

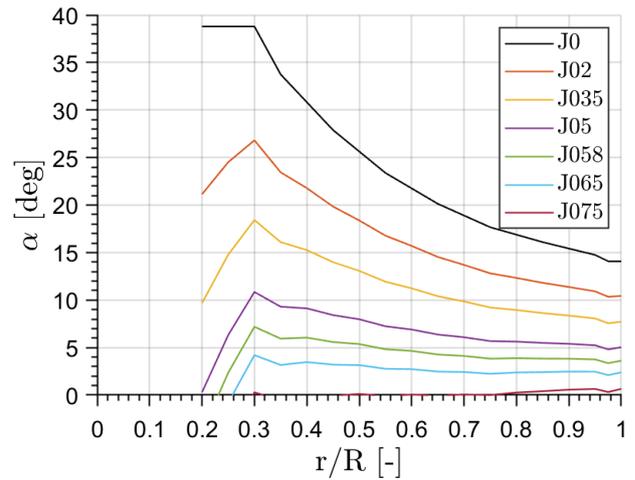
el ángulo de incidencia del flujo, de este modo, a medida que aumenta la velocidad de incidencia, aumenta el ángulo de incidencia y por lo tanto disminuye el ángulo de ataque.

Analizando el mapa de funcionamiento de la pala (Figura 5.2.5), se aprecia como, a pesar de ser el vuelo a punto fijo el que mayor coeficiente de tracción tiene, también es el que mayor coeficiente de potencia tiene, siendo su eficiencia en *hover* relativamente baja, con una Figura de Mérito  $FM = 0.49$ . Esto se debe a su alto número de ataque, el cual, a pesar de generar mucha tracción, también genera mucha resistencia y, por lo tanto, mayor consumo de potencia. A altos ratios de avance, los ángulos de incidencia son muy elevados, provocando que los ángulos de ataque en algunas secciones puedan llegar a ser hasta negativos, generando una entrada en pérdida y una consecuente caída de la eficiencia.

Cabe destacar que, según la teoría, a medida que aumenta el ratio de avance, crece el ángulo de incidencia en todas secciones de la pala, del mismo modo que cuanto más cerca de punta de pala sea la sección, se reduce el ángulo de incidencia, en la Figura 5.2.6a y Figura 5.2.6b se muestra la incidencia estimada sobre cada perfil según sea el ratio de avance, así como el ángulo de ataque. Ambos estimados mediante la Teoría de Elemento de Pala. Se aprecia como, a altas  $J$ s, los ángulos de ataque en la pala son ínfimos, lo que conlleva una generación de tracción muy pequeña, como se verá en el siguiente apartado donde se analiza la generación de tracción en perfiles. Del mismo modo, a bajas  $J$ s, el ángulo de ataque es muy elevado, lo que conlleva mayor tracción, pero también mayor consumo de potencia.



(a) Estimación teórica de los ángulos de incidencia sobre a lo largo de la pala según el ratio de avance. Calculado mediante TEP.



(b) Estimación teórica de los ángulos de ataque sobre a lo largo de la pala según el ratio de avance. Calculado mediante TEP.

**Figura 5.2.6.** Estimación de ángulos de incidencia y ataque sobre la pala.

### 5.2.3. Distribución de tracción en perfiles

Una vez estudiado el mapa de funcionamiento de la pala, se procede a analizar la distribución de tracción generada por las diferentes secciones de la pala, con el objetivo de determinar el comportamiento de estas en los puntos críticos detectados: vuelo a punto fijo ( $J = 0$ ), vuelo en máxima eficiencia propulsiva ( $J = 0.58$ ) y vuelo en pérdida de eficiencia ( $J = 0.75$ ). Cabe destacar que se ha adimensionalizado con la cuerda en cada sección de la pala y la velocidad de incidencia en cada caso particular. En la Figura 5.2.7b y Figura 5.2.7a se muestra la distribución de tracción y coeficiente de tracción en la pala para los diferentes puntos críticos mencionados.

La gráfica sigue la tendencia de la Figura 5.2.5, obteniendo mayor coeficiente de tracción para  $J = 0$ , y la menor tracción en  $J = 0.75$ . Para las curvas de máxima eficiencia y pérdida de eficiencia, se observa una distribución del coeficiente prácticamente constante desde  $r/R = 0.4$  hasta  $r/R = 0.975$ , a partir de donde hay un desplome en el coeficiente debido a la pérdida en punta de pala. En el caso de vuelo a punto fijo se observa una distribución del coeficiente de tracción más variada, aunque, como se analizará posteriormente, la pala está sometida a mayor ángulo de ataque que en los casos anteriores en todas las secciones, de ahí su mayor coeficiente de tracción. Hay un primer pico para  $r/R = 0.4$ , bajando levemente para volver a subir desde  $r/R = 0.5$  hasta  $r/R = 0.9$ , a partir de donde el coeficiente vuelve a caer debido a la pérdida en punta de pala. No obstante, los coeficientes sirven para proporcionar una idea de la sustentación generada en cada perfil, pues cada coeficiente se ha adimensionalizado con la cuerda de cada sección en particular.

En la gráfica de distribución de tracción (Figura 5.2.7a) se puede apreciar como la tendencia de las curvas es la misma para los tres casos distintos, creciendo la tracción hasta  $r/R = 0.8$ , a partir de donde decrece levemente hasta  $r/R = 0.9$ , donde ya hay una caída más brusca. El punto de  $r/R = 0.8$ , a pesar de no ser el punto de mayor cuerda de

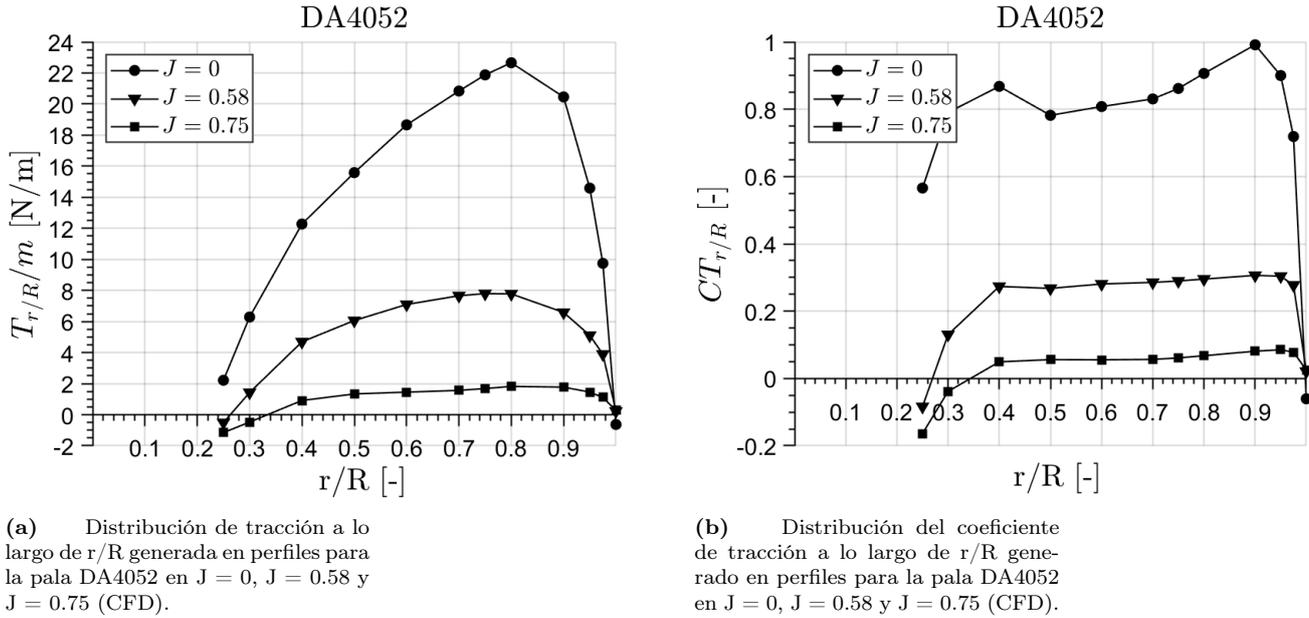


Figura 5.2.7. Distribuciones en perfil para la pala FPP Caso 2.

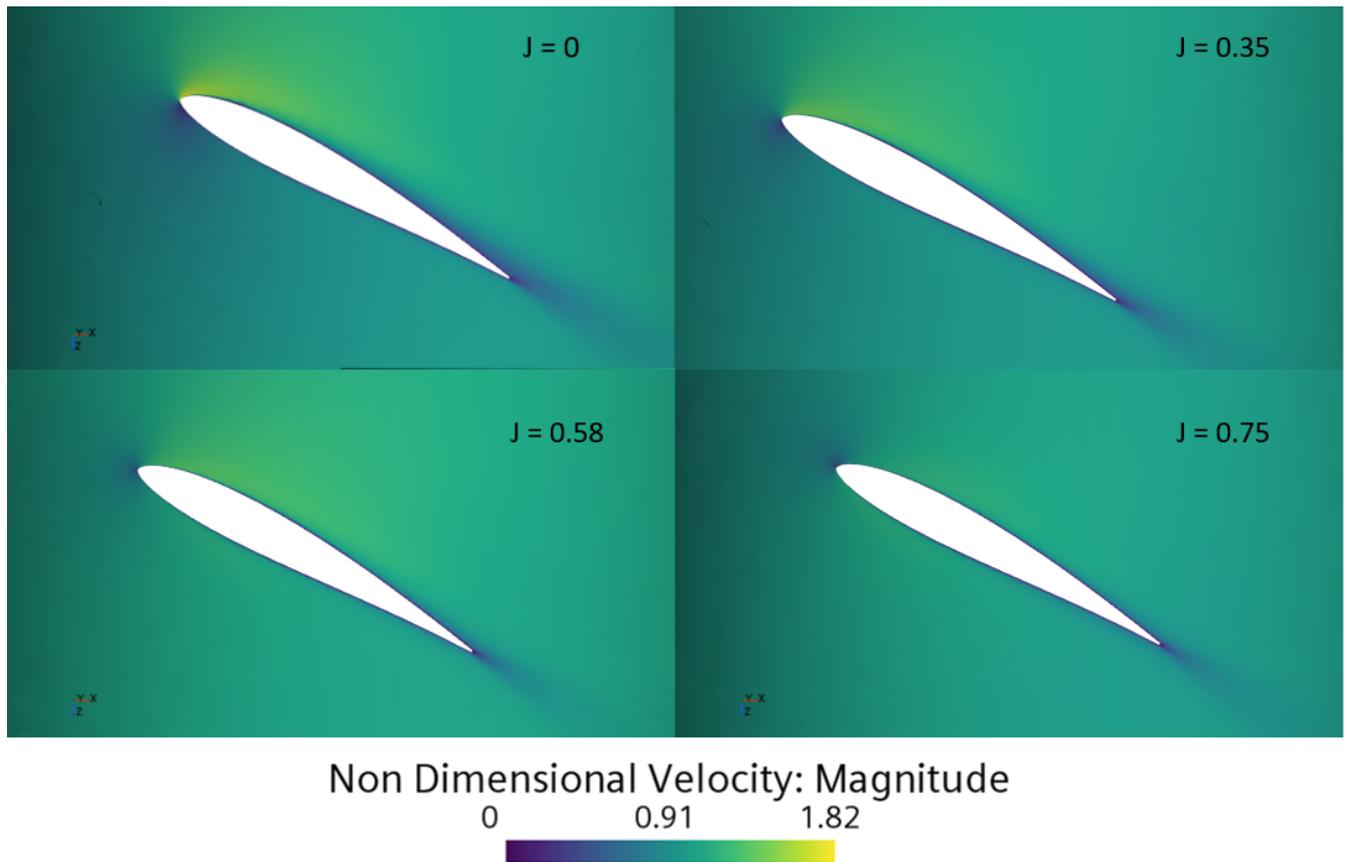
la pala, sí que tiene un ángulo de incidencia moderado, lo que puede llevar a un ángulo de ataque óptimo para la operación, sobre todo en el caso de  $J = 0.58$ , ya que se trata de un punto óptimo de compromiso entre potencia y tracción, es decir, los ángulos de ataque para este ratio de avance son para la mayoría de secciones los ángulos óptimos mostrados en las polares del Capítulo 3, no se obtiene la máxima sustentación, pero tampoco generan mucha resistencia.

Del mismo modo, para el caso de  $J = 0.75$ , la tracción generada a lo largo del perfil es muy reducida, debido a los altos ángulos de incidencia en los perfiles de la pala, lo que conlleva unos ángulos de ataque muy pequeños que, siguiendo las polares, generarán poca sustentación, pero también poca resistencia, de ahí la reducción del coeficiente de potencia.

Seguidamente, se muestran contornos de velocidad relativa adimensional en la pala para diferentes secciones, comparando entre los diferentes ratios de avance. Cabe destacar que la adimensionalización de la velocidad se ha realizado según la Ecuación 5.2.2.

$$\frac{V_{rel}}{\sqrt{V^2 + \Omega r_{local}^2}} = \frac{V_{rel}}{\sqrt{V^2 + (\Omega \sqrt{x^2 + y^2})^2}} \quad (5.2.2)$$

En las figuras anteriores (Figura 5.2.8) se muestran los contornos de velocidad sobre el perfil en  $r/R = 0.45$ , de los cuales se puede deducir que, el perfil en  $J=0$ , como ya se había comentado, está expuesto a un gran ángulo de ataque, el cual, haciendo uso de la polar mostrada en el Capítulo 3, y de la estimación de ángulo de incidencia de la Figura 5.2.6a, se puede asumir un ángulo de ataque superior a  $10^\circ$ . Se puede apreciar como el punto de remanso del flujo está prácticamente en el inicio del intradós, lo que genera una zona de deceleración del flujo en el primer tercio de cuerda en el intradós. Este



**Figura 5.2.8.** Contornos de velocidad para  $J=0$ ,  $J=0.35$ ,  $J=0.58$ ,  $J=0.75$  en  $r/R=0.45$ .

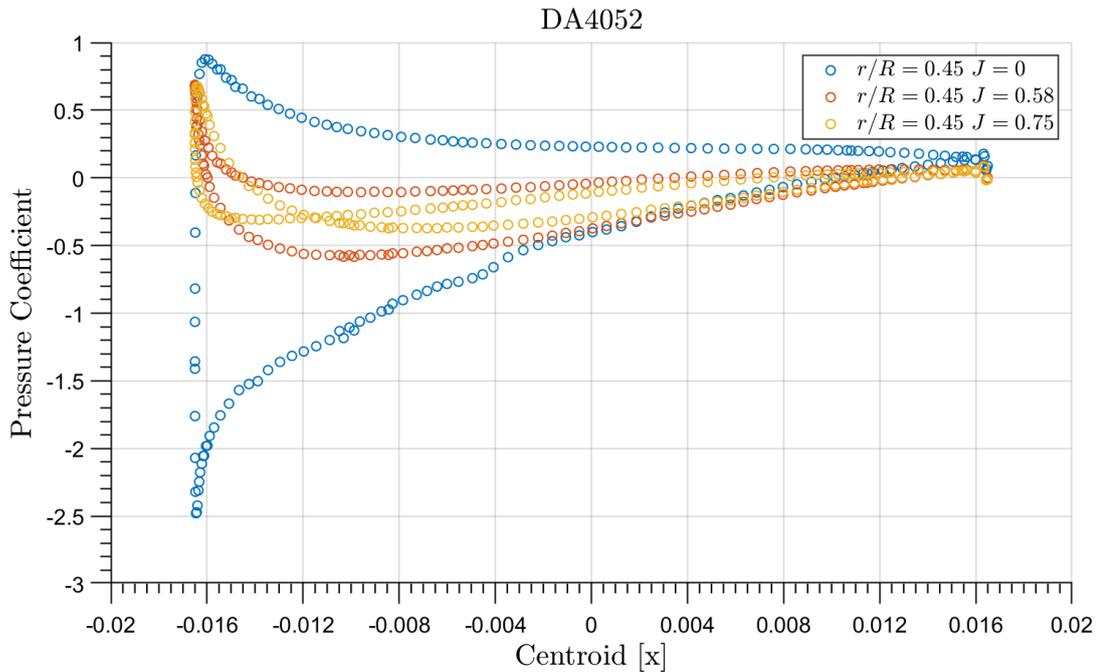
perfil, está en entrada en pérdida a partir de mitad de cuerda aproximadamente, donde se puede observar una gran deceleración del flujo debido a la recirculación del mismo en esta zona del extradós. La tracción generada es elevada, como se ha mostrado en los gráficos anteriores, no obstante, este perfil también genera mucha resistencia al avance, lo que conlleva un aumento en el consumo de potencia.

En cuanto al perfil en ratio de avance de máxima eficiencia,  $J = 0.58$ , se observa como está sometido a un menor ángulo de ataque que en el caso anterior. Teniendo en cuenta el ángulo de incidencia estimado y la torsión en esta zona, se puede aproximar un ángulo de ataque de 7 grados, el cual, siguiendo las curvas polares, a pesar de no generar la máxima sustentación, tiene un coeficiente de resistencia muy pequeño. Se puede observar en el contorno como, a pesar de ser la distribución de velocidades muy semejante, existe una zona de aceleración en la primera mitad del extradós que es en gran parte la que genera la tracción del perfil.

Para el último caso de estudio en vuelo a  $J=0.75$ , se estima una incidencia de unos 25 grados, lo que conlleva un ángulo de ataque prácticamente nulo. Esto, a pesar de generar una resistencia ínfima, también conlleva un coeficiente de sustentación prácticamente nulo. Es por ello la ínfima tracción generada por el perfil a esta velocidad. Se puede apreciar este fenómeno en el contorno de velocidades: se puede apreciar como el punto de remanso generado por el flujo está situado prácticamente en el mismo borde de ataque del perfil, lo que conlleva que las líneas de corriente formadas en intradós y extradós sean prácticamente de misma velocidad. En este caso se aprecia un contorno levemente más rojizo en extradós

hasta mayor distancia de cuerda, pero se aprecia también este mismo contorno rojizo en el intradós.

Se muestran a continuación las curvas de distribución del coeficiente de presión sobre el perfil para los distintos casos de vuelo analizados (Figura 5.2.9) con el objetivo de corroborar lo que se aprecia en los perfiles en cuanto a entradas en pérdida y generación de tracción se refiere.



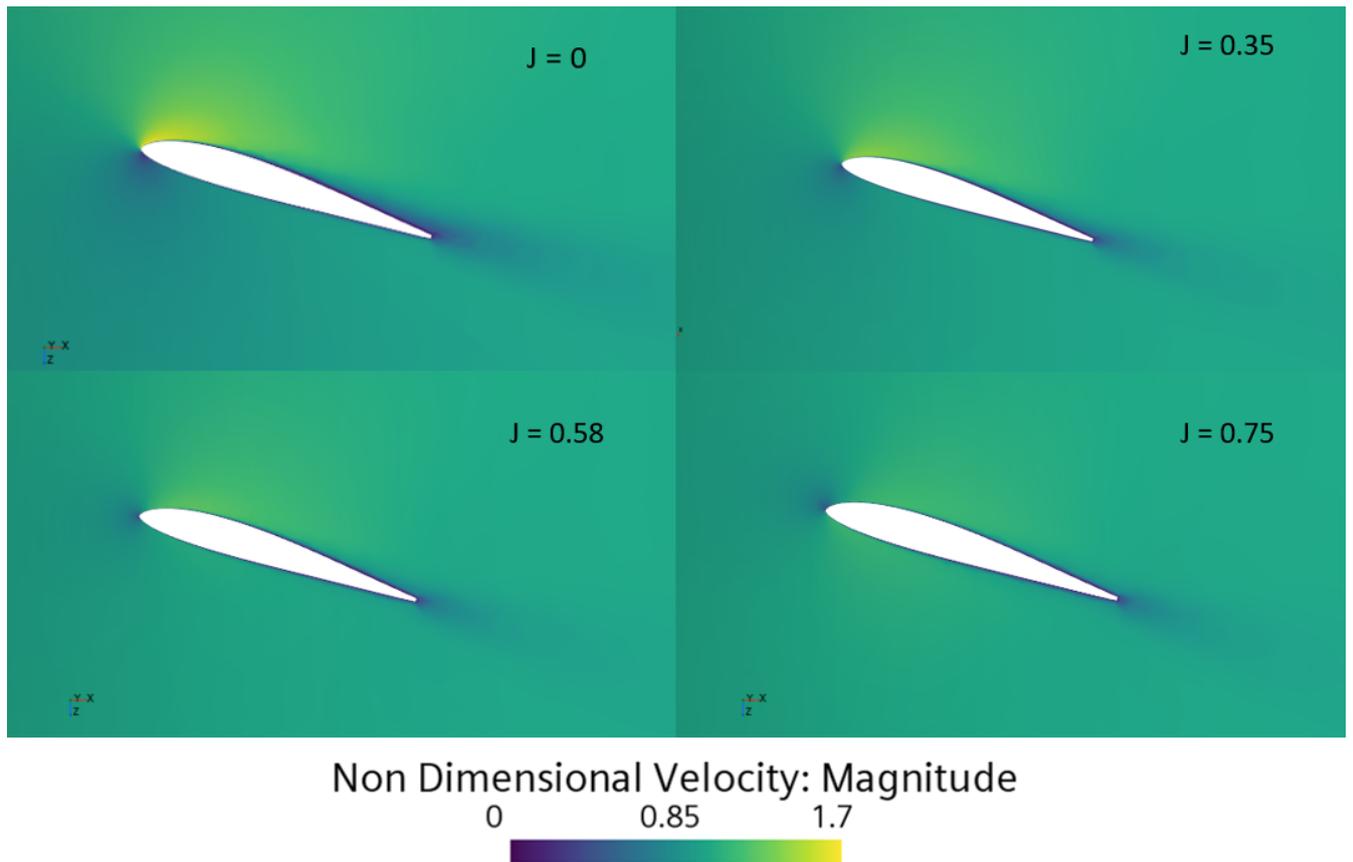
**Figura 5.2.9.** Distribución del coeficiente de presión a lo largo del perfil  $r/R = 0.45$  para distintos casos.

En la Figura 5.2.9 se puede apreciar la distribución de presiones sobre el perfil, destacando que en el eje X se parte de izquierda a derecha, del borde de ataque al borde de fuga. A simple vista, se aprecia como el vuelo en estático tiene una clara distribución entre extradós e intradós, siendo los valores de extradós los que están en depresión. Se aprecia como en borde de ataque se hay picos de hasta  $C_p = -2.5$ , cayendo a lo largo del extradós, hasta valores por debajo de -0.5 desde mitad de cuerda, donde se ha visto que hay desprendimiento del flujo. Gran parte de la tracción es generada en la primera mitad de cuerda, antes del desprendimiento de flujo analizado en los contornos anteriores (Figura 5.2.8).

En cuanto a los perfiles en  $J = 0.58$  y  $J = 0.75$ , las curvas siguen la misma tendencia, teniendo todos los puntos tras el borde de ataque en zonas de depresión, lo que hace indicar un ángulo de ataque muy pequeño, como se había analizado en sus respectivos contornos. El perfil, aunque no está en pérdida como el caso estático, genera menor tracción debido a estar en zonas de depresión tanto extradós como intradós.

Seguidamente, se realizará un mismo análisis sobre el perfil en  $r/R = 0.75$  para los distintos ratios de avance.

Empezando por el primer caso de vuelo a punto fijo (Figura 5.2.10), aunque también



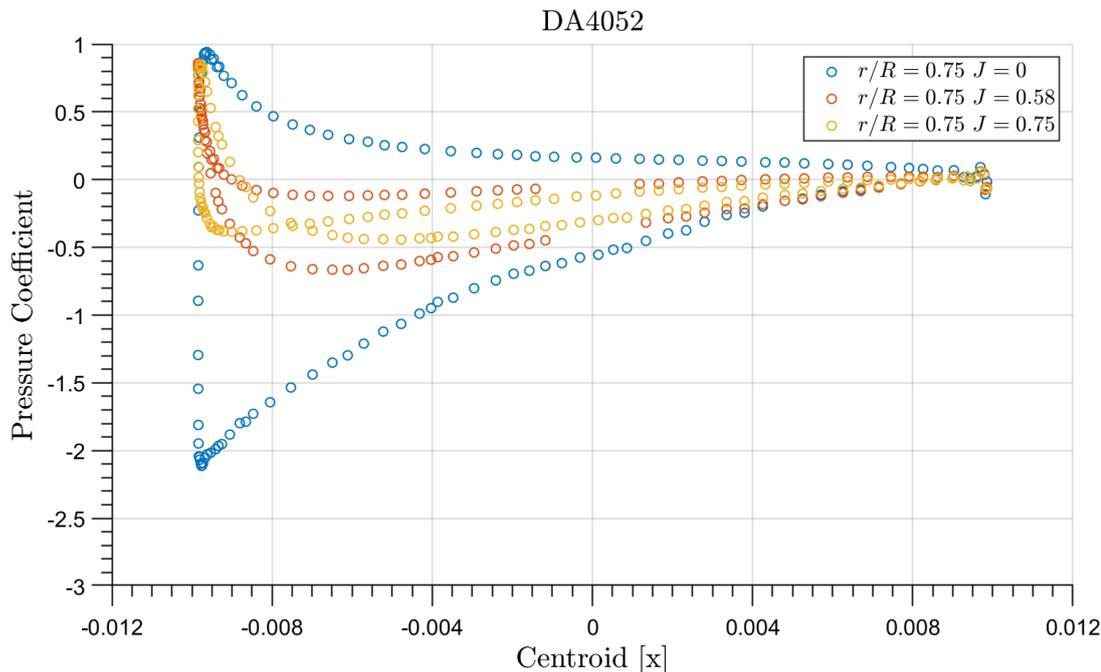
**Figura 5.2.10.** Contornos de velocidad para  $J=0$ ,  $J=0.35$ ,  $J=0.58$ ,  $J=0.75$  en  $r/R=0.75$ .

se observa un desprendimiento del flujo en el extradós, lo que genera una recirculación del flujo en la zona. El desprendimiento ocurre más cerca del borde de fuga que en el perfil anterior. Esto es debido a que, como se observa, el perfil está sometido a un menor ángulo de ataque debido también a la menor torsión de esta sección. El punto de remanso se encuentra también en el inicio del intradós, aunque no genera la misma deceleración que el primer perfil, lo que corrobora este menor ángulo de ataque. Se puede estimar un ángulo de ataque de unos 10 grados. A pesar de seguir generando mucha resistencia debido al desprendimiento de flujo, este perfil genera mayor tracción que el anterior.

En cuanto al contorno de velocidad para un ratio de avance  $J = 0.58$ , se aprecia como el punto de remanso está más cerca del borde de ataque. Teniendo en cuenta la torsión en esta sección, se puede estimar un ángulo de ataque muy pequeño, sobre los 4 grados, lo que provoca que el perfil tenga una distribución de velocidades muy semejante al perfil en  $r/R = 0.45$ , con una aceleración considerable del flujo hasta mitad de cuerda en el extradós y una distribución de velocidades en intradós constante. Es por ello que, a pesar de no generar mucha tracción, este perfil tampoco genera demasiada resistencia.

Siguiendo con el perfil en velocidad de  $J = 0.75$ , se aprecia como el punto de remanso se desplaza levemente hacia el extradós, retrasando la aceleración del flujo en este, mientras que en el intradós el flujo se acelera levemente, al igual que en la sección anterior. Según lo mostrado en la Figura 5.2.7a, la distribución de tracción en esta pala es muy constante a lo largo de la misma. Se aprecia como, en este caso, el ángulo de ataque del perfil es también prácticamente nulo, de modo que la generación de sustentación es mínima.

Se muestran a continuación las distribuciones de presión a lo largo del perfil (Figura 5.2.11).



**Figura 5.2.11.** Distribución del coeficiente de presión a lo largo del perfil  $r/R = 0.75$  para distintos casos (CFD).

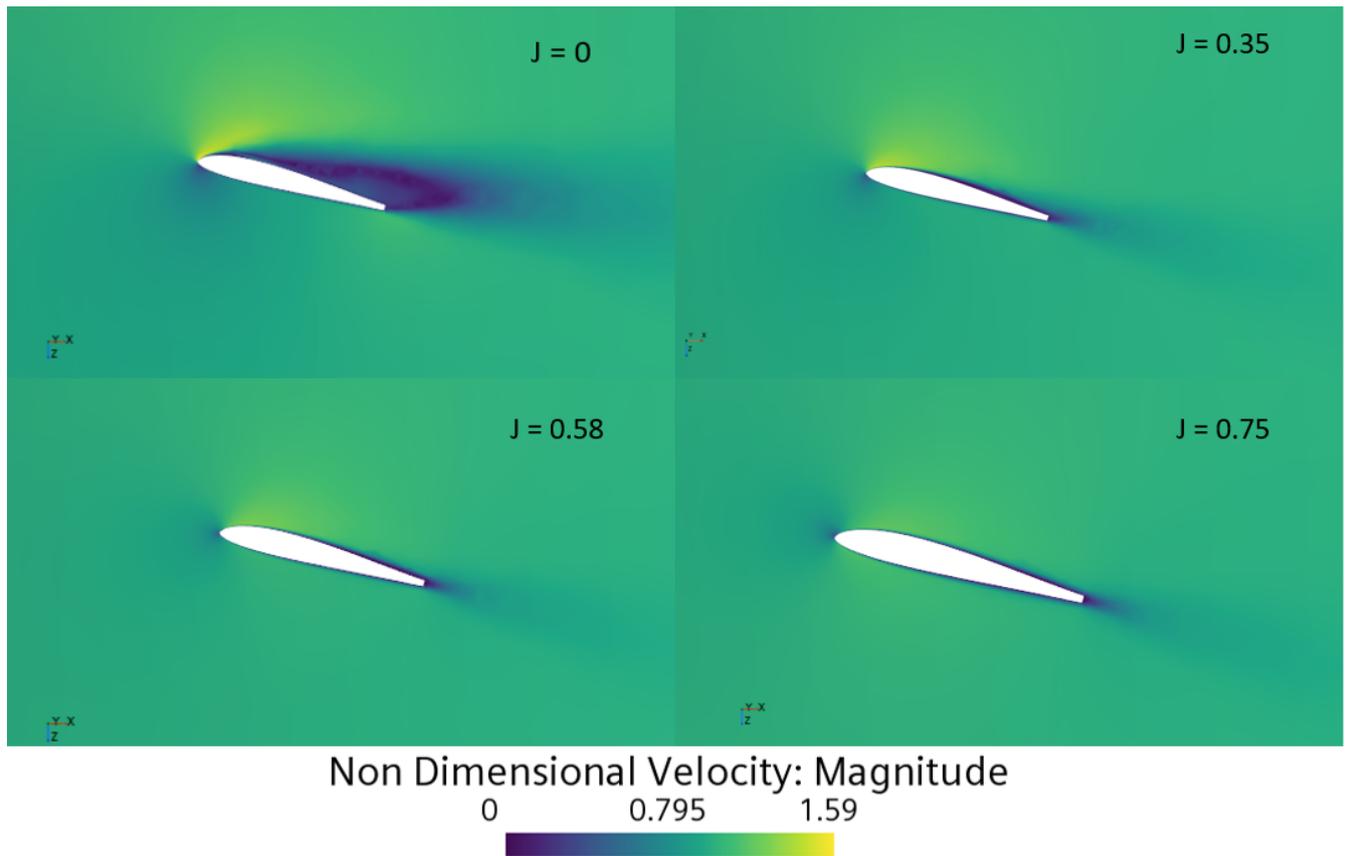
Como se aprecia en la gráfica anterior, las tendencias de los perfiles son semejantes al perfil en  $r/R = 0.75$ , se aprecia como en vuelo estático sigue existiendo una clara zona de generación de tracción, mientras que en intradós se acercan los valores a coeficientes casi nulos. Al igual que en el anterior perfil, a partir de mitad de cuerda, debido al desprendimiento del flujo, las presiones empiezan a crecer.

Respecto a los dos perfiles en avance axial, las tendencias son iguales, teniendo ángulos de ataque prácticamente nulos, incluso negativos en  $J = 0.75$ , donde se aprecia como hay zonas sobre el centroide  $-0.006$  donde el intradós tiene menor presión. Existe, pues, como se ha demostrado en los contornos de velocidad también, aceleración del flujo en intradós y extradós.

Finalmente, se procede a analizar el perfil en  $r/R = 0.95$ , donde, según se ha visto en la Figura 5.2.7a, hay una brusca caída de tracción.

Como se puede observar en la Figura 5.2.12, en vuelo a punto fijo, este perfil está totalmente en pérdida. Se puede observar como el flujo está totalmente desprendido en el extradós, generando una gran zona de recirculación del flujo, lo cual conlleva una gran pérdida de sustentación en el perfil como se ha demostrado. El perfil está sometido en este punto a un ángulo de ataque superior a 14 grados, lo cual conlleva una entrada en pérdida inmediata, y una reducción en la sustentación generada, mientras que aumenta la resistencia generada.

En cuanto al perfil para  $J = 0.58$ , se aprecia como sigue sometido a un ángulo de ataque óptimo, a pesar de empezar a observarse un desprendimiento de flujo en el borde



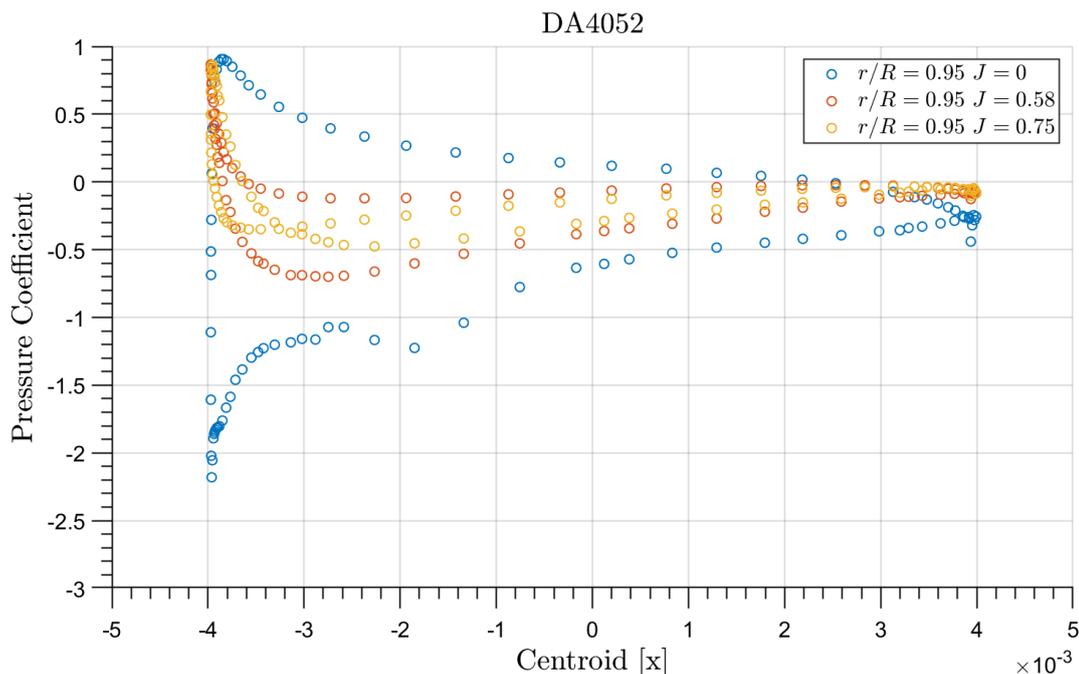
**Figura 5.2.12.** Contornos de velocidad para  $J=0$ ,  $J=0.35$ ,  $J=0.58$ ,  $J=0.75$  en  $r/R=0.95$ .

de fuga. Este desprendimiento genera la caída en tracción generada, aunque esta caída no es tan brusca como en el vuelo a punto fijo.

Por último, para el vuelo a  $J = 0.75$ , se obtiene un perfil muy semejante al anterior, con un punto de remanso cerca al borde de ataque. Hay un leve desprendimiento del flujo en borde de fuga. El ángulo de ataque en esta sección es prácticamente nulo, de ahí la poca tracción generada. No obstante, al igual que para el vuelo en máxima eficiencia, el perfil no entra en pérdida y la caída de tracción no es tan brusca como en el vuelo a punto fijo. Se procede a mostrar los contornos de presión sobre el perfil.

En la gráfica de distribución de presión (Figura 5.2.13) se aprecia como en el vuelo estático se continua generando tracción, aunque sí se puede apreciar una zona de entrada en pérdida en el borde de fuga, donde el flujo en el intradós se acelera levemente.

En cuanto a las distribuciones en vuelo de avance axial, siguiendo la tendencia de los perfiles anteriores, el ángulo de ataque es ínfimo, acelerando el flujo tanto en extradós como en intradós. Para el caso de  $J = 0.75$  incluso se aprecia como a partir del centroide en  $-0.003$  hay más depresión en intradós que en extradós, lo que hace entrever una pérdida de tracción.



**Figura 5.2.13.** Distribución del coeficiente de presión a lo largo del perfil  $r/R = 0.95$  para distintos casos (CFD).

### 5.3. Influencia del número de Reynolds

En este apartado se procede a analizar la influencia del número de Reynolds en los resultados de coeficiente de tracción, potencia, eficiencia propulsiva, así como en resultados dimensionales de tracción y potencia. Cuando se habla de la influencia del Reynolds, se pretende analizar cómo afecta la velocidad de giro del rotor en los resultados, pues el Reynolds se modeliza teniendo en cuenta la velocidad de rotación del rotor. A mayor velocidad de rotación del rotor, mayor es el número de Reynolds.

#### 5.3.1. Vuelo en avance axial

Se pretende estudiar la influencia del Reynolds en vuelo de avance axial y también específicamente en vuelo a punto fijo, analizando para qué velocidad de giro del rotor se obtendría una mayor eficiencia en *Hover*. Sin más dilación, se muestran los mapas de funcionamiento para diferentes velocidades de giro en avance axial.

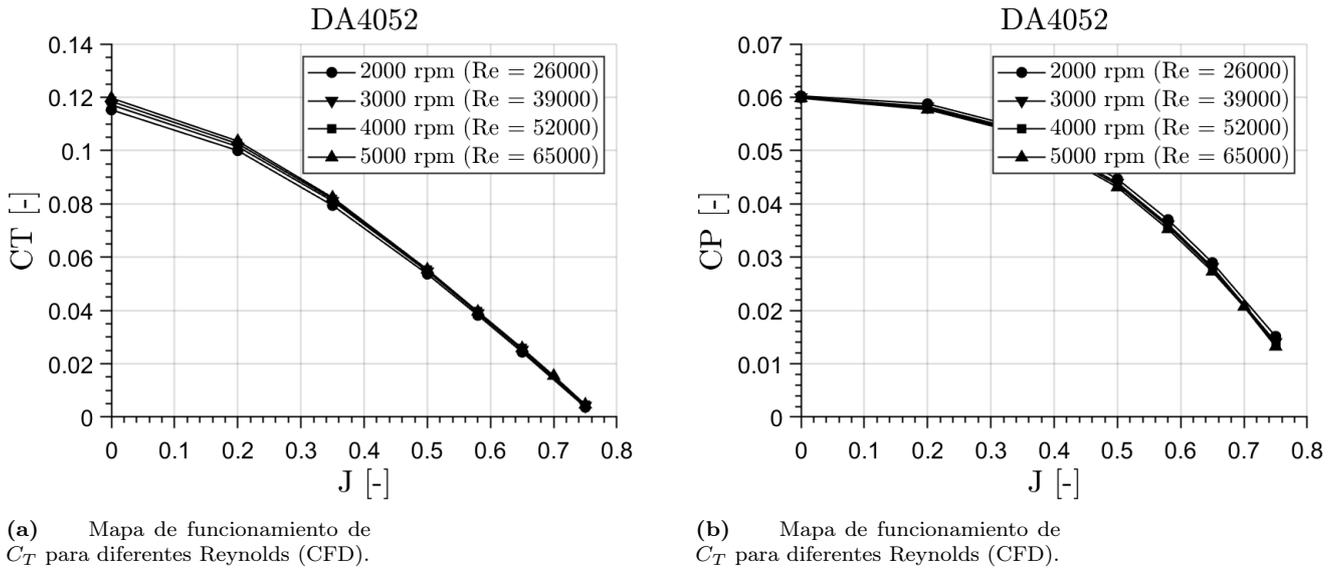


Figura 5.3.1. Mapas de funcionamiento para diferentes Reynolds.

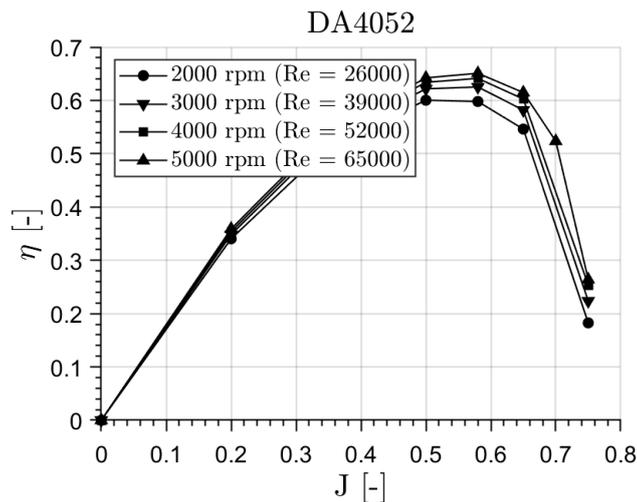
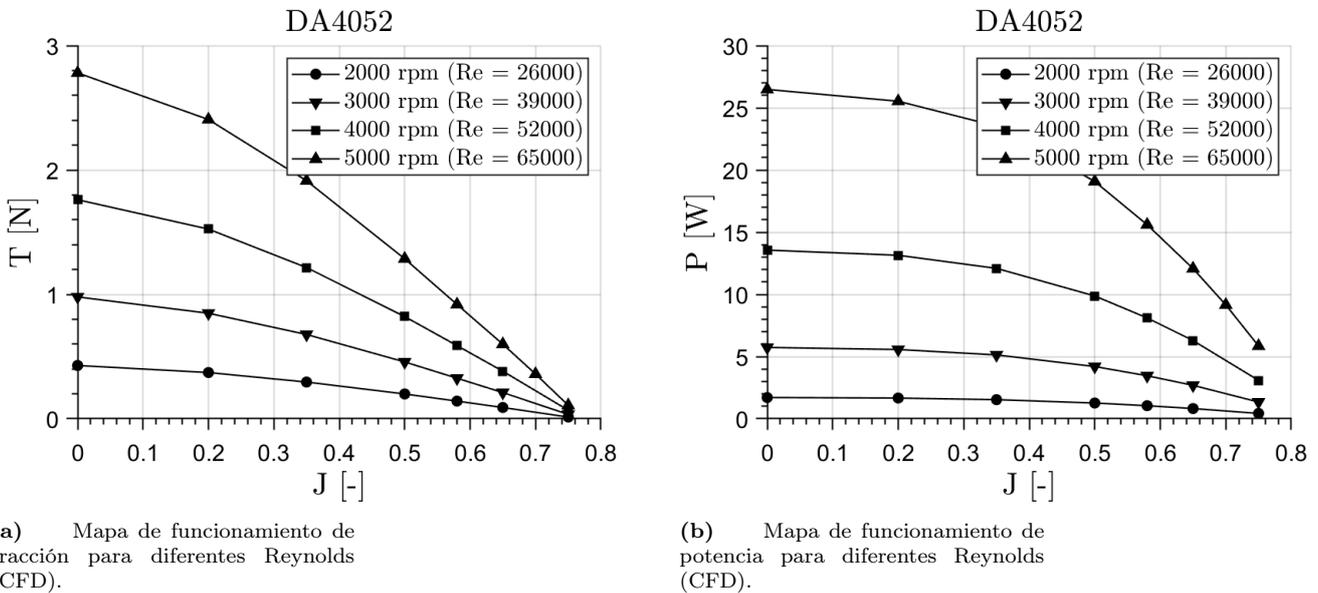


Figura 5.3.2. Eficiencia propulsiva ( $\eta$ ) para diferentes Reynolds (CFD).

Como se puede observar en las gráficas anteriores, la influencia de la velocidad de giro en los coeficientes adimensionales es prácticamente nula. Existe una pequeña diferencia en el coeficiente de tracción para bajas  $J$ s, aunque es despreciable. En cuanto a la eficiencia propulsiva (Figura 5.3.2), a bajos ratios de avance la diferencia es inexistente, no obstante, a partir de una  $J = 0.35$  aproximadamente, debido a las pequeñas diferencias entre coeficientes, el caso de  $Re = 65000$  despunta, siendo el de menor eficiencia el de  $Re = 26000$ , aunque cabe destacar que todos los casos siguen la misma tendencia, obteniendo los máximos para mismo ratio de avance,  $J = 0.58$ . Cabe destacar que, cuanto mayor es la velocidad de giro, menor es el ángulo de incidencia sobre el perfil, lo que da lugar a un mayor ángulo de ataque que debería conllevar un aumento de tracción generada, teniendo en cuenta que, el mismo perfil, a mayor velocidad de giro, mayor es la velocidad de incidencia sobre el mismo.

Seguidamente, se procede a mostrar los mapas de funcionamiento dimensionales de la

pala. En la Figura 5.3.4a se muestra la tracción generada y en la Figura 5.3.4b la potencia consumida por el rotor.



**Figura 5.3.3.** Mapas de funcionamiento para diferentes Reynolds.

Se observa, según era de esperar siguiendo la Ecuación 2.5.3 y Ecuación 2.5.5 para la obtención de la tracción y potencia en un rotor, hay una clara dependencia en la velocidad de giro. En el caso de la tracción, hay una dependencia cuadrática, mientras que en la potencia, la dependencia es cúbica. De ahí que, mientras que la tracción cae rápidamente en todos los casos, la potencia no tiene una caída brusca hasta una velocidad de  $J = 0.5$ . Además, debido a la misma dependencia, a mayor velocidad de giro, mayor es la diferencia de tracción y potencia consumida entre dicho caso y el caso siguiente con menor velocidad de giro. Por ejemplo, la hélice con una velocidad de giro de 5000 rpm genera un 55.5% aproximadamente más de tracción que la hélice con 4000 rpm, aunque también consume un 96.2% más de potencia. Sin embargo, entre la hélice a 4000 rpm y la de 3000 rpm el aumento de tracción es del 44.4%, mientras que el consumo de potencia es un 125% mayor.

De este modo, se puede deducir que, a pesar de la independencia del número de Reynolds en los coeficientes adimensionales, sí que existe dependencia en la generación de tracción y consumo de potencia. La elección dependerá de la misión del UAV: para una mayor autonomía con poca carga de pago, se girará a menor rpm, mientras que si lo que se busca es un vuelo corto con mayor carga de pago, se optará por una velocidad de giro mayor.

### Análisis de generación de tracción en perfiles de la pala

En este apartado se busca analizar el efecto que tiene la velocidad de giro del rotor en la generación de tracción en los perfiles a lo largo de la pala. Para ello, se analizará la pala en el caso de ratio de avance de  $J = 0.58$ , con velocidades de giro de 5000 rpm y 3000 rpm. Se espera obtener diferencias considerables, teniendo en cuenta la Figura 5.3.4a, donde se muestra una tracción prácticamente tres veces más, mientras que el consumo de potencia también es 3 veces mayor.

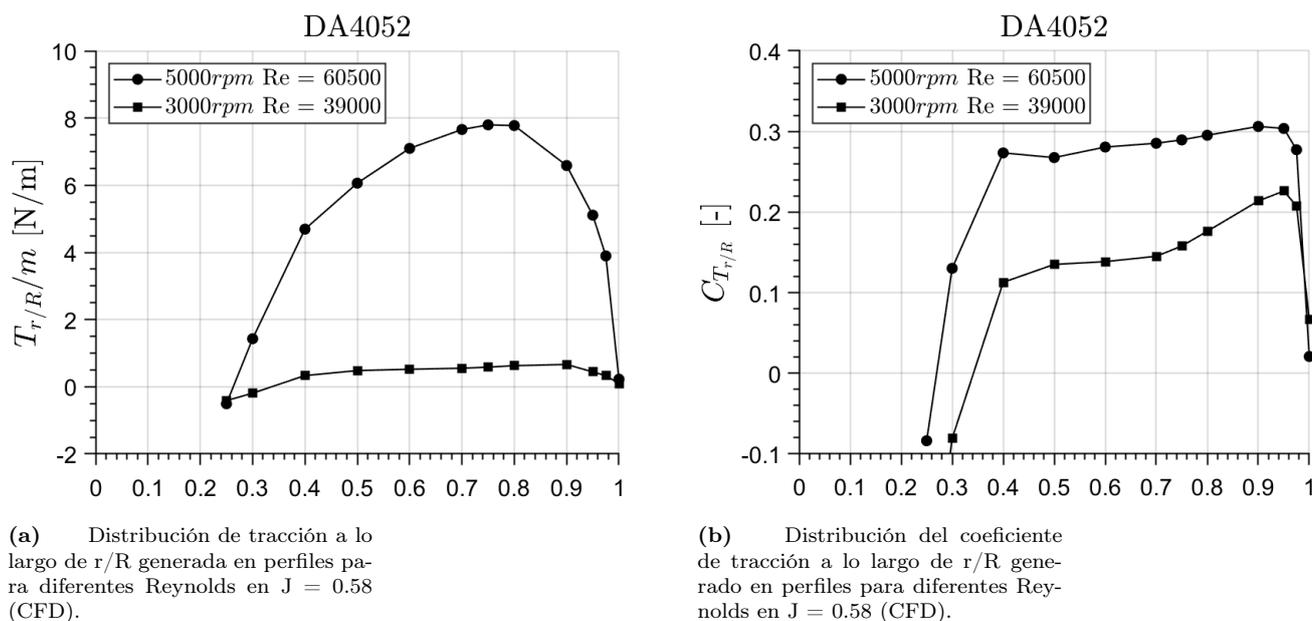
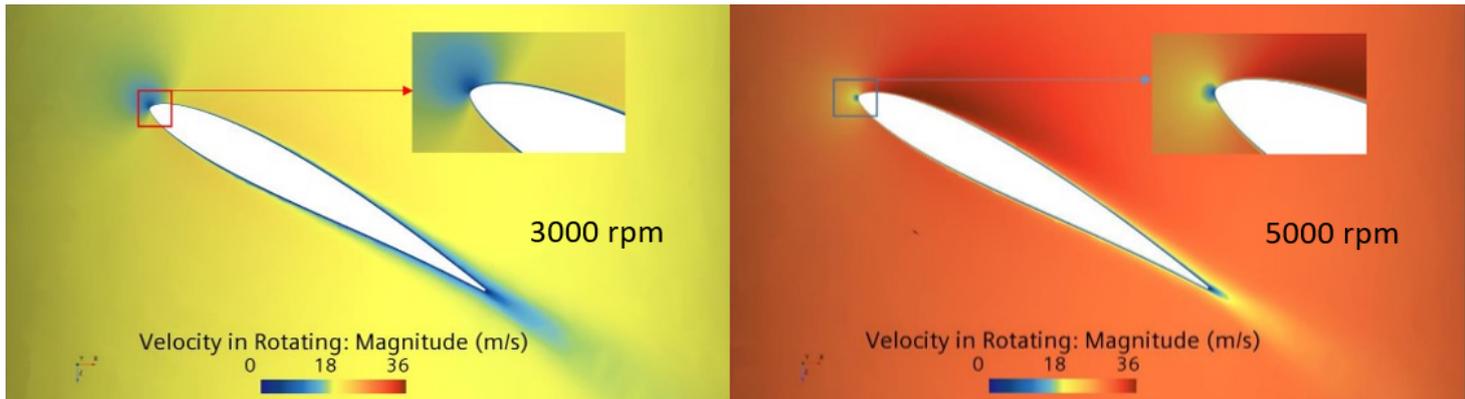


Figura 5.3.4. Comparativa de distribuciones entre diferentes Reynolds.

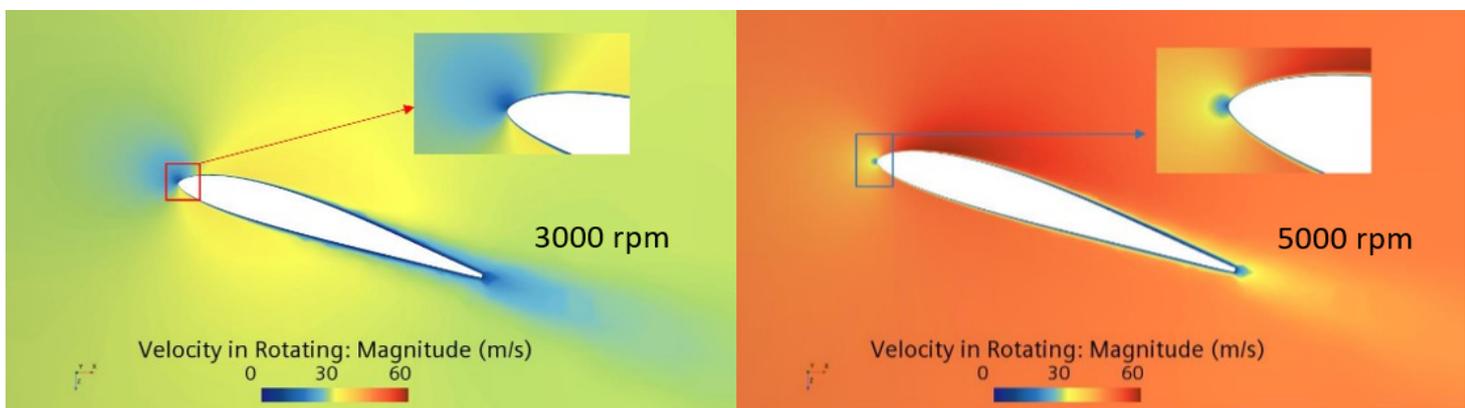
Se puede apreciar como, según se había visto, la hélice a 5000 rpm genera mayor tracción a lo largo de todo el perfil, excepto en punta de pala donde hay pérdidas importantes. Para ambos casos las curvas siguen tendencias muy similares, aunque para el caso de 3000 rpm se aprecia un coeficiente de tracción y una tracción a lo largo de la pala minúscula, lo que podría indicar un ángulo de ataque ínfimo.

Seguidamente, se compararán dos contornos de velocidad relativa para el perfil en  $r/R = 0.45$ , de modo que se pueda analizar la incidencia del flujo y el ángulo de ataque. Se realizará con un mismo rango de velocidades, para poder comparar así la influencia de la velocidad de giro.

Como se puede apreciar en los contornos anteriores, además de destacar que el perfil en 5000 rpm (Figura 5.3.5) está sometido a mayores velocidades, se puede apreciar como en el caso de 3000 rpm, el ángulo de ataque es prácticamente nulo debido al gran ángulo de incidencia del flujo, de ahí la poca tracción generada en esta zona. Se puede apreciar como el punto de remanso está cerca de la zona del extradós, con lo cual, como se observa, la distribuciones de velocidad en intardós y extradós son muy semejantes.



**Figura 5.3.5.** Contorno de velocidad para  $J=0.58$  en  $r/R=0.45$ , 3000 rpm  $Re = 39000$  y 5000 rpm  $Re = 65000$ .



**Figura 5.3.6.** Contorno de velocidad para  $J=0.58$  en  $r/R=0.75$ , 3000 rpm  $Re = 39000$  y 5000 rpm  $Re = 65000$ .

En cuanto al caso de 5000 rpm (Figura 5.3.5), se aprecia como el ángulo de ataque al que está sometido la pala es mayor que en el anterior caso. El perfil tiene un ángulo de incidencia más pequeño, dejando un ángulo de ataque mayor, como se observa, el punto de remanso está más abajo que en el caso anterior, más cerca del intradós que del extradós. No obstante, el ángulo de ataque sigue siendo pequeño, generando una leve aceleración en el intradós que conlleva el aumento de tracción respecto al caso de 3000 rpm. al contrario que para 3000 rpm, este perfil no tiene desprendimiento de flujo, mientras que para 3000 rpm sí que hay, sobretodo cerca del borde de fuga.

Se analiza también a continuación el perfil en  $r/R = 0.75$ , mostrando unas velocidades mayores que para el caso anterior debido a la componente radial de la velocidad de rotación.

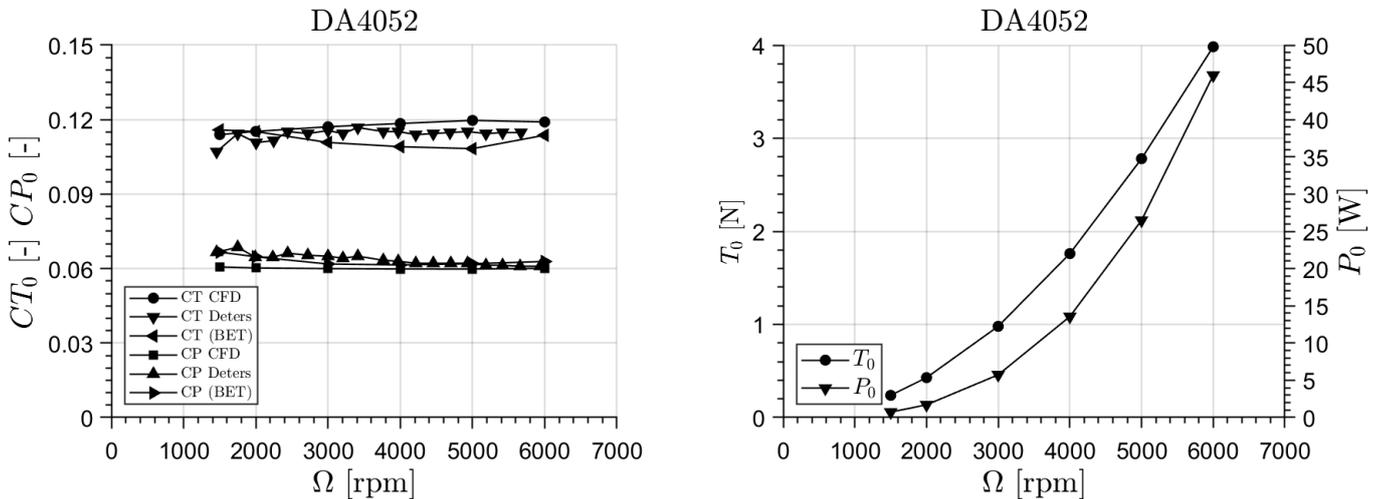
Siguiendo la tendencia de las figuras anteriores, para el caso de 3000 rpm, la Figura 5.3.6, el punto de remanso se sitúa al inicio del extradós debido a un casi nulo ángulo de ataque, casi de valor negativo, al igual que para  $r/R = 0.45$ . Esto lleva a una generación de tracción muy pequeña y prácticamente igual que para  $r/R = 0.45$ .

Para el caso de 5000 rpm (Figura 5.3.6), se sigue la misma tendencia. Hay un aumento de generación de tracción debido a la mayor velocidad de giro y con ello un mayor ángulo de ataque, al ser más pequeño el ángulo de incidencia. El punto de remanso en este caso

se sitúa prácticamente en el mismo borde de ataque, de lo que se deduce un ángulo de ataque también pequeño. No hay desprendimiento del flujo, al contrario que para 3000 rpm, donde si se aprecia un desprendimiento en borde de fuga.

### 5.3.2. Vuelo a punto fijo

En esta sección se pretende incidir en el análisis de la influencia del número de Reynolds, especialmente en vuelo a punto fijo. Se debe tener en cuenta, como ya se ha dicho, que a mayor velocidad de giro, menor es el ángulo de incidencia y, por lo tanto, mayor el ángulo de ataque. Esto, como se ha analizado anteriormente, puede llevar a una mayor tracción, pero también a un aumento de potencia, lo que conlleva una posible reducción de la eficiencia en vuelo a punto fijo, la Figura de Mérito. Se muestra a continuación la curva de coeficiente de tracción y potencia en *hover*, la curva de tracción y potencia dimensionales en *hover*, y la Figura de Mérito en función de la velocidad de giro.

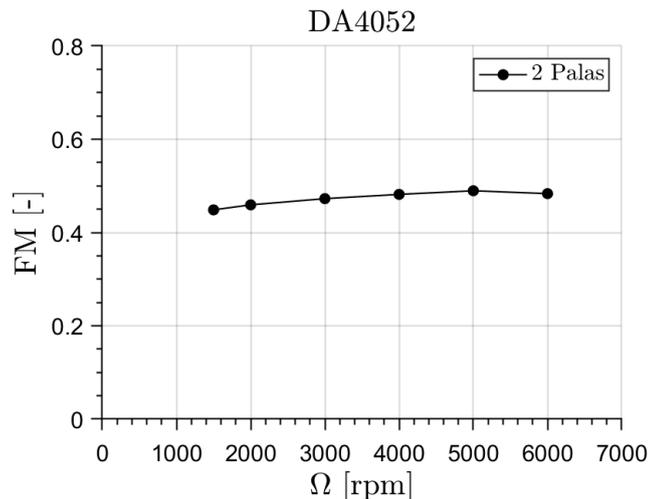


(a) Coeficientes de tracción y potencia para diferentes Reynolds en vuelo a punto fijo (CFD).

(b) Tracción y potencia para diferentes Reynolds en vuelo a punto fijo (CFD).

**Figura 5.3.7.** Comparativa de distribuciones entre diferentes Reynolds para vuelo a punto fijo.

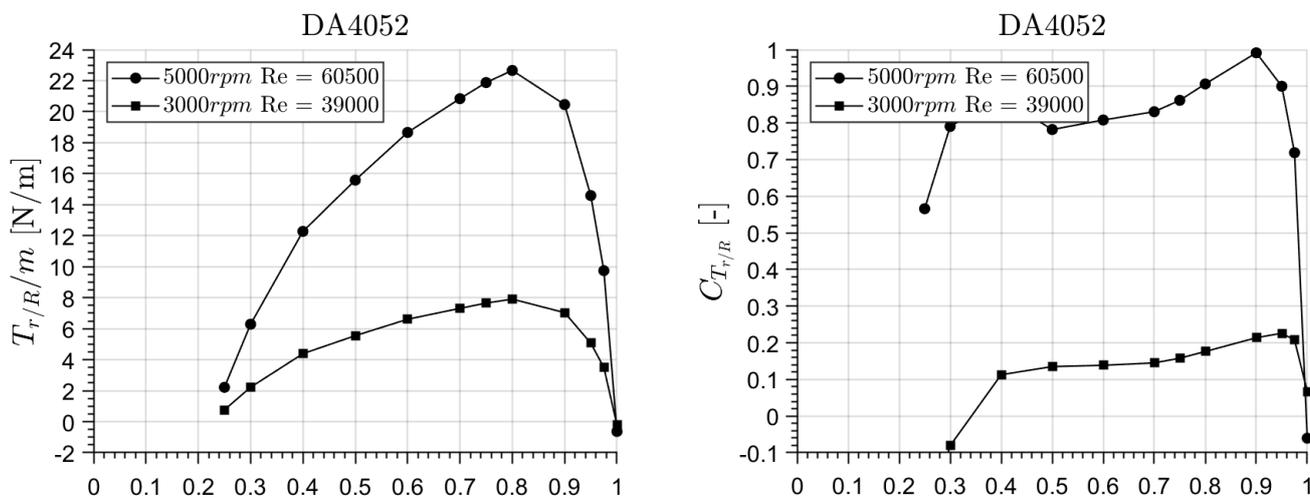
En la Figura 5.3.7a se ha realizado una validación de resultados en vuelo a punto fijo, comparando, al igual que en la anterior validación, con un análisis experimental y otro teórico. Se puede apreciar como los resultados presentan poca diferencia entre ellos. En cuanto a los resultados numéricos, se aprecia como los coeficientes son prácticamente constantes, lo que corrobora lo ya analizado en el vuelo en avance axial. Observando la Figura 5.3.7b, se aprecia como la evolución de la tracción y la potencia sigue mismas tendencias, a mayor velocidad de giro, mayor es la tracción generada, así como la potencia consumida. Analizando la evolución de la Figura de Mérito se aprecia como esta tiene una ligera evolución positiva hasta 5000 rpm, donde cae levemente hasta las 6000 rpm. Esta leve caída de eficiencia se debe al gran aumento de potencia del 80%, mientras que la tracción generada aumenta solo un 42.85%. Es de esperar este resultado, pues a altas rpm, el crecimiento cúbico de la potencia empieza a dispararse respecto del crecimiento cuadrático de la misma.



**Figura 5.3.8.** Evolución de la Figura de Mérito según el Reynolds (CFD).

### Análisis de generación de tracción en perfiles de la pala

En este apartado se pretende mostrar la distribución de tracción generada a lo largo de la pala para los dos casos analizados.



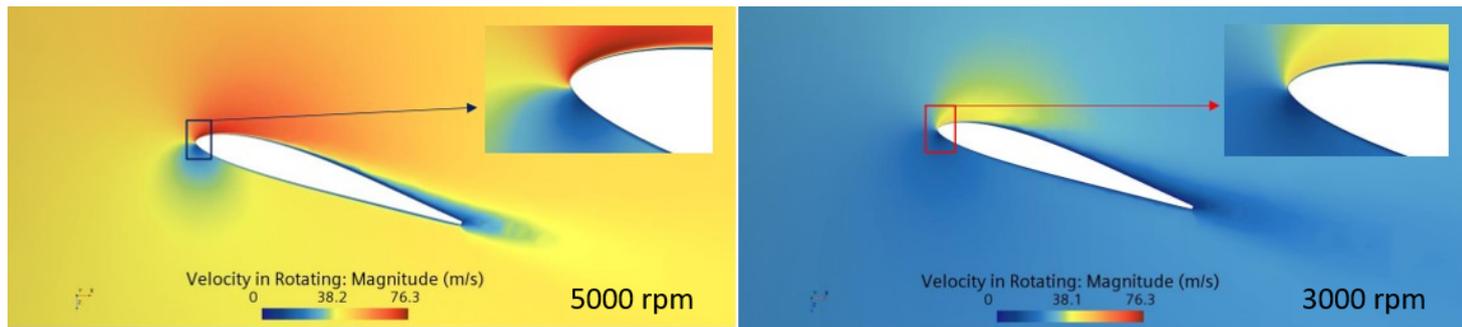
(a) Distribución de tracción a lo largo de  $r/R$  generada en perfiles para diferentes Reynolds para vuelo a punto fijo (CFD).

(b) Distribución del coeficiente de tracción a lo largo de  $r/R$  generada en perfiles para diferentes Reynolds en vuelo a punto fijo (CFD).

**Figura 5.3.9.** Comparativa de distribuciones entre diferentes Reynolds para vuelo a punto fijo.

Se puede apreciar como las curvas siguen las mismas tendencias y, además, la pala a 5000 rpm genera mayor tracción a lo largo de ella, debido al mayor ángulo de ataque, como ya se ha mencionado anteriormente. A continuación, se muestran contornos de velocidad absoluta para el perfil en  $r/R = 0.75$  para los diferentes Reynolds, con el fin de analizar el ángulo de ataque en cada caso.

Estos contornos de velocidad sobre el perfil siguen las tendencias ya descritas anteriormente. En el caso de vuelo a 3000 rpm (Figura 5.3.10), se puede observar como el



**Figura 5.3.10.** Contorno de velocidad para  $J=0$  en  $r/R=0.75$ , 3000 rpm  $Re = 39000$  y 5000 rpm  $Re = 65000$ .

ángulo de ataque es también muy pequeño, casi negativo, pues el punto de remanso reside prácticamente en el inicio del extradós. Esto conlleva una distribución de velocidades muy parecidas en intradós y extradós, como se puede apreciar en los contornos amarillentos. En cambio, la pala en 5000 rpm (Figura 5.3.10) presenta un mayor ángulo de ataque, debido a la baja incidencia del flujo. Se aprecia en el contorno como el ángulo de ataque, a pesar de tampoco ser muy elevado, tiene el punto de remanso situado justo en el mismo borde de ataque, lo que conlleva una mejor distribución de las velocidades en intradós y extradós, generando una mayor tracción.

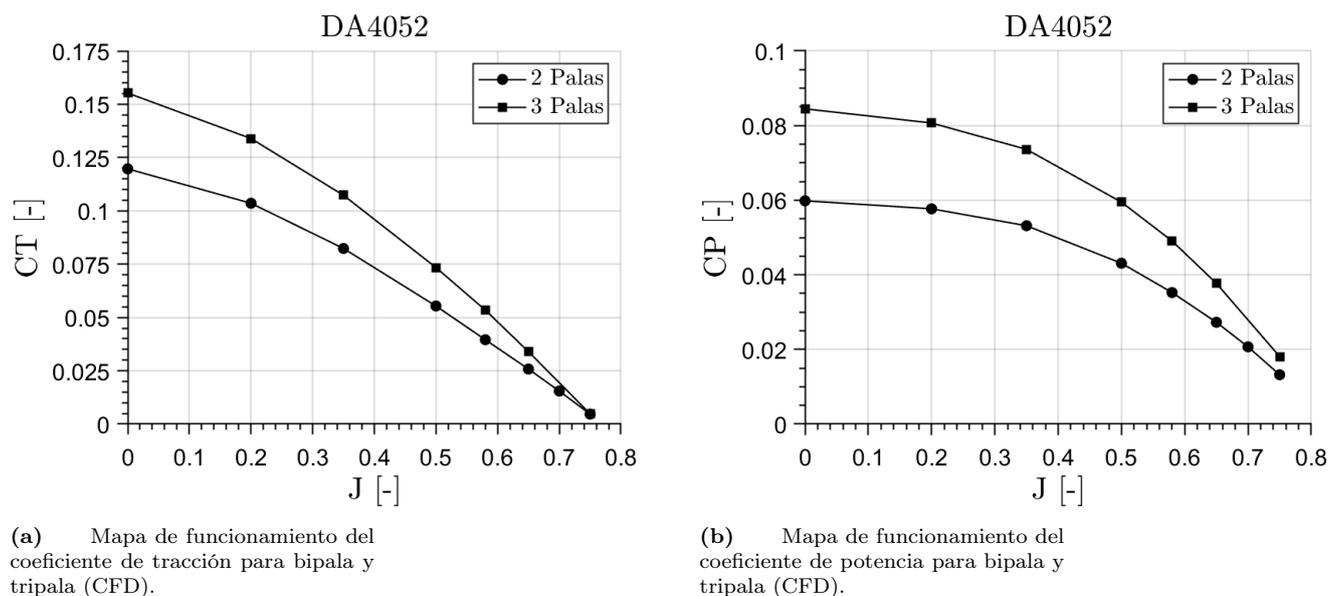
## 5.4. Influencia del número de palas

Una vez analizada la influencia del número de Reynolds en el comportamiento de las hélices, el siguiente paso para elegir la configuración de una hélice sería determinar el número de palas. En primera instancia, se podría decir que la elección dependerá de la misión del UAV. Si se busca un UAV que soporte mayor carga de pago, a expensas de un mayor consumo de potencia, se optará por hélices tripala, mientras que si el objetivo es lograr UAVs ligeros con mayor autonomía de vuelo y mayor eficiencia, se optará por hélices bipala.

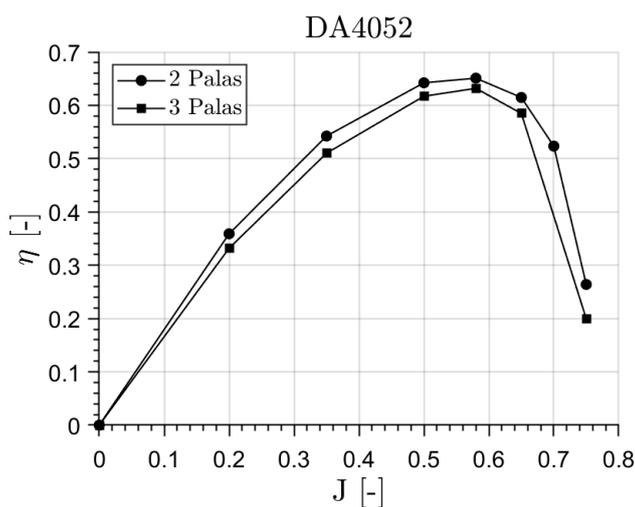
### 5.4.1. Vuelo en avance axial

Primeramente, se analizará la diferencia entre hélices en vuelo en avance axial. En las siguientes curvas, donde se muestran mapas de funcionamiento, se expone lo mencionado anteriormente.

Según se muestra en la Figura 5.4.1a y la Figura 5.4.1b, la hélice tripala, como ya se había comentado, tiene un coeficiente de tracción y potencia mayores a lo largo de todo el mapa de funcionamiento, reduciéndose la diferencia a mayores ratios de avance. Como ya se ha analizado anteriormente, a altos ratios de avance, los ángulos de incidencia son muy grandes, dejando unos ángulos de ataque ínfimos a lo largo de la pala, de ahí la poca tracción generada en ambas hélices.



**Figura 5.4.1.** Comparativa de mapas de funcionamiento para hélice bipala y tripala.



**Figura 5.4.2.** Eficiencia propulsiva ( $\eta$ ) para hélices bipala y tripala (CFD).

En cuanto a la eficiencia, mostrada en la Figura 5.4.2, se puede apreciar como las tendencias son iguales, no obstante, se aprecia como la hélice bipala es más eficiente a lo largo de toda la curva. Esto puede deberse a que, a pesar de que ambos coeficientes son mayores para la hélice bipala, la diferencia entre coeficientes de potencia es mayor que la diferencia entre coeficientes de tracción, lo que conlleva una mejor relación tracción - potencia en la hélice bipala. Sin ir más lejos, para vuelo en  $J = 0.2$ , esta relación es de  $C_T/C_P = 1.79$  en hélice bipala, y en hélice tripala  $C_T/C_P = 1.72$ . Analizando la generación de tracción y potencia por pala se puede apreciar lo mencionado.

Como se puede apreciar en las tendencias anteriores, la generación de tracción por pala (Figura 5.4.3a) es mayor para la bipala que para la tripala, estas diferencias de generación decrecen a mayores ratios de avance. En cuanto al consumo de potencia (Figura 5.4.3b), se observa que la diferencia es menor, es decir, el consumo por pala en bipala y tripala es

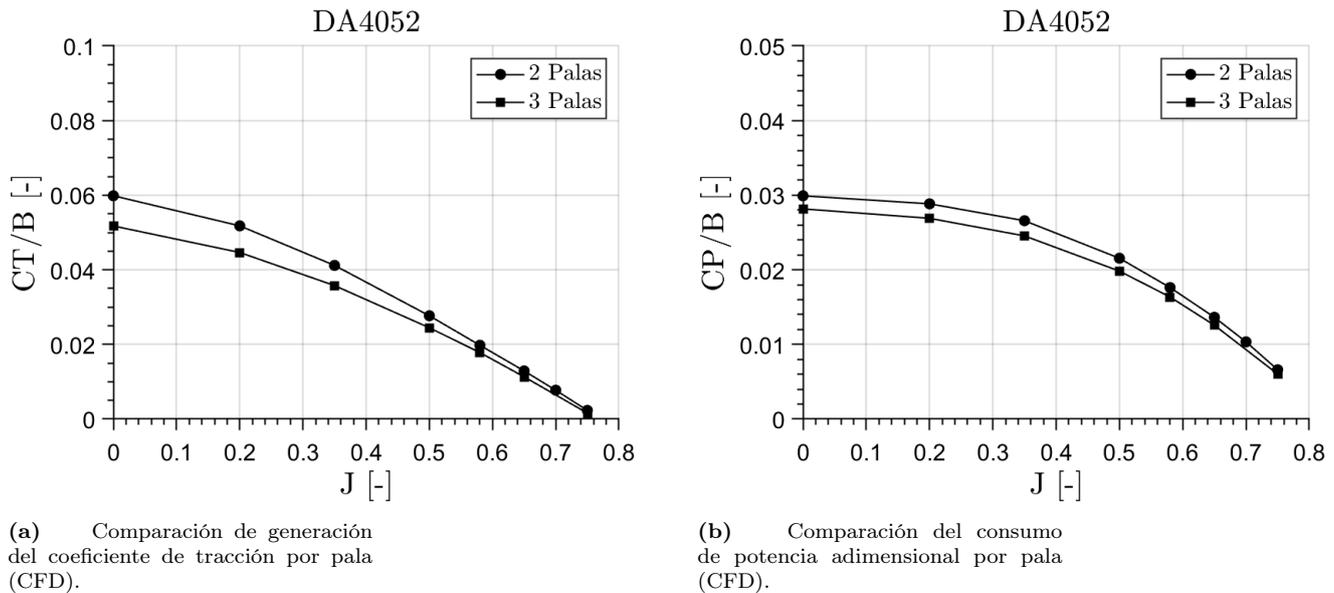


Figura 5.4.3. Comparación de coeficientes por palas.

prácticamente el mismo. Lo que conlleva un mayor consumo de potencia a expensas de generar un porcentaje menor de tracción respecto al porcentaje de consumo entre bipala y tripala.

Analizando las curvas dimensionales de tracción y potencia se pueden apreciar dichas diferencias.

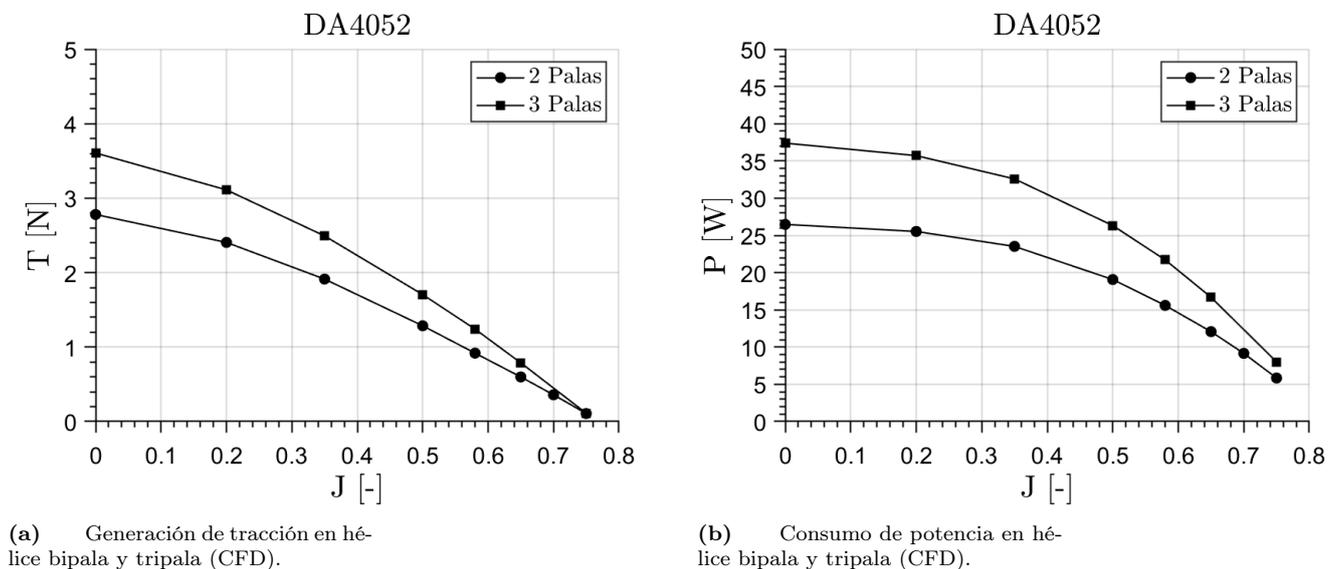


Figura 5.4.4. Comparación de tracción y potencia en bipala y tripala.

Como se puede observar en las curvas, en vuelo a punto fijo mientras que el ratio de Tracción - Potencia en tripala es de  $T/P = 0.096N/W$ , para la hélice bipala es ligeramente superior,  $T/P = 0.1077N/W$ . Esto se cumple a lo largo de todo el mapa de funcionamiento, pues, como se observa, las curvas siguen las mismas tendencias en todos los casos. De

este modo, se corrobora lo analizado, la hélice bipala, tiene un mayor ratio generación - consumo, lo que conlleva una mayor eficiencia propulsiva. En la Figura 5.4.5 se observa lo mencionado, observando como el ratio generación - consumo a menores ratios de avance, mayor es la diferencia, reduciéndose a altas  $J_s$ .

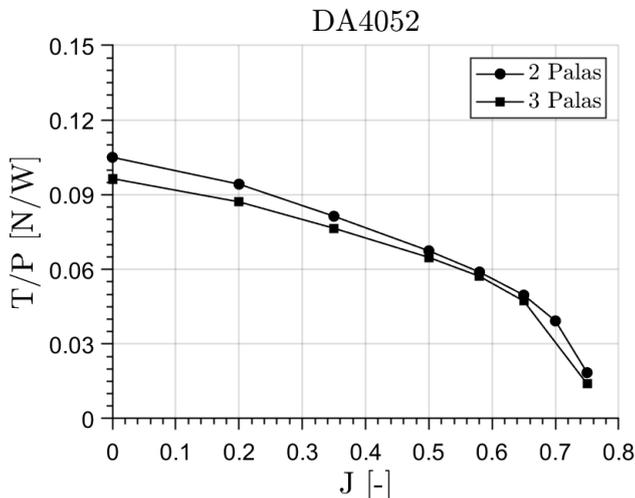
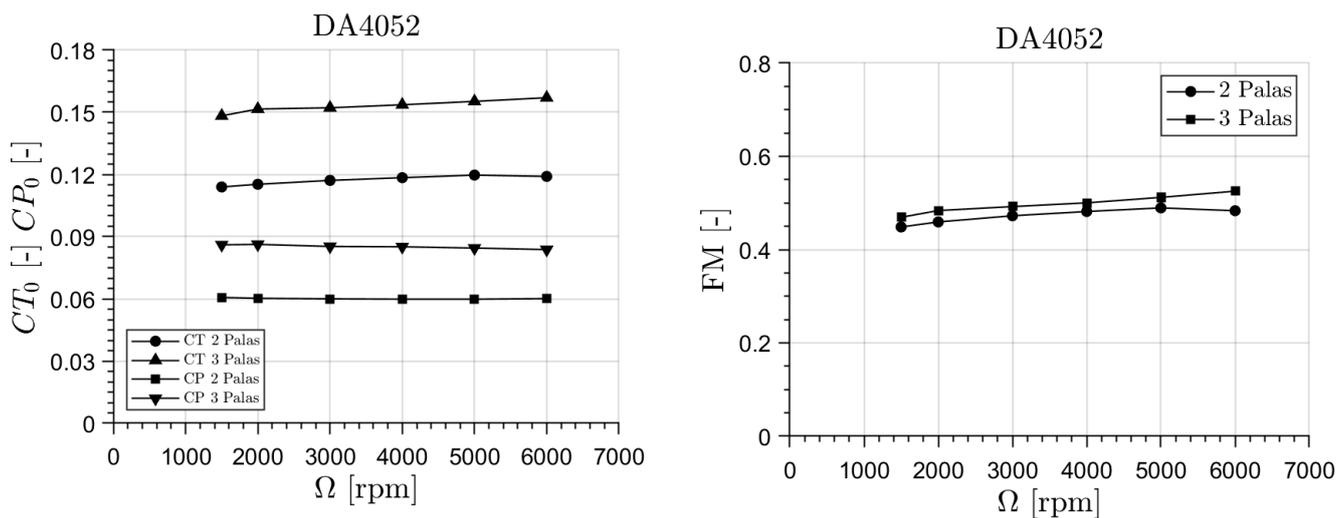


Figura 5.4.5. Ratio Tracción - Potencia en hélice bipala y tripala.

### 5.4.2. Vuelo a punto fijo

Tras el análisis realizado en vuelo en avance axial, se analiza el vuelo a punto fijo para diferentes velocidades de giro del rotor. Analizando los coeficientes de las hélices, y la eficiencia en vuelo a punto fijo.



(a) Coeficiente de tracción y potencia en vuelo a punto fijo en hélice bipala y tripala (CFD).

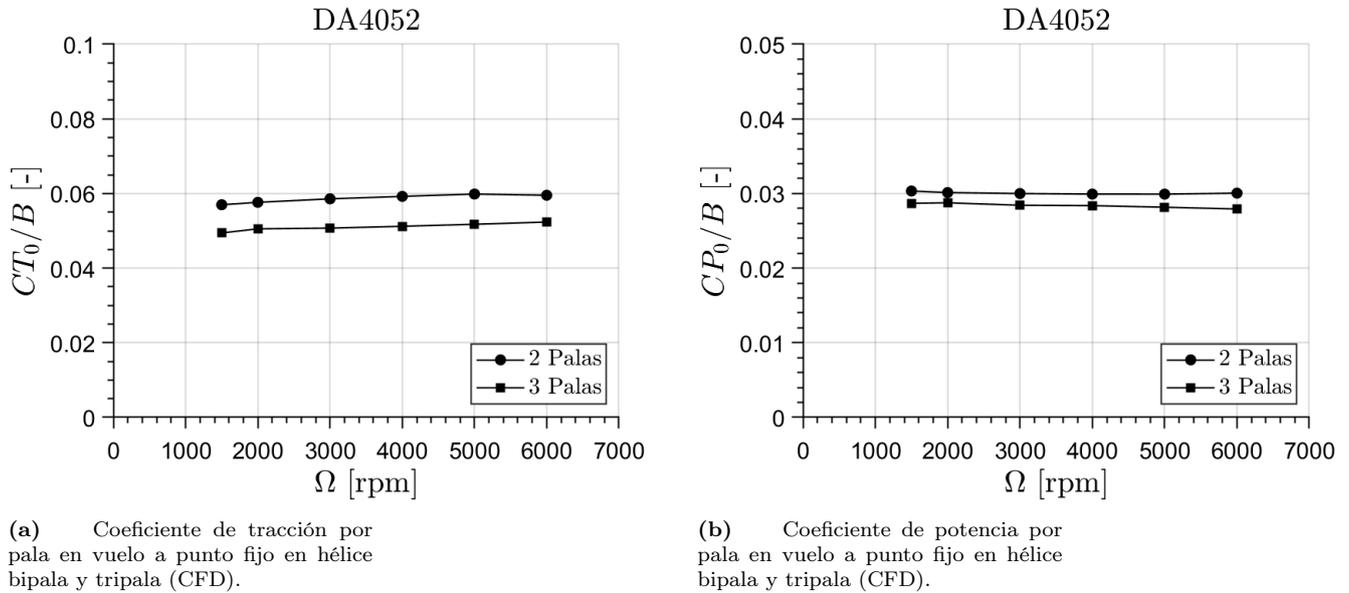
(b) Comparativa de Figura de Mérito en hélice bipala y tripala.

Figura 5.4.6. Comparativa de distribuciones para hélices bipala y tripala.

Se puede apreciar como, teniendo en cuenta la independencia de Reynolds ya analizada en apartados anteriores, le hélice tripala tiene una Figura de Mérito (Figura 5.4.6b) lige-

ramente superior en todos los casos. Lo que corrobora lo mencionado. Las hélices tripala tienen mejor comportamiento a bajas velocidades o en estático, perdiendo efecto para altas velocidades, donde sus coeficientes son muy semejantes a las hélices bipala.

En cuanto a la generación de tracción por pala y consumo por pala, se muestran en las gráficas Figura 5.4.7a y Figura 5.4.7b.



**Figura 5.4.7.** Comparativa de distribuciones por pala para hélices bipala y tripala en *hover*.

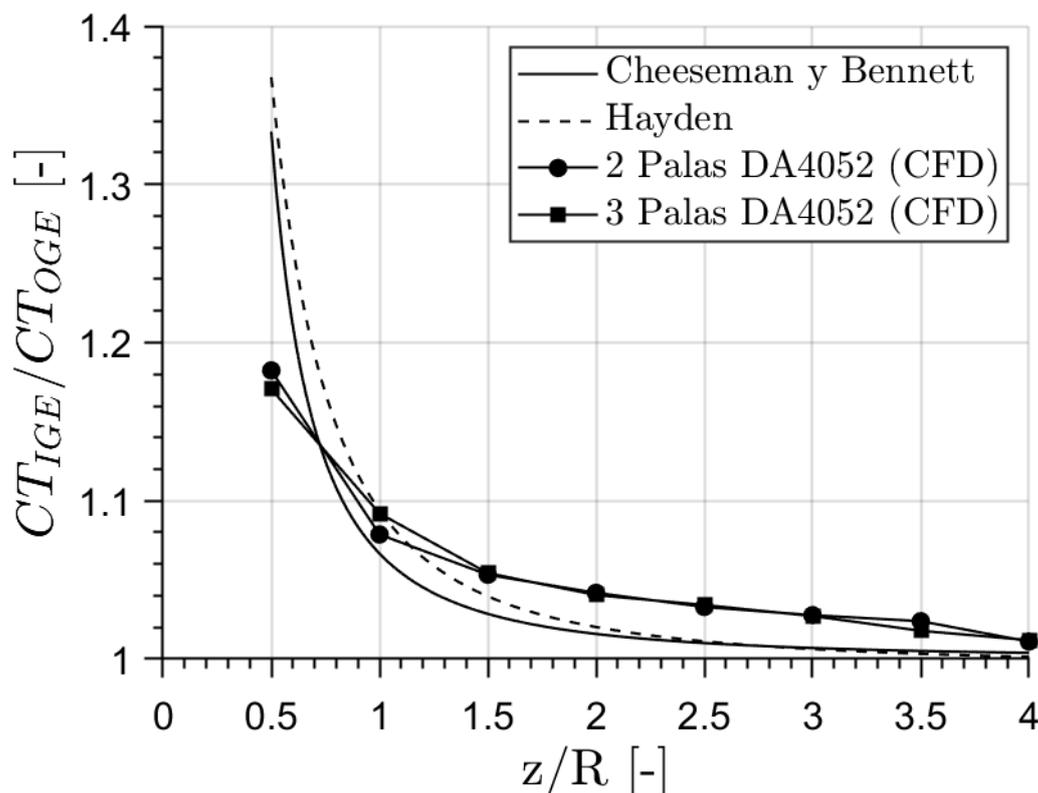
Al igual que lo mencionado en vuelo en avance axial, se observa como la generación de tracción por pala es mayor en la bipala, aproximadamente un 20% mayor, mientras que el consumo de potencia tiene unas diferencias menores, aproximadamente del 8%. Es decir, igual que en el vuelo en avance axial, la hélice bipala tiene un mayor ratio tracción - potencia, a pesar de ello, la eficiencia en vuelo *hover* sigue siendo mayor para hélice tripala.

## 5.5. Operación en efecto suelo

Una vez analizado el vuelo en avance axial y en punto fijo, es interesante analizar la operación de la hélice bipala y tripala con la geometría original DA4052. Tras la revisión teórica realizada anteriormente en el Capítulo 2, se ha mostrado como cuando la hélice está bajo el efecto suelo la estela generada aguas abajo se ve afectada por la proximidad al suelo. Al estar la estela tan cerca del suelo, existe un aumento de presión en el flujo aguas abajo, lo cual conlleva un aumento de la tracción generada respecto a la misma operación sin efecto suelo.

Para este estudio, se han analizado misiones de vuelo a punto fijo a diferentes alturas sobre el suelo, desde una altura de medio radio de la hélice al suelo, hasta una altura de cuatro veces el radio de la hélice.

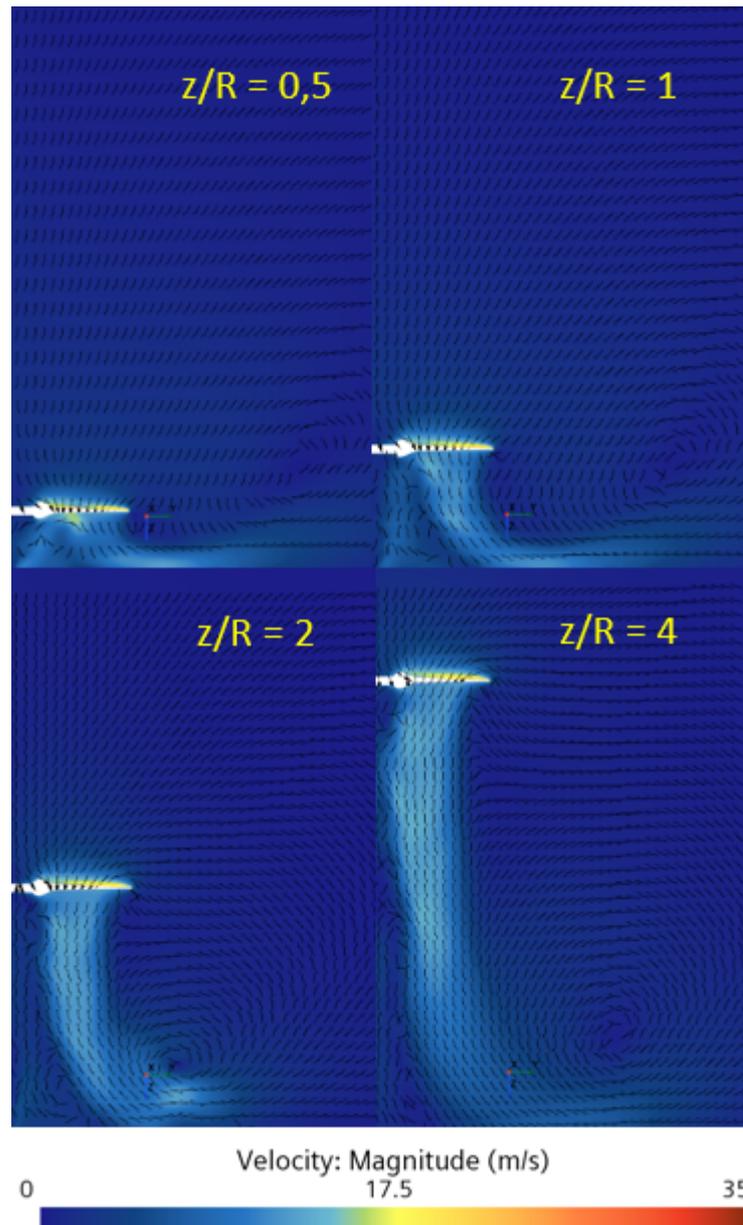
En la Figura 5.5.3 se observa el ratio entre tracción en efecto suelo y tracción sin efecto suelo para hélice bipala y tripala con una velocidad de rotación de 5000 rpm, comparando los resultados obtenidos con los modelos teóricos [18][19][33].



**Figura 5.5.1.** Evolución de la tracción en efecto suelo.

Seguidamente, se muestra en la Figura 5.5.2 la estela generada por el rotor aguas abajo para diferentes alturas sobre el suelo.

Como se puede apreciar en las figuras anteriores (Figura 5.5.2), a medida que se aumenta la altura sobre el suelo, la estela generada aguas abajo se asemeja más al vuelo en condiciones a punto fijo fuera de efecto suelo (OGE). Las velocidades máximas se



**Figura 5.5.2.** Contornos de velocidad en efecto suelo para diferentes alturas sobre el suelo.

obtienen en el extradós de la pala, mientras que aguas abajo hay una velocidad inducida de, aproximadamente, igual valor para los cuatro casos. Con esto, se puede llegar a la conclusión de que el efecto suelo no genera un aumento de velocidad inducida ni velocidad en paredes de la pala, el efecto suelo genera una perturbación en la estela generada por el rotor, de modo que esta se estira radialmente hacia fuera una vez choca la estela con el suelo, desplazando el chorro hacia el exterior.

Se puede observar como, al igual que en la teoría [33], el chorro generado por la pala, a medida que se aumenta la altura sobre el suelo, se estira radialmente como ya se ha dicho y choca contra la pared más lejos del centro del rotor. Esto es debido a un vórtice de recirculación generado cerca de la pared y del eje de rotación. Como se puede observar en las líneas de corriente, a medida que se aumenta la distancia al suelo, dicho vórtice es

más grande, provocando la deflexión de la estela [33]. Debido a este fenómeno, se genera una ligera pérdida de presión aguas abajo a medida que se aleja del suelo, lo que lleva a un menor efecto suelo.

En la Figura 5.5.3 se observa el ratio entre tracción en efecto suelo y tracción sin efecto suelo para hélice bipala y tripala con una velocidad de rotación de 5000 rpm, comparando los resultados obtenidos con los modelos teóricos [18][19][33].

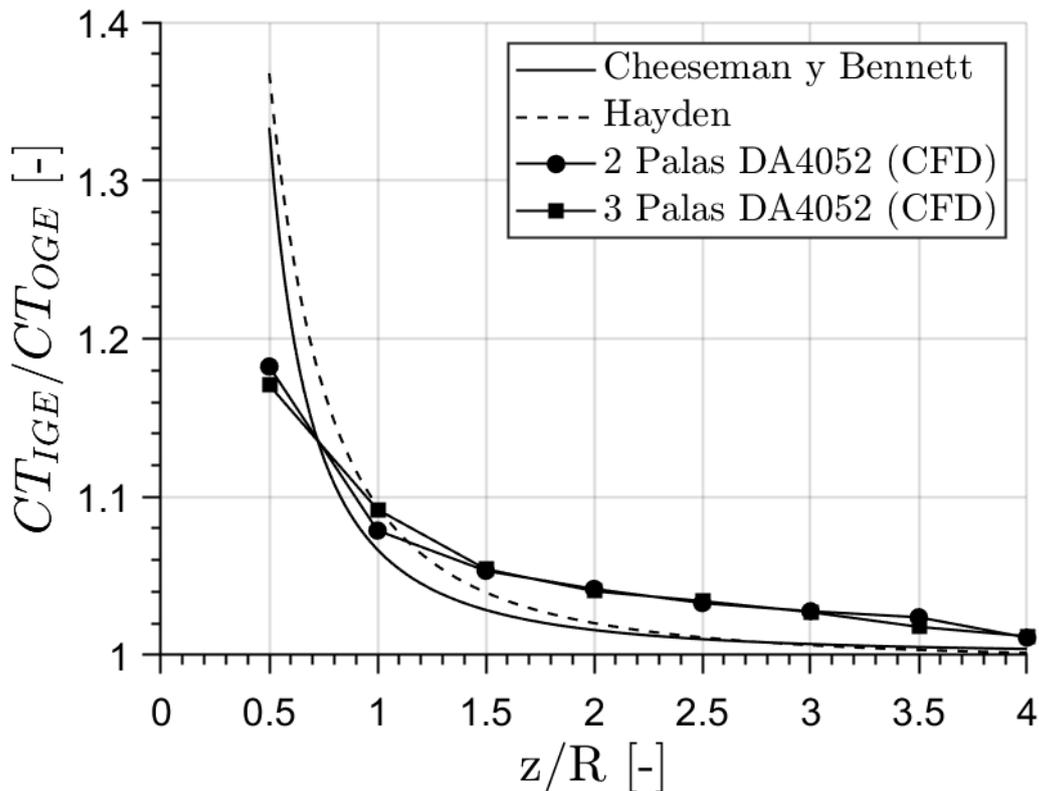


Figura 5.5.3. Evolución de la tracción en efecto suelo.

Se puede observar como ambas hélices siguen la tendencia de los modelos teóricos, aunque no alcancen los picos teóricos de hasta un 36 % de aumento de tracción. Las dos hélices estudiadas tienen un aumento máximo de tracción para  $z/R = 0.5$  de casi un 20 %, a partir de ahí, a medida que se aleja del suelo, siguiendo lo mostrado en los perfiles de velocidad anteriores, el efecto suelo pierde poder, siendo casi nulo para  $z/R = 4$ . Para este caso, como se observa en la Figura 5.5.2, el vórtice de recirculación es menor que en el caso de  $z/R = 2$  (Figura 5.5.2) lo que debería conllevar un aumento de efecto suelo, no obstante, se aprecia que el chorro llega al suelo a menor velocidad que en  $z/R = 2$ , por lo que el efecto suelo no tiene casi poder.

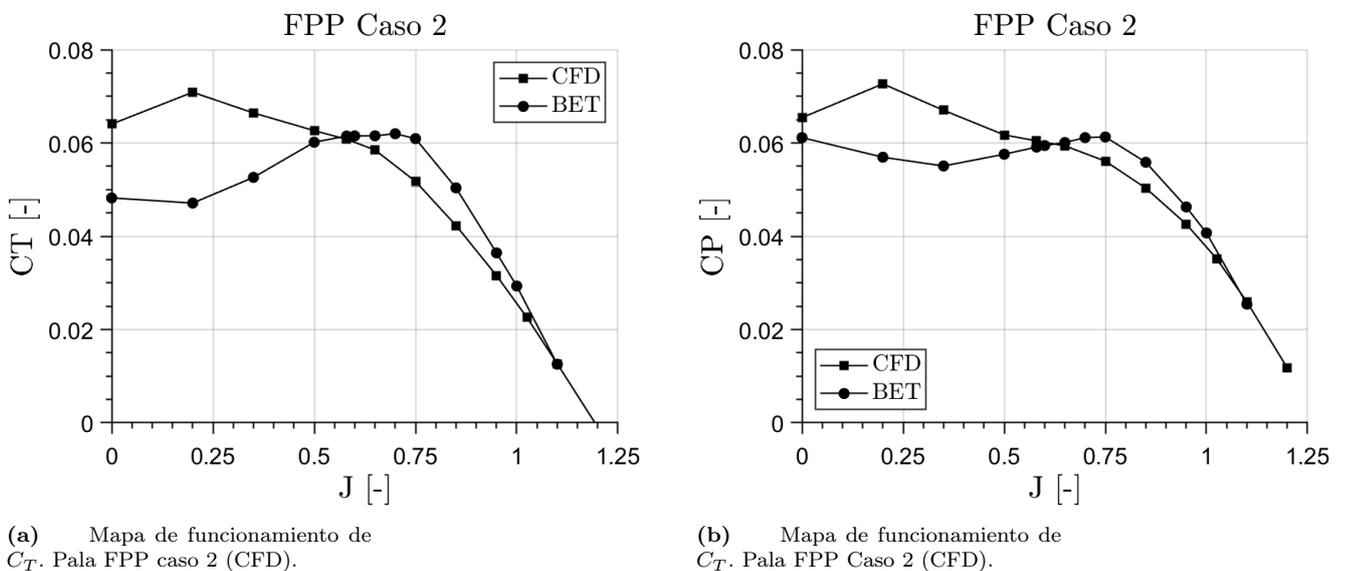
## 5.6. Análisis de distintas geometrías

Seguidamente, se realiza un análisis de las distintas geometrías estudiadas, con el fin de mostrar como mediante la Teoría de Elemento de Pala se pueden diseñar distintas geometrías según la misión de vuelo del dron, para poder alargar el vuelo del mismo a mayores ratios de avance, o para generar mayor tracción a bajos ratios de avance. Se procederá a analizar los mapas de funcionamiento de las palas, analizando diferentes puntos de vuelo y cómo se distribuye la tracción sobre las palas.

Cabe destacar que los estudios realizados sobre las palas FPP Caso 1 y FPP Caso 4 no se mostrarán debido a la redundancia en los resultados con las otras dos palas que se analizarán.

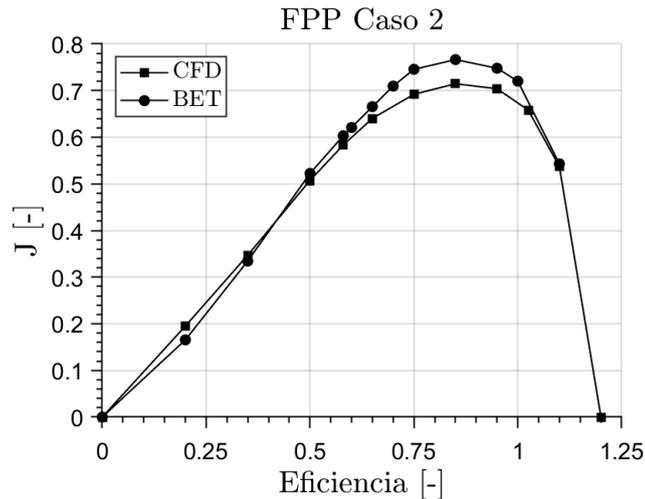
### 5.6.1. FPP Caso 2

Se procede a mostrar los mapas de funcionamiento de la primera pala analizada, en la cual se busca alargar el rango de vuelo del dron, a expensas de un mayor consumo de potencia a bajos ratios de avance, en los cuales se comparan los resultados obtenidos con CFD y los obtenidos en BET.



**Figura 5.6.1.** Mapas de funcionamiento. Pala FPP Caso 2.

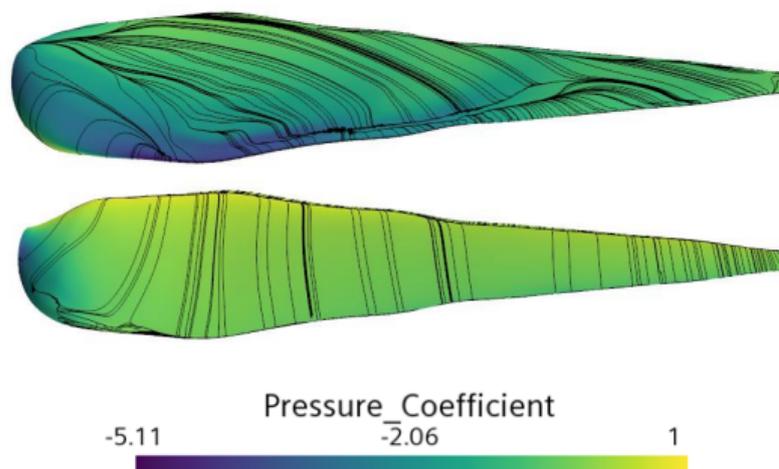
Como se puede apreciar en las curvas de tracción y potencia (Figura 5.6.6b y Figura 5.6.1b), aunque las palas siguen la misma tendencia a altos ratios de avance, a bajos ratios de avance los resultados teóricos sufren una caída respecto a los de CFD, desde el vuelo estático hasta  $J = 0.6$  aproximadamente. Esto podría deberse al gran ángulo de ataque al que estarían sometidos los perfiles en estos rangos de vuelo, lo cual podría conllevar una entrada en pérdida de los mismos. En los resultados de BET, al no tener en cuenta efectos tridimensionales, puede que se esté produciendo esta caída de tracción y potencia, debido a una entrada en pérdida que debería modelizarse para tener en cuenta posibles efectos tridimensionales según la bibliografía, donde se puede conocer como *Delayed Stall*



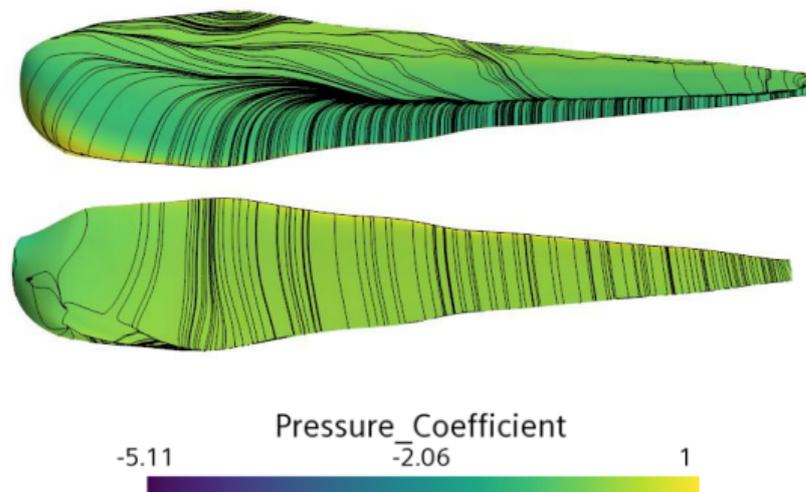
**Figura 5.6.2.** Eficiencia propulsiva ( $\eta$ ). Pala FPP Caso 2 (CFD).

*Modelling* [34], es decir, debido generalmente a efectos tridimensionales, la BET entra en pérdida a altos ángulos de ataque, mientras que en el cálculo CFD hay un retraso en la entrada en pérdida.

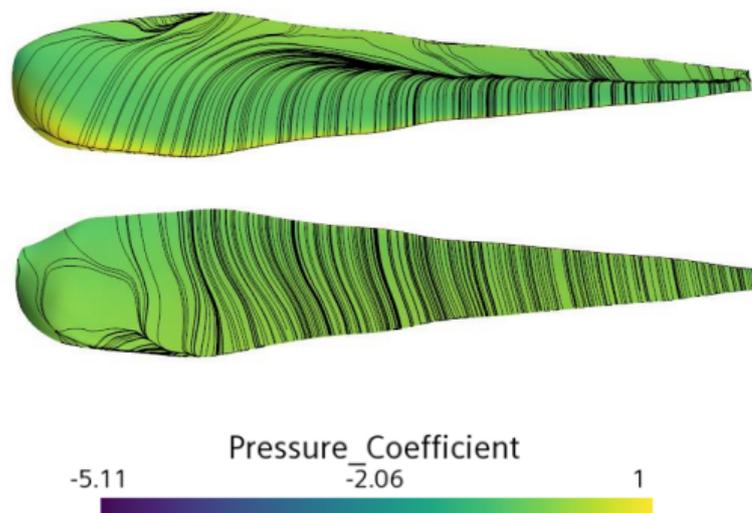
En cuanto a la eficiencia propulsiva (Figura 5.6.2), se aprecia como se consigue el máximo a velocidades de avance inimaginables para la pala original, concretamente a una velocidad de  $J = 0.85$ , donde la pala original ya no llegaba al vuelo, además, hay un aumento en la eficiencia propulsiva máxima, pues se alcanza un valor máximo superior a 0.70, mientras que en la pala original no llegaba a 0.65. Esto se debe al mayor ángulo de paso de la geometría, lo que, a pesar de consumir mucha potencia a bajas  $J$ s, consigue alargar el rango de funcionamiento. Se muestran a continuación contornos de coeficiente de presión sobre la pala en extradós e intradós para dos puntos críticos, el vuelo estático y el vuelo en máxima eficiencia. Se pretende analizar la presencia de efectos tridimensionales que justificaran esa pérdida de tracción en BET.



**Figura 5.6.3.** Contorno de coeficiente de presión en extradós e intradós para  $J=0$ . Líneas de corriente de esfuerzo cortante. Pala FPP Caso 2 (CFD).



**Figura 5.6.4.** Contorno de coeficiente de presión en extradós e intradós para  $J=0.85$ . Líneas de corriente de esfuerzo cortante. Pala FPP Caso 2 (CFD).



**Figura 5.6.5.** Contorno de coeficiente de presión en extradós e intradós para  $J=1.1$ . Líneas de corriente de esfuerzo cortante. Pala FPP Caso 2 (CFD).

Como se puede apreciar, en los tres casos los efectos tridimensionales en extradós son considerables, pues las líneas de corriente del esfuerzo cortante siguen una trayectoria radial hacia punta de pala, desplegándose de su perfil, no como en el intradós, donde siguen una tendencia a no separarse del perfil. En el caso del vuelo estático (Figura 5.6.3), se puede apreciar una clara depresión en el inicio del extradós. Además, se puede apreciar desprendimiento del flujo a lo largo de toda la pala en el inicio del extradós, donde se pueden apreciar como las líneas de corriente se unen formando una línea que se desplaza hacia punta de pala.

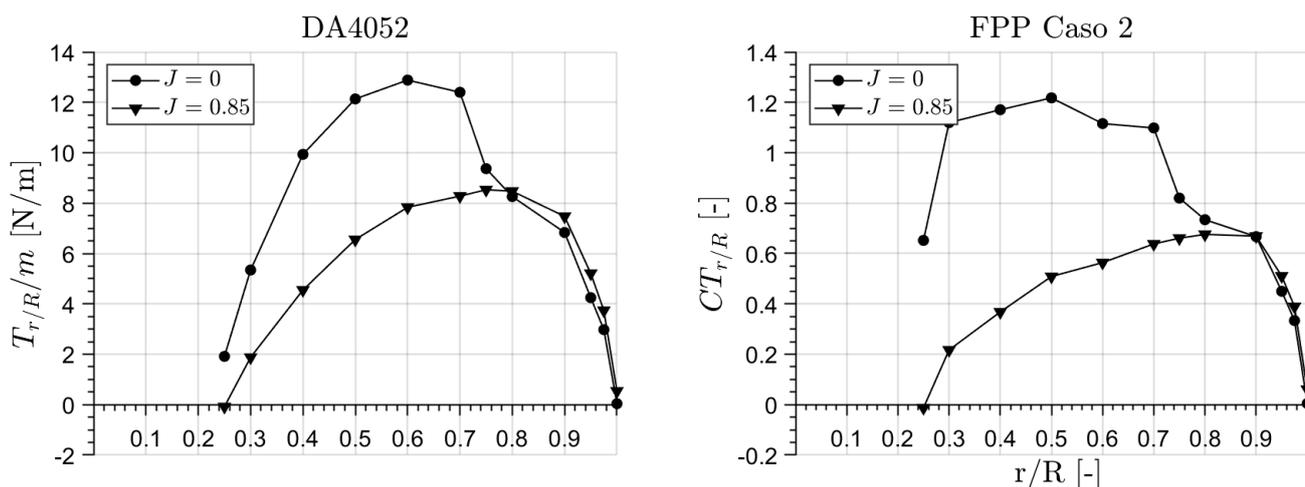
Para el caso de vuelo en máxima eficiencia (Figura 5.6.4), se aprecian también efectos tridimensionales, así como desprendimiento del flujo en extradós. No obstante, este desprendimiento de flujo aparece un poco más lejos del borde de ataque. Comparando con

el caso anterior, el flujo se desprendía muy pronto, sobretodo en la primera mitad de la pala, donde se debería generar más tracción. Para el vuelo en máxima eficiencia, no existe tal desprendimiento tan cerca del eje.

Finalmente, analizando la pala en vuelo a  $J = 1.1$ , se aprecia como las tendencias siguen el comportamiento de la pala en máxima eficiencia, los efectos tridimensionales siguen siendo altos. No obstante, el desprendimiento de flujo ocurre más lejos radialmente, y también sobre el perfil. Este desprendimiento ocurre pasando mitad de pala y a mitad de cuerda aproximadamente, lo que hace indicar un menor ángulo de ataque sobre la pala. Seguidamente, para incidir más en la generación de tracción, se presentan curvas de tracción a lo largo de la pala para vuelo a punto fijo y vuelo en máxima eficiencia.

### Análisis de generación de tracción en perfiles de la pala

A continuación, se analizará la distribución de tracción en la pala en dos casos de vuelo, vuelo en estático, y vuelo a máxima eficiencia.

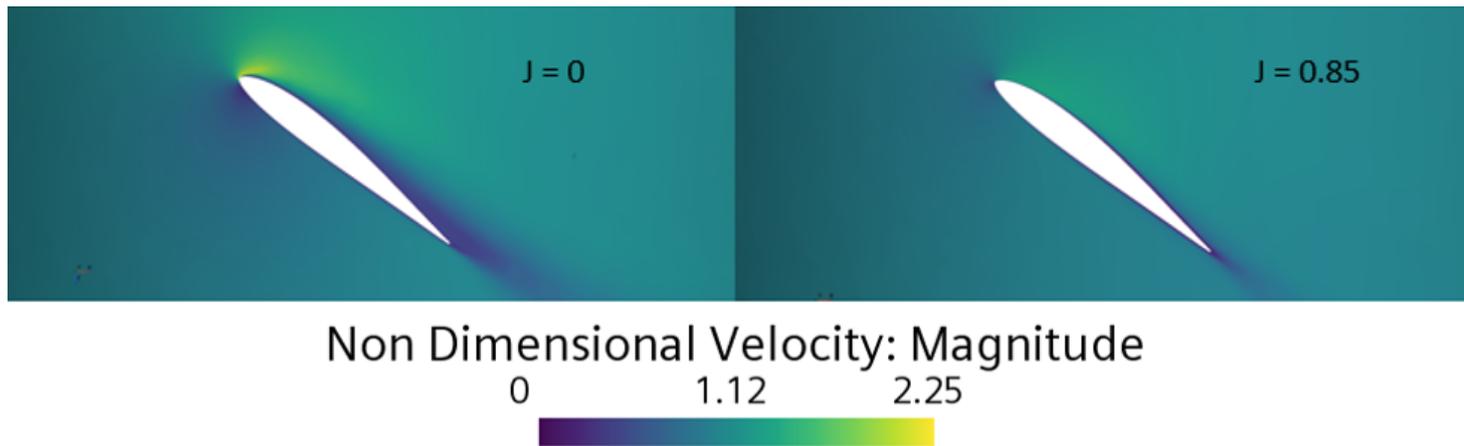


(a) Distribución de tracción a lo largo de  $r/R$  generada en perfiles para la pala FPP Caso 2 en  $J = 0$  y  $J = 0.8$ .

(b) Distribución del coeficiente de tracción a lo largo de  $r/R$  generado en perfiles para la pala FPP Caso 2 en  $J = 0$  y  $J = 0.8$ .

**Figura 5.6.6.** Distribuciones en perfil para la pala FPP Caso 2.

Como se puede apreciar en la Figura 5.6.6a y Figura 5.6.6b, las curvas siguen tendencias algo distintas. Para el caso de vuelo a punto fijo, la sustentación es elevada hasta  $r/R = 0.7$ , donde cae bruscamente. Esta caída espontánea de la tracción puede deberse a un fuerte desprendimiento del flujo en el perfil de la pala. El caso de vuelo en máxima eficiencia, sigue una tendencia creciente, hasta casi punta de pala, donde hay una caída debido a pérdidas en la zona generadas por desprendimientos del flujo. Como se puede apreciar, la generación de sustentación en estático era superior durante gran parte de la pala. No obstante, tal es el nivel de desprendimiento del flujo, que en  $r/R = 0.7$ , cae hasta una generación igual que el caso de  $J = 0.85$ , conllevando una pérdida de tracción considerable. Se analiza en los siguientes contornos el perfil en  $r/R = 0.75$  para ambos



**Figura 5.6.7.** Contorno de velocidad para  $J=0$  y  $J = 0.85$  en  $r/R=0.45$ . Pala FPP Caso 2.

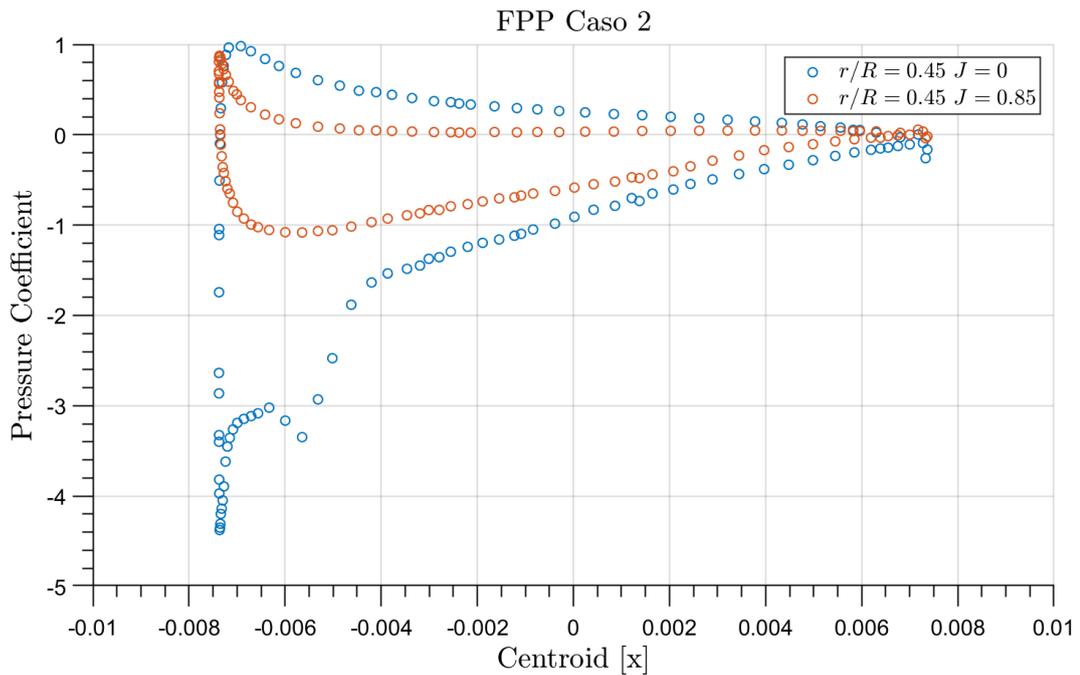
casos de vuelo, con el fin de analizar y corroborar la posible entrada en pérdida de la pala en vuelo en estático.

Se muestra a continuación contornos de velocidad adimensional en los perfiles, de modo que se pueda analizar mejor qué es lo que ocurre, sobretodo, en el caso de vuelo a punto fijo.

En la Figura 5.6.7 se observa el contorno de velocidad adimensional para vuelo a punto fijo. Como se aprecia, el ángulo de ataque es muy elevado, lo que conlleva un punto de remanso en el mismo intradós y por consiguiente, un desprendimiento de flujo en extradós muy cerca del mismo punto de ataque. Ya se puede apreciar que la pala está sometida a ángulos de ataque muy grande y que, a medida que se acerque a punta de pala, con mayores ángulos de ataque, más probable la entrada en pérdida.

En cuanto al contorno en máxima eficiencia (Figura 5.6.7), se aprecia como el ángulo de ataque al que está sometido el perfil es mucho menor, situándose el punto de remanso más cerca del borde de ataque, no como en el caso anterior, donde se podía apreciar el punto de remanso en el mismo intradós. Como se aprecia, hay una clara aceleración del flujo en el extradós, y no se visualiza desprendimiento del flujo hasta el borde de fuga, estando pues el perfil sometido a un ángulo de ataque óptimo. Se procede a mostrar ahora la distribución de coeficiente de presión sobre el perfil en la Figura 5.6.8.

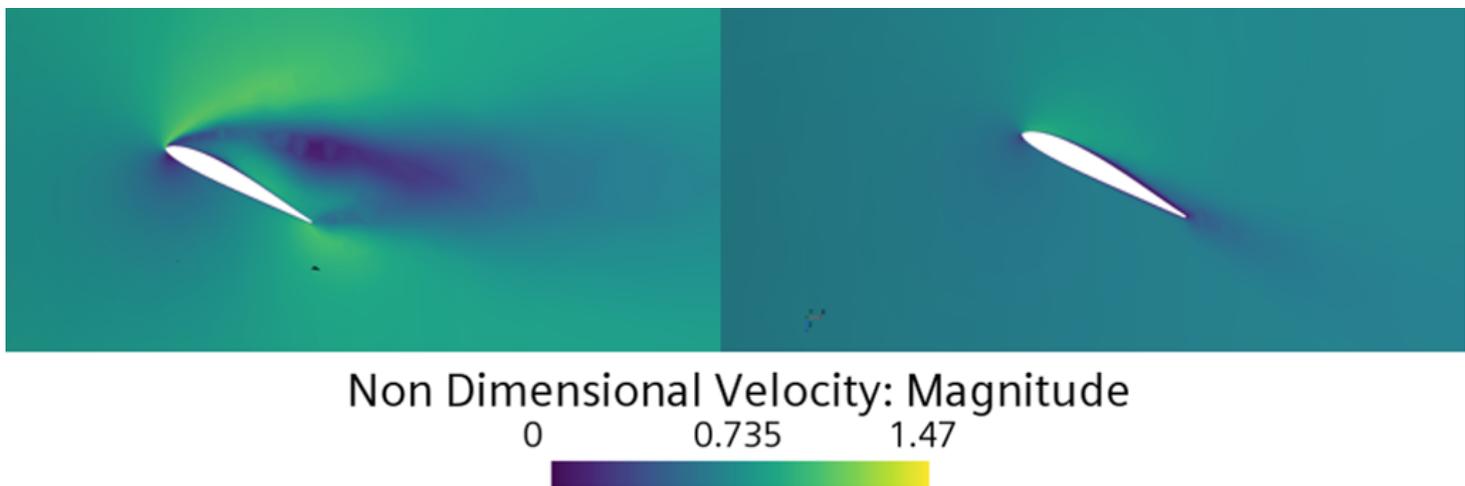
Se puede observar como el perfil en  $J = 0$  tiene una gran zona de depresión al principio del extradós, no obstante, a mitad de cuerda la presión es más grande. En cuanto al perfil en máxima eficiencia, la distribución es más equilibrada a lo largo del perfil, sin existir grandes zonas de depresión, lo cual corrobora lo mostrado en el contorno de velocidad: una ligera aceleración en el primer tercio del extradós y luego una distribución muy equilibrado. Comparando, se aprecia claramente como el perfil en  $J = 0$  genera la mayor parte de la tracción en este primer tercio de cuerda.



**Figura 5.6.8.** Distribución del coeficiente de presión a lo largo del perfil  $r/R = 0.45$ . Pala FPP Caso 2.

Se continua mostrando el perfil en  $r/R = 0.75$  para analizar la brusca caída de tracción en  $J = 0$  observada en la Figura 5.6.6a.

Se aprecia en la Figura 5.6.9 el contorno de velocidad para vuelo a punto fijo. Como ya se había mostrado en la Figura 5.6.3, el desprendimiento del flujo en el perfil es total. Estando el perfil totalmente en pérdida debido al gran ángulo de ataque al que está sometido. Se aprecia en el extradós una gran zona de recirculación del flujo, en la que hay una aceleración de flujo en el extradós. Esta zona puede deberse a efectos tridimensionales en la pala, los efectos tridimensionales a bajas  $J$ s se ha demostrado en la Figura 5.6.3. Además de generar una gran estela de flujo en recirculación tras el borde de fuga. Esto corrobora la brusca caída de tracción en la pala que se había mostrado. En esta zona, teniendo en

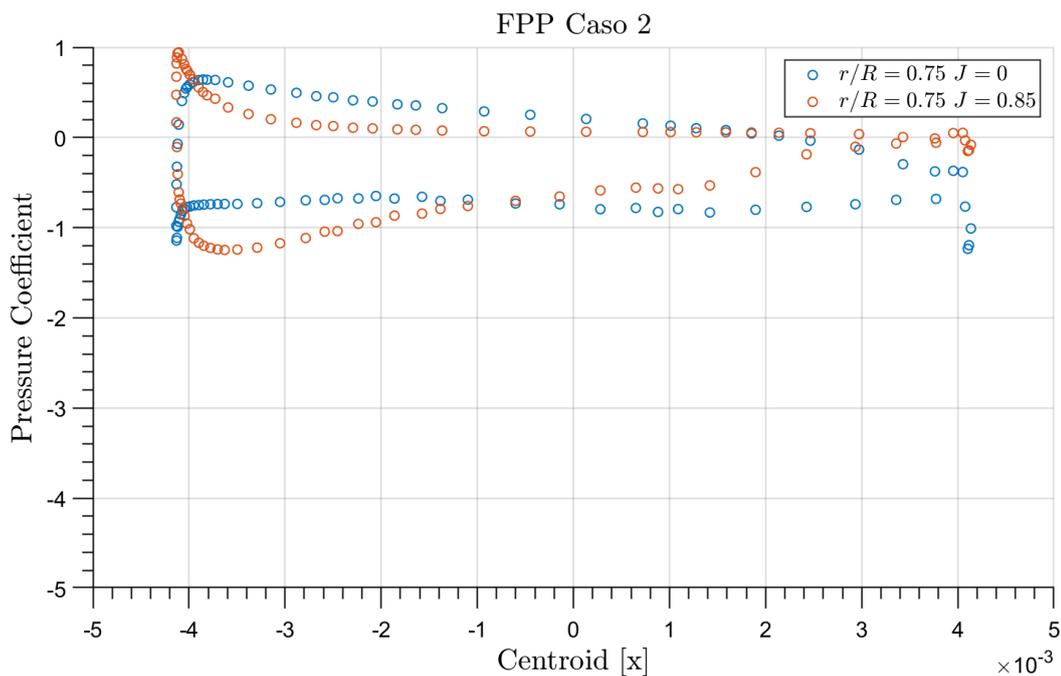


**Figura 5.6.9.** Contorno de velocidad para  $J=0$  y  $J = 0.85$  en  $r/R=0.75$ . Pala FPP Caso 2.

cuenta que el ángulo de incidencia es pequeño, el ángulo de ataque puede estimarse mayor de 20 grados.

El perfil en vuelo a máxima eficiencia, no obstante, tiene el punto de remanso más cerca del borde de ataque, estando el perfil a un bastante menor ángulo de ataque respecto al vuelo en punto fijo. Se puede apreciar un ligero desprendimiento de flujo a mitad de cuerda.

Para corroborar la entrada en pérdida visualizada en punto fijo, se muestran las curvas de distribución de presión sobre el perfil (Figura 5.6.10).



**Figura 5.6.10.** Distribución del coeficiente de presión a lo largo del perfil  $r/R = 0.75$ . Pala FPP Caso 2.

Se puede apreciar como para el vuelo en estático, la generación de tracción es muy pequeña, siguiendo las curvas la misma tendencia que el vuelo en máxima eficiencia, de ahí que la generación de tracción sobre el perfil sea muy similar. Mientras que el perfil en  $J = 0.85$  está sometido a bajos ángulos de ataque y de ahí la menor sustentación, el perfil en  $J = 0$  genera poca sustentación debido a que está totalmente en pérdida.

### 5.6.2. FPP Caso 3

Tras analizar una pala optimizada para el vuelo a altos ratios de avance, alargando el rango de funcionamiento, se decide diseñar una pala optimizada para el vuelo a bajos ratios de avance, haciendo un diseño con ángulos de paso más bajos, con el fin de obtener ángulos de ataque más óptimos sobre todo en vuelo a punto fijo, donde ya se ha apreciado en las dos palas anteriores que, a pesar de obtener mucha tracción, están sometidas a ángulos de ataque muy elevados, que provocan un consumo de potencia también elevado. El objetivo, por tanto, es obtener una pala con un mejor ratio tracción - potencia en

vuelo a punto fijo. Se muestran en las Figura 5.6.11a, Figura 5.6.11b y Figura 5.6.12 los mapas de funcionamiento de dicha pala, comparando los resultados CFD con los resultados obtenidos mediante la Teoría de Elemento de Pala.

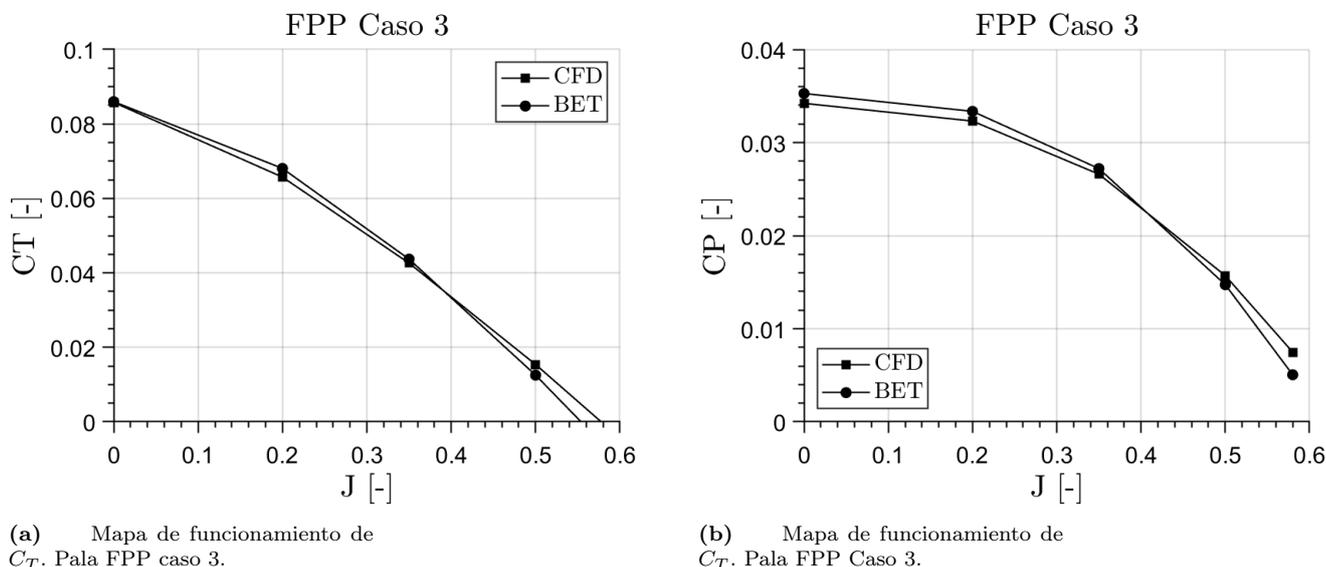


Figura 5.6.11. Mapas de funcionamiento. Pala FPP Caso 2.

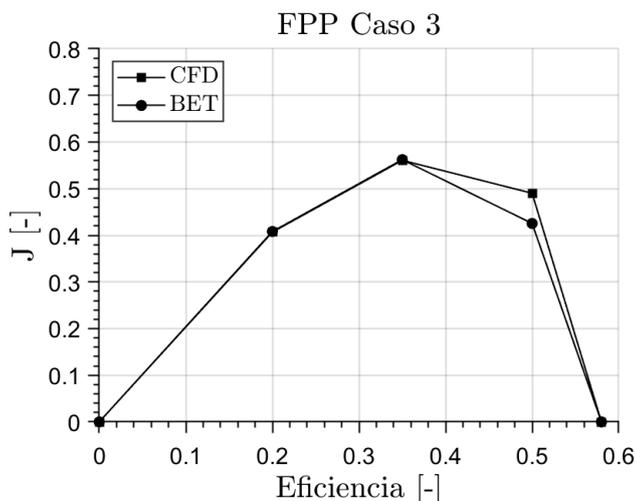
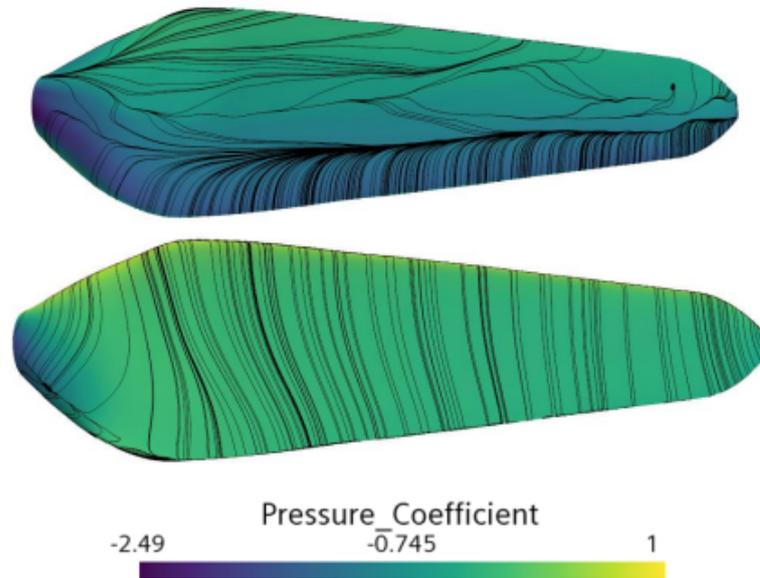


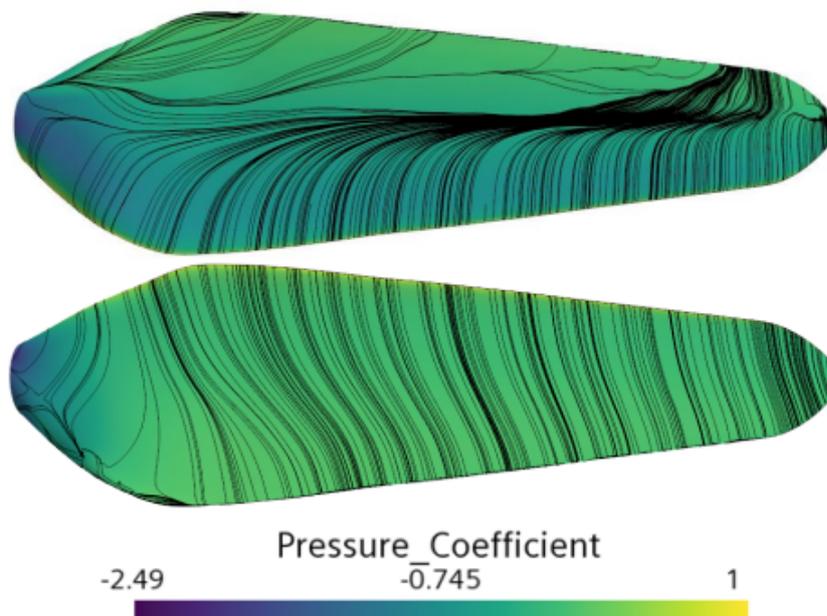
Figura 5.6.12. Eficiencia propulsiva ( $\eta$ ). Pala FPP Caso 3.

Como se puede apreciar en los mapas de funcionamiento, el rango de funcionamiento de la hélice se reduce considerablemente respecto a los dos diseños estudiados previamente. Esto, al volar a bajas  $J$ s, conlleva una reducción en la eficiencia propulsiva máxima, aunque sigue siendo un pico máximo de casi 0.6, lo que es considerablemente alto para el punto de vuelo en el que se obtiene  $J = 0.35$ . En cuanto al ratio entre coeficiente de tracción y de potencia en vuelo a punto fijo, este es de  $C_T/C_P = 2.51$ , mientras que en la pala original es de  $C_T/C_P = 2.01$ , y en la pala FPP Caso 2 de  $C_T/C_P = 0.98$ . De modo que, este diseño, con un ángulo de paso menor, consigue un mejor ratio tracción potencia que los dos anteriores. En cuanto a los resultados obtenidos mediante BET, se aprecia que para este caso son muy parecidos a los de CFD, lo que deja entrever una menor presencia de efectos tridimensionales, además de no existir el fenómeno de retraso de entrada en

pérdida del BET [34] que sí aparece en la pala FPP Caso 2. Se muestran a continuación los contornos de presión sobre la pala y líneas de corriente del esfuerzo cortante sobre la misma para  $J = 0$  (Figura 5.6.13),  $J = 0.35$  (Figura 5.6.14) y  $J = 0.5$  (Figura 5.6.15).

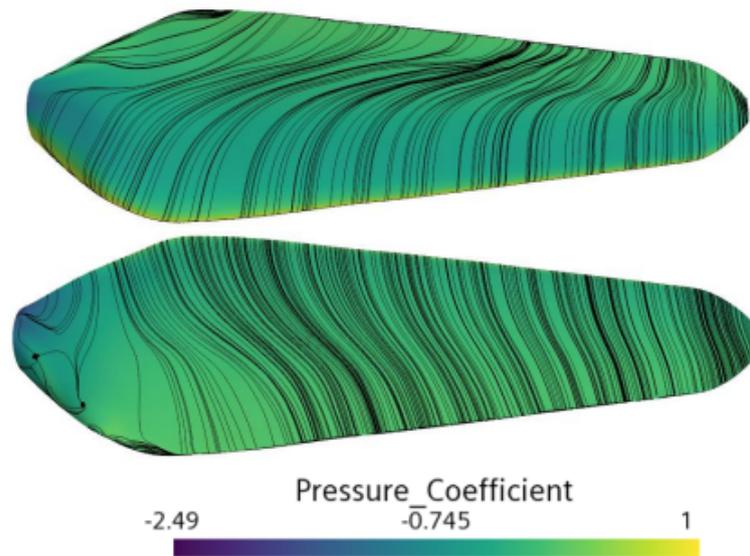


**Figura 5.6.13.** Contorno de coeficiente de presión en extradós e intradós para  $J=0$ . Líneas de corriente de esfuerzo cortante. Pala FPP Caso 3.



**Figura 5.6.14.** Contorno de coeficiente de presión en extradós e intradós para  $J=0.35$ . Líneas de corriente de esfuerzo cortante. Pala FPP Caso 3.

Se puede apreciar en los contornos que, a pesar de sí existir efectos tridimensionales sobre la pala, para el caso de  $J = 0$ , los efectos tridimensionales aparecen a partir del



**Figura 5.6.15.** Contorno de coeficiente de presión en extradós e intradós para  $J=0.5$ . Líneas de corriente de esfuerzo cortante. Pala FPP Caso 3.

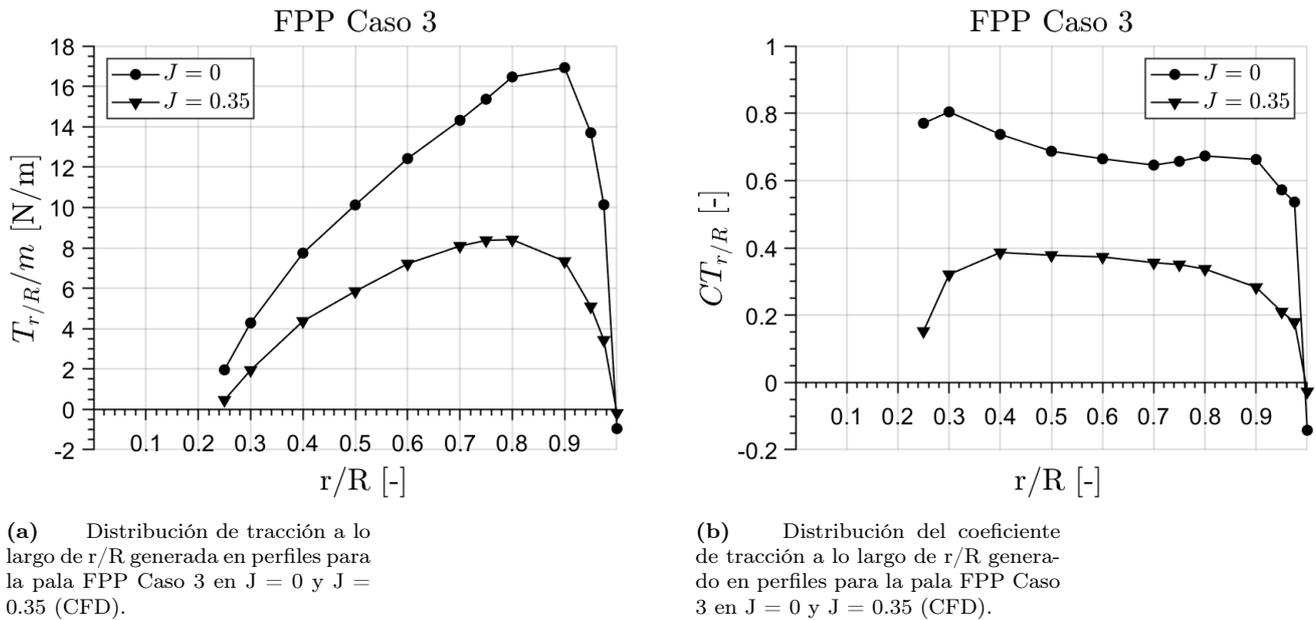
cuarto de cuerda en toda la pala, uniéndose todas las líneas de corriente y estirándose hacia punta de pala, lo que deja entrever un posible desprendimiento de flujo. No obstante, para los siguientes casos, los efectos tridimensionales se reducen, en vuelo a máxima eficiencia, apareciendo a partir de mitad de cuerda, donde también se puede apreciar un desprendimiento del flujo. Para el último caso,  $J = 0.5$ , además de no apreciarse desprendimiento de flujo en ningún punto de la pala, los efectos tridimensionales son muy moderados, reduciéndose cuando se acerca a punta de pala. De todo ello, se puede asumir que, los efectos tridimensionales aparecen a altos ángulos de ataque, donde son más visibles. A medida que el ángulo de ataque se reduce, el flujo tiende a recorrer el perfil y no estirarse a lo largo de la pala, por lo que estos efectos tridimensionales se reducen.

Tras analizar el comportamiento del flujo sobre la pala, se procede a mostrar cómo estos efectos tridimensionales afectan a la generación de tracción a lo largo de la misma.

### Análisis de generación de tracción en perfiles de la pala

Como se ha dicho, tras el análisis del comportamiento del flujo sobre la pala, se muestra la distribución del coeficiente de tracción (Figura 5.6.16b), así como de la tracción generada a lo largo de la pala (Figura 5.6.16a).

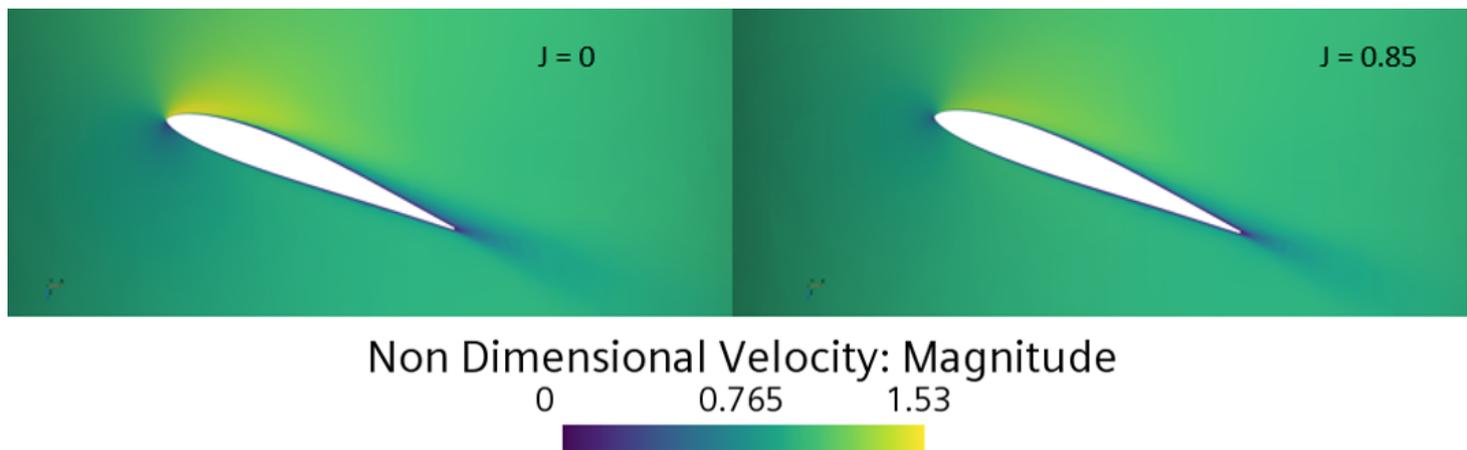
Como se puede apreciar, las curvas siguen tendencias muy parecidas. El coeficiente de tracción decrece levemente a lo largo de la pala, aunque se observa una leve subida en vuelo estático cerca de punta de pala. Esto hace indicar un ángulo de ataque muy semejante en todos los perfiles de la pala. No obstante, como en las demás palas, hay una clara pérdida de tracción en punta de pala. En cuanto a la tracción generada por perfil,



**Figura 5.6.16.** Distribuciones en perfil para la pala FPP Caso 3.

hay una subida para ambos casos hasta  $r/R = 0.8$ , donde empieza a caer la tracción debido a posibles efectos tridimensionales y de recirculación en punta de pala, como ya se ha mencionado previamente.

Se procede a mostrar a continuación los contornos de velocidad adimensional en el perfil  $r/R = 0.45$ , para vuelo a punto fijo y vuelo en máxima eficiencia propulsiva,  $J = 0.35$ .

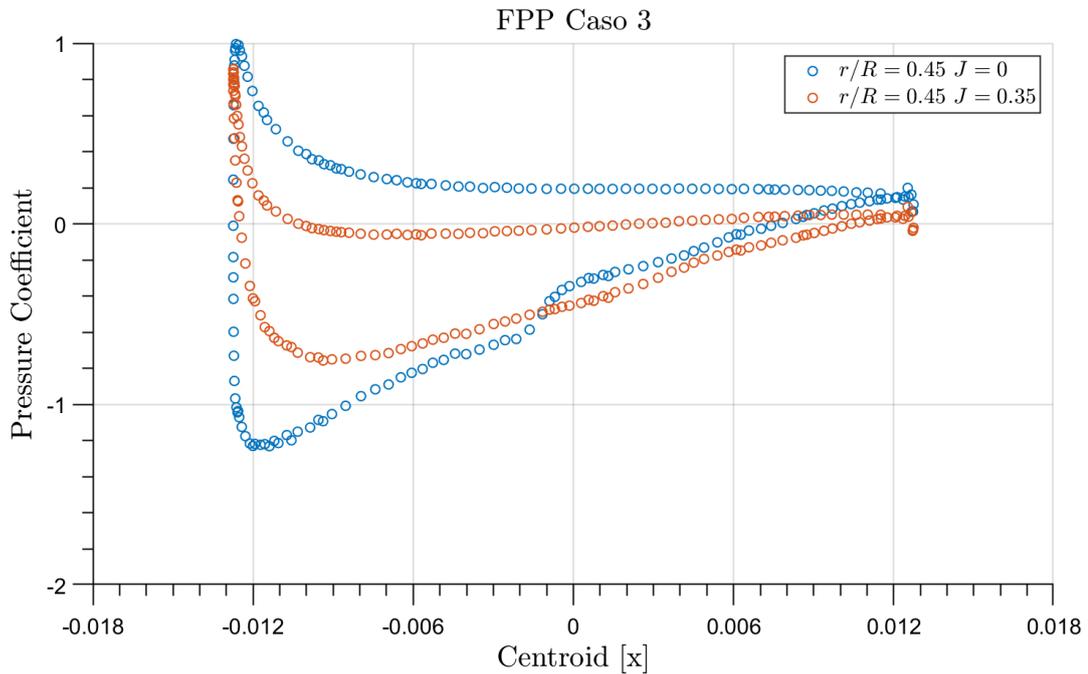


**Figura 5.6.17.** Contorno de velocidad para  $J=0$  y  $J = 0.35$  en  $r/R=0.45$ . Pala FPP Caso 3.

Se puede apreciar en la Figura 5.6.17 que, tanto en vuelo estático como en vuelo a máxima eficiencia, el perfil está sometido a un ángulo de ataque óptimo, no existiendo un desprendimiento de flujo considerable en ningún caso. Se aprecia como el caso de vuelo estático está sometido a un mayor ángulo de ataque, pues hay una mayor aceleración en inicio de extradós.

Se procede a mostrar la distribución de presión sobre el perfil para los dos puntos de

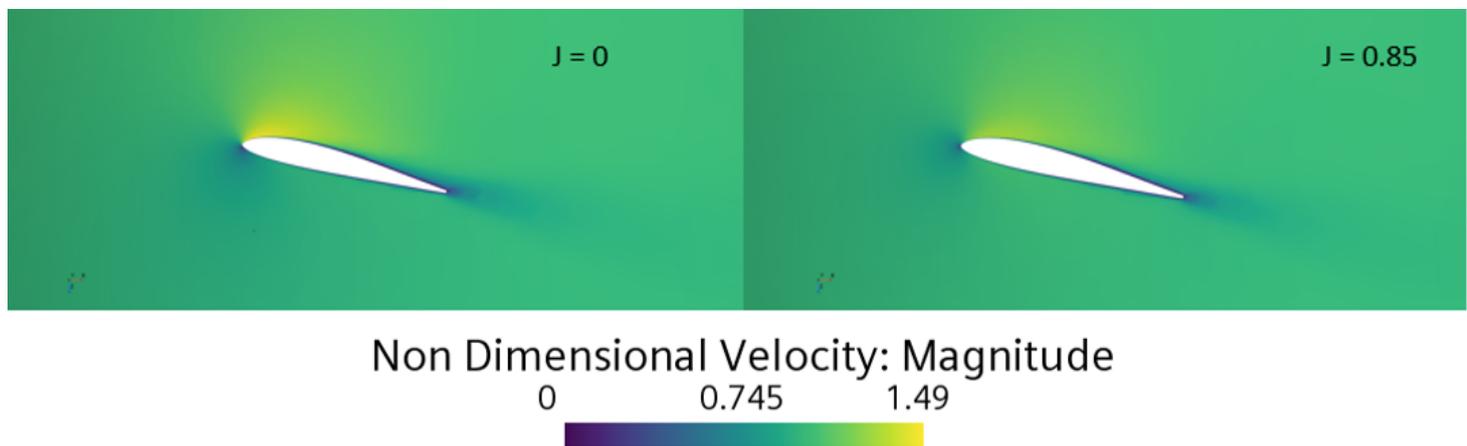
vuelo estudiados.



**Figura 5.6.18.** Distribución del coeficiente de presión a lo largo del perfil  $r/R = 0.45$ . Pala FPP Caso 3.

Como se puede apreciar en la Figura 5.6.18, ambos puntos de vuelo siguen una misma tendencia, aunque, no obstante, se corrobora que en vuelo estático está sometido a mayor ángulo de ataque. La zona de depresión en el primer tercio de cuerda del extradós es bastante más apreciable que en el caso de máxima eficiencia, mientras que en el intradós el flujo también está más decelerado, lo que conlleva una mayor diferencia de presiones en intradós y extradós que para el caso en máxima eficiencia, donde, como se aprecia, en el intradós hay una zona donde el flujo se acelera levemente.

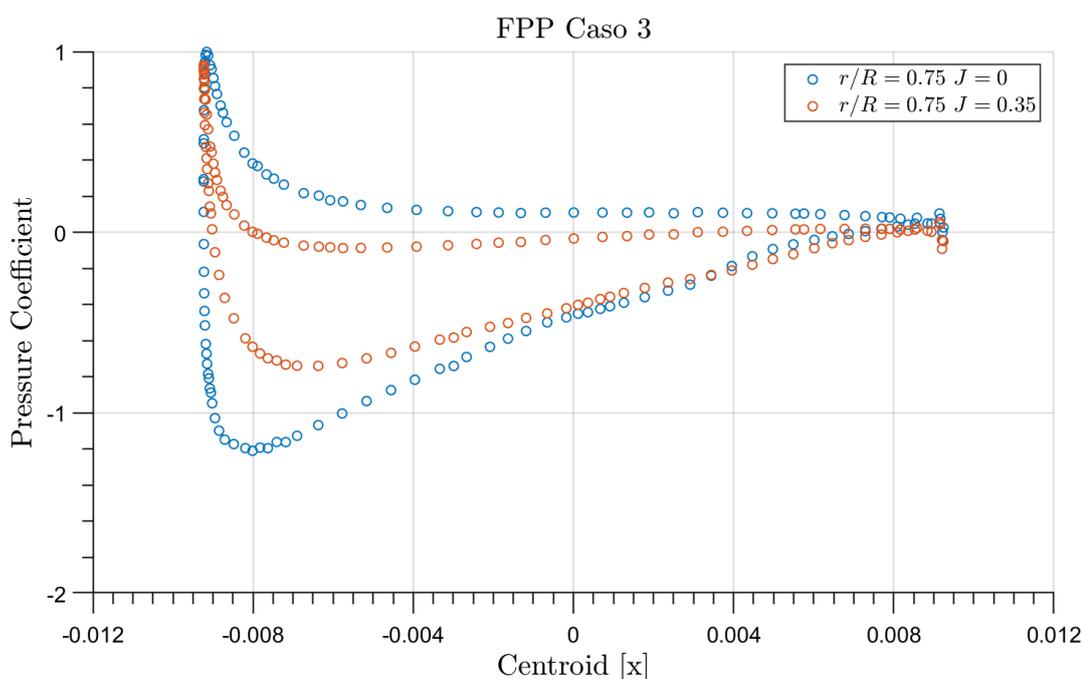
Se procede a analizar ahora el perfil en  $r/R = 0.75$ , donde se esperan unos ángulos de ataque menores.



**Figura 5.6.19.** Contorno de velocidad para  $J=0$  y  $J = 0.35$  en  $r/R=0.75$ . Pala FPP Caso 3.

Como se puede apreciar en la Figura 5.6.19, en ambos puntos de vuelo, el ángulo de ataque es óptimo, pues no se aprecia desprendimiento de flujo a lo largo del perfil. No obstante, como era de esperar, el caso de punto fijo está sometido a mayor ángulo de ataque, generando así mayor tracción.

Seguidamente, se muestra la distribución de presiones sobre el perfil para los diferentes casos analizados.



**Figura 5.6.20.** Distribución del coeficiente de presión a lo largo del perfil  $r/R = 0.75$ . Pala FPP Caso 3.

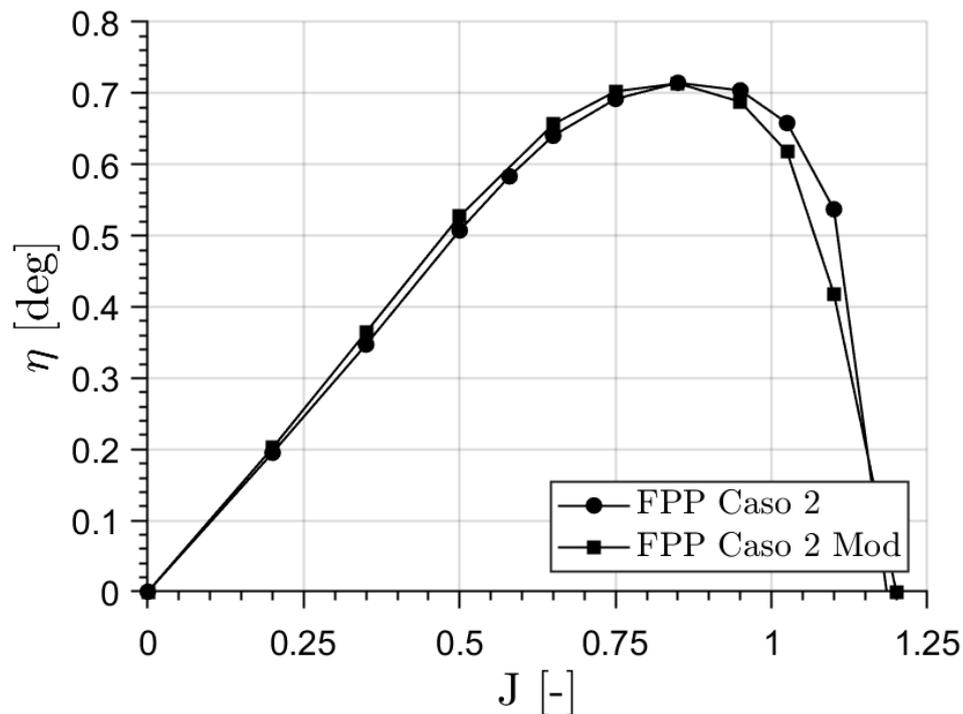
La Figura 5.6.20 sigue las mismas tendencias que en el perfil en  $r/R = 0.45$ , el perfil en el caso de vuelo estático, genera una mayor tracción sobretodo en el primer tercio de cuerda, debido al mayor ángulo de ataque. Además, el intradós no tiene ningún punto de aceleración del flujo, lo que conlleva una mayor diferencia de presiones entre intradós y extradós. En el caso de vuelo a máxima eficiencia, aunque tampoco se aprecia ninguna zona de desprendimiento de flujo, sí que se aprecia aceleración del flujo en intradós, lo que deja entrever un ángulo de ataque menor, el cual no permite generar toda la tracción deseada.

## 5.7. Adición de elementos de punta de pala

Tras el análisis de las geometrías anteriores, se observa como la distribución de tracción en la pala sufre grandes caídas en punta de pala, debido a efectos de recirculación, desprendimiento, y tridimensionales entre otros. En este apartado se procede a realizar un estudio de las palas FPP Caso 1 y FPP Caso 2 con modificación del diseño en punta de pala. Siguiendo la bibliografía [24], se han realizado diferentes diseños de punta de pala con el fin de aumentar la eficiencia y retrasar el desprendimiento de flujo en la misma.

### 5.7.1. FPP Caso 2

Para el análisis de la influencia de la punta de pala, se realizará una breve comparativa de los contornos de presión en pala y de las líneas de corriente de esfuerzo cortante sobre la pala. Se buscará analizar la adherencia del flujo al perfil en punta de pala. Primeramente, se muestra la curva de eficiencia para las dos palas en la Figura 5.7.1.

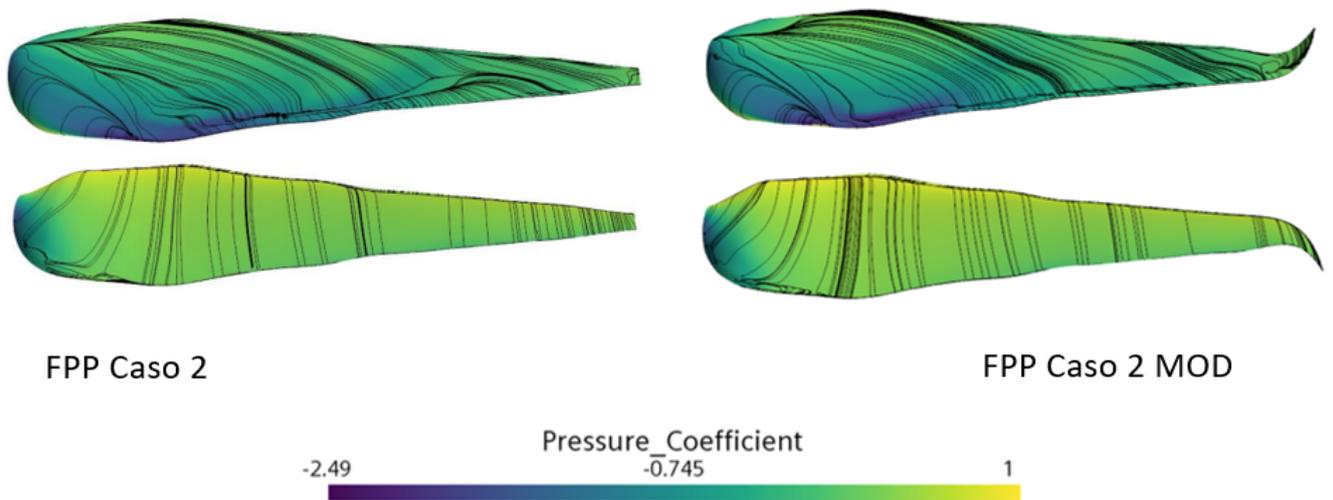


**Figura 5.7.1.** Comparativa de la eficiencia propulsiva para pala con o sin modificación en punta alar (CFD). Pala FPP Caso 2.

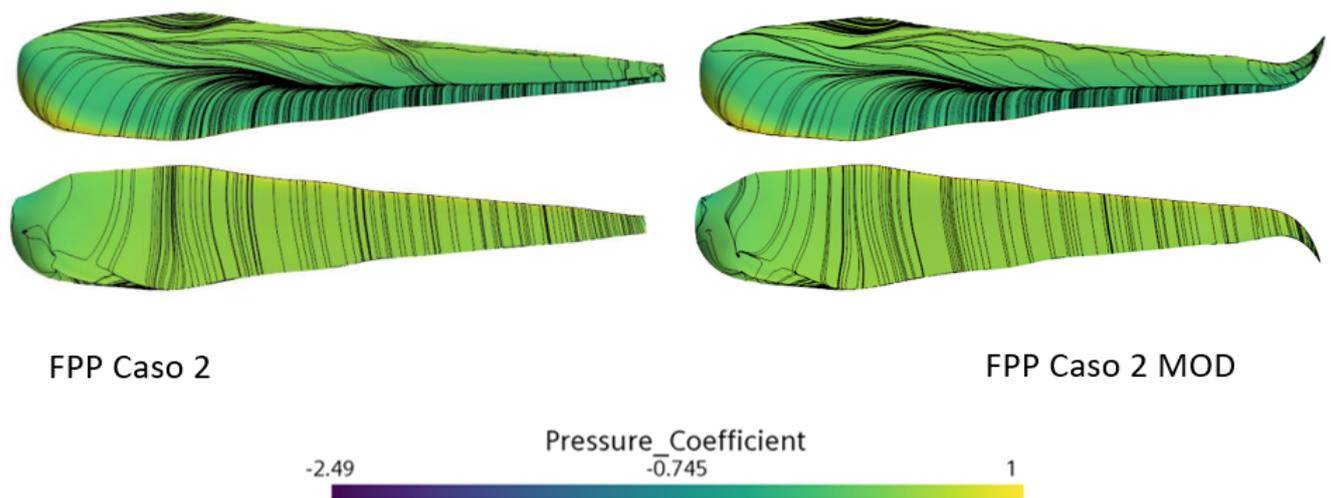
Se puede apreciar como aparentemente, la pala con modificación mejora levemente la eficiencia propulsiva a bajas  $J$ s, esto puede ser debido a la adherencia del flujo en punta de pala, lo que conllevaría una mayor tracción generada en la zona. Se ha estudiado anteriormente que, esta pala a bajos ratios de avance está sometida a ángulos de ataque muy elevados, conllevando una clara entrada en pérdida en perfiles cerca de punta de pala, como se ha observado en la Figura 5.6.9. Se muestran a continuación los contornos de coeficiente de presión para punto de máxima eficiencia,  $J = 0.85$ , y vuelo a punto fijo.

Como se puede apreciar en las Figura 5.7.2 y Figura 5.7.3, el comportamiento del flujo a lo largo de la pala para ambos puntos de vuelo es prácticamente igual para los casos con y sin modificación. No obstante, para el caso con modificación se puede apreciar como hay una adherencia del flujo en punta de pala, pues las líneas de corriente siguen una tendencia de ascendencia vertical en el extradós, recorriendo la sección de punta de pala.

Para el caso de vuelo en máxima eficiencia (Figura 5.7.3), esta readherencia del flujo se puede apreciar desde  $r/R = 0.9$ . Estas readherencias del flujo en punta de pala, sobre todo para bajas  $J$ s, conlleva una mayor tracción en la zona, aumentando la eficiencia de la hélice, como ya se ha mostrado.



**Figura 5.7.2.** Contorno de coeficiente de presión en extradós e intradós para  $J=0$ . Líneas de corriente de esfuerzo cortante. Comparación modificación de punta alar pala FPP Caso 2.



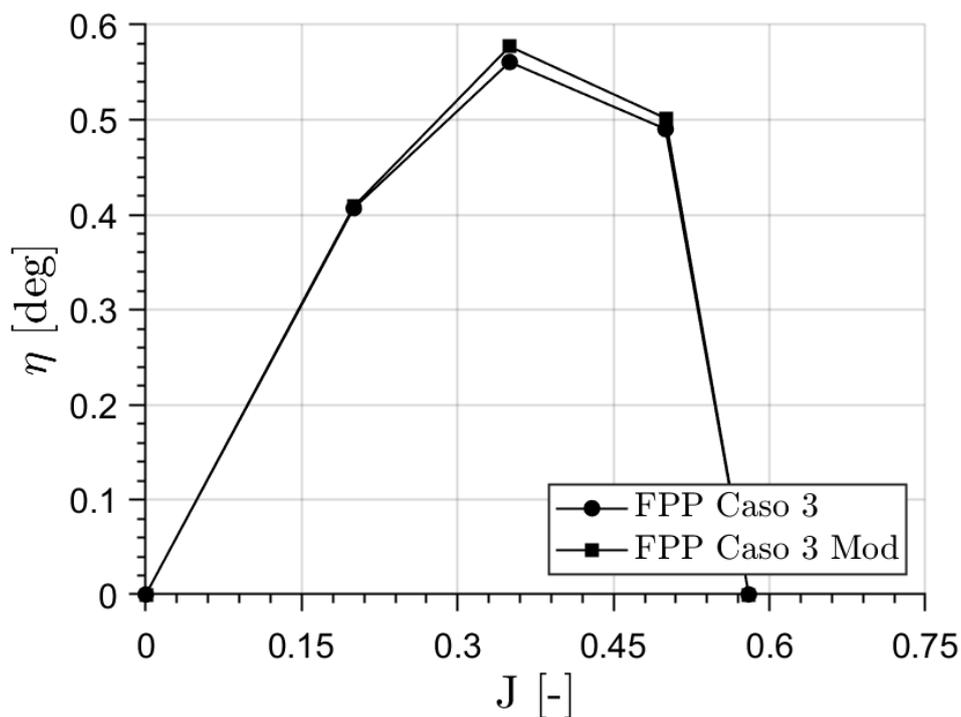
**Figura 5.7.3.** Contorno de coeficiente de presión en extradós e intradós para  $J=0.85$ . Líneas de corriente de esfuerzo cortante. Comparación modificación de punta alar pala FPP Caso 2.

### 5.7.2. FPP Caso 3

Para este caso, se hace también un breve análisis de la influencia de la punta de pala, con un diseño diferente al mostrado anteriormente. Primeramente, se muestra una comparativa de las eficiencias obtenidas por la pala con y sin la modificación en la Figura 5.7.4.

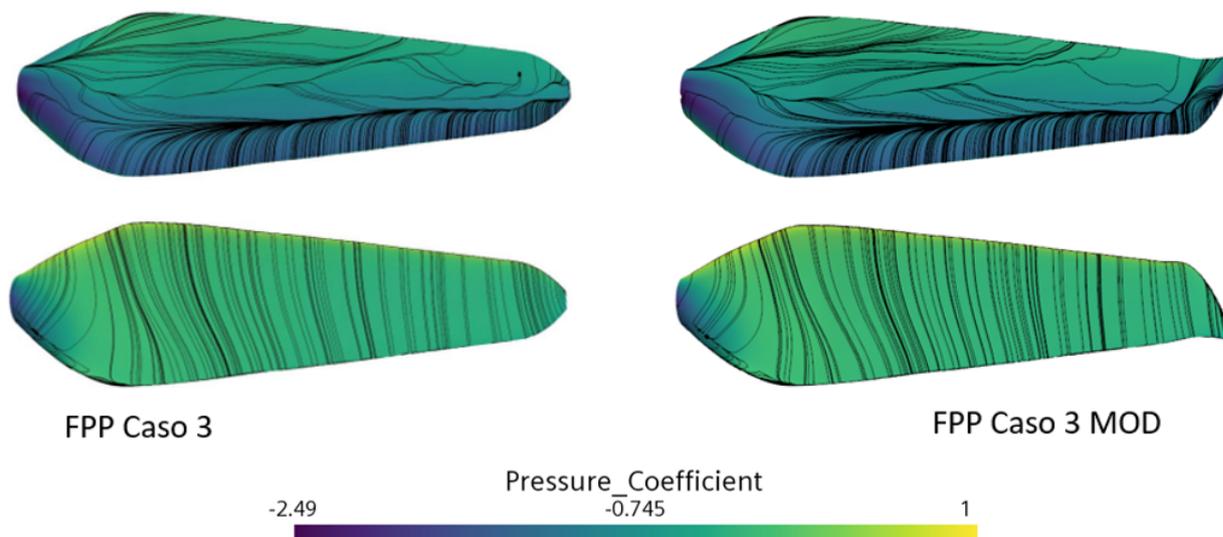
Se puede apreciar como, para ambas palas siguen la misma tendencia. No obstante, para el punto de máxima eficiencia,  $J = 0.35$ , la pala con modificación alcanza ligeramente una mayor eficiencia, al igual que para  $J = 0.35$ . Este aumento podría deberse a un retraso del desprendimiento del flujo en punta de pala, lo que conllevaría un mejor comportamiento del flujo en el perfil y, un ligero aumento de tracción.

En la Figura 5.7.5 y Figura 5.7.6 se puede apreciar el contorno de coeficiente de presión



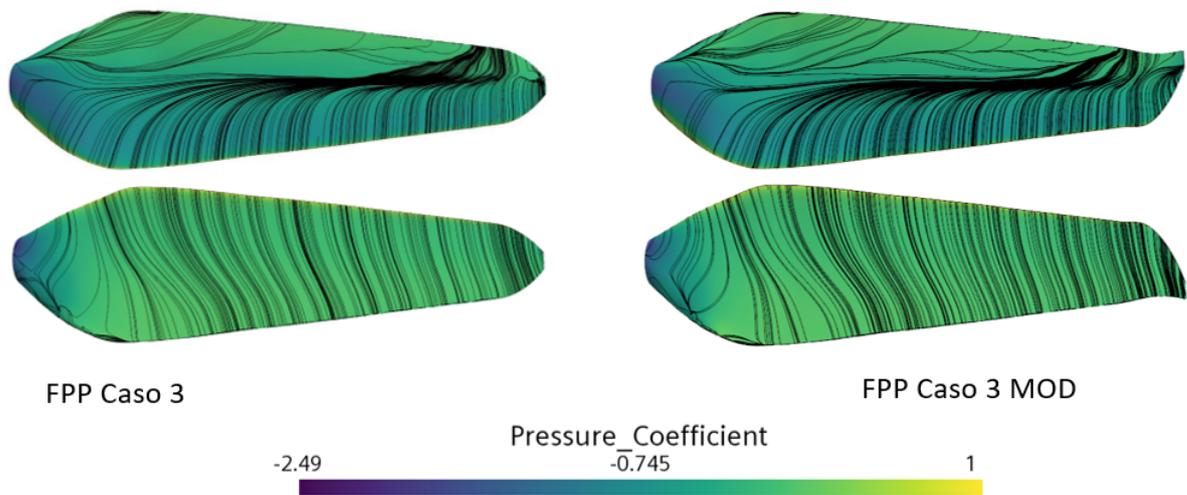
**Figura 5.7.4.** Comparativa de la eficiencia propulsiva para pala con o sin modificación en punta alar (CFD). Pala FPP Caso 3.

sobre la pala, así como las líneas de corriente del esfuerzo cortante.



**Figura 5.7.5.** Contorno de coeficiente de presión en extradós e intradós para  $J=0$ . Líneas de corriente de esfuerzo cortante. Comparación modificación de punta alar pala FPP Caso 3.

Como se puede apreciar, tanto para el caso de vuelo a punto fijo (Figura 5.7.5) como el caso de vuelo a máxima eficiencia (Figura 5.7.6), en punta de pala, a pesar de que sigue existiendo desprendimiento, este ocurre más alejado del borde de ataque, lo que conlleva una menor resistencia en la zona. Para el caso de vuelo a máxima eficiencia, el desprendimiento ocurre casi en el borde de fuga para la pala modificada, al igual que en



**Figura 5.7.6.** Contorno de coeficiente de presión en extradós e intradós para  $J=0.35$ . Líneas de corriente de esfuerzo cortante. Comparación modificación de punta alar pala FPP Caso 3.

vuelo a punto fijo, donde se aprecia el retraso en el desprendimiento de flujo. Esto puede conllevar la disminución de pérdida de tracción en la zona, y el aumento de eficiencia que se ha visto.



---

---

# CAPÍTULO 6

---

## CONCLUSIONES.

### Contenido del capítulo

---

6.1. Conclusiones generales . . . . .	<b>110</b>
6.2. Estudios futuros . . . . .	<b>111</b>

---

## 6.1. Conclusiones generales

En esta sección se procede a realizar una síntesis completa del proyecto realizado, aunando las conclusiones a las que se llega en el Trabajo de Fin de Grado.

En primer lugar, en cuanto a los resultados obtenidos para la pala original DA4052, se han obtenido unas curvas con un error relativamente pequeño respecto a los análisis experimentales de la bibliografía, corroborando que el modelo CFD diseñado es robusto y fiable. En cuanto a los resultados obtenidos mediante la Teoría de Elemento de Pala, estos son precisos a altos ratios de avance, aumentando el error a bajas  $J_s$ . No obstante, se trata de un error considerablemente aceptable. Estos errores se ha comprobado que podrían deberse a efectos tridimensionales sobre la pala, por lo que se deben tener en cuenta a la hora del diseño de la pala. También se ha hecho un análisis de flujo incompresible el cual ha mostrado mayor inestabilidad debido a efectos de compresibilidad generalmente en punta de pala y a bajas velocidades de avance.

Tras el análisis inicial sobre la hélice bipala, se ha realizado un análisis de la influencia del número de Reynolds, o lo que es lo mismo, de la velocidad de rotación del rotor. Se ha comprobado que los coeficientes de tracción y potencia son independientes del Reynolds. No obstante, las fuerzas de tracción y la potencia si que muestran una clara dependencia, aumentando ambas a mayor Reynolds, la pala tiene unas velocidades de incidencia mayores, lo que conlleva ángulos de ataque más óptimos. Analizando el vuelo a punto fijo, se ha comprobado como la independencia de Reynolds sigue mostrando mismo comportamiento: coeficientes adimensionales independientes, fuerzas y potencia dependientes.

Una vez analizado el comportamiento de la hélice para diferentes velocidades de giro, se ha realizado un análisis de la influencia del número de palas en la hélice, comparando una bipala con tripala. Se han mostrado los mapas de funcionamiento, observando una mayor eficiencia de la hélice bipala, así como una mejor relación tracción generada - potencia consumida. La hélice tripala, no obstante, obtenía una mayor eficiencia en vuelo a punto fijo, lo que daba a concluir que, para misiones a bajas velocidades donde se premiaba la estabilidad, las hélices tripala eran más indicadas, mientras que para misiones a altas velocidades, la hélice tripala era más adecuada.

Seguidamente, tras analizar el número de palas adecuado y la velocidad de rotación óptima para el rotor, se han analizado diferentes geometrías diseñadas previamente mediante la Teoría de Elemento de Pala. Se han realizado dos estudios diferentes, el primero con el objetivo de alargar el rango de funcionamiento de la hélice, y un segundo para obtener mayores eficiencias en vuelo a punto fijo. El primero, se ha observado como las curvas obtenidas mediante TEP y las curvas CFD a altas velocidades seguían mismas tendencias. No obstante, el modelo TEP a bajas velocidades tenía una gran pérdida de tracción debido a efectos tridimensionales sobre la pala, por lo que es necesario modelar el retraso en entrada en pérdida en la Teoría de Elemento de Pala para tener en cuenta estos efectos. Para el caso de vuelo a bajas velocidades, las curvas obtenidas con TEP y las CFD eran casi calcadas, lo que deja entrever un mejor comportamiento del código teórico cuando el perfil no está en pérdida. Además, se ha obtenido una mayor eficiencia en punto fijo que en las dos palas previas, por lo que se ha cumplido el objetivo.

Finalmente, tras analizar la distribución de tracción sobre las palas, se ha mostrado una clara pérdida de tracción en punta de pala para todos los casos, debido a efectos tridimensionales, así como desprendimiento de flujo y recirculación. Estos fenómenos conllevan una pérdida de eficiencia propulsiva en la hélice, se han realizado modificaciones en punta alar para las dos hélices anteriores, con el fin de evitar el desprendimiento en punta de pala y retrasar la entrada en pérdida en la zona. Tras analizar los casos con y sin modificación, se ha observado un leve aumento de la eficiencia en los rangos de máxima eficiencia de la pala, además de visualizar un retraso en el desprendimiento del flujo en punta de pala.

De este modo, se ha podido analizar la hélice para un comportamiento óptimo de la misma, analizando la velocidad de giro de la misma, el número de palas, la geometría de la hélice, así como posibles modificaciones para intentar evitar grandes efectos de punta de pala.

## 6.2. Estudios futuros

En cuanto a los estudios futuros a realizar, estos son los siguientes propuestos:

- Estudio del modelo en régimen transitorio, con el fin de determinar como afectaría el giro del rotor en el tiempo, teniendo en cuenta efectos de vorticidad, estela generada por el flujo, etc.
- Estudio del modelo CFD para la hélice completa, analizando la influencia de las condiciones de contorno, especialmente de las condiciones de periodicidad, en el resultado. Se debería realizar un nuevo volumen de control cilíndrico, y los consiguientes estudios de independencia.
- Realizar un estudio de la influencia del vuelo cerca de techos y paredes laterales. Al igual que para el efecto suelo, resulta interesante analizar un vuelo común como puede ser el vuelo cerca de paredes, analizando la influencia en el comportamiento del rotor.
- Analizar más detenidamente la influencia de la punta de pala, determinando la importancia de los efectos tridimensionales, los vórtices de recirculación, y la estela que generan a su paso en rotación.



---

---

# CAPÍTULO 7

---

## PLIEGO DE CONDICIONES Y PRESUPUESTO.

### Contenido del capítulo

---

7.1.	Pliego de condiciones . . . . .	<b>113</b>
7.1.1.	Condiciones del puesto de trabajo . . . . .	113
7.1.2.	Condiciones técnicas . . . . .	114
7.2.	Presupuesto . . . . .	<b>114</b>
7.2.1.	Coste del personal . . . . .	115
7.2.2.	Coste de equipo informático . . . . .	116
7.2.3.	Coste de licencias . . . . .	116
7.2.4.	Coste total del proyecto . . . . .	117

---

## 7.1. Pliego de condiciones

En este apartado se presentarán las condiciones de trabajo en las que se ha realizado el proyecto, donde se ha buscado la máxima productividad posible teniendo en cuenta la salud y evitar posibles riesgos. Así pues, se presenta la normativa a seguir para la realización del proyecto según el Real Decreto 488/1997 del 14 de abril que trata las disposiciones mínimas de seguridad y salud relativas al trabajo con equipos que incluyen pantallas de visualización, cumpliendo así la Ley 31/1995 del 8 de noviembre de prevención de Riesgos Laborales [35]. Esta Ley define las garantías y seguridades, siendo el artículo 6 de la Ley el que detalla los aspectos más técnicos.

### 7.1.1. Condiciones del puesto de trabajo

Para prácticamente todo el trabajo realizado para el proyecto ha sido empleado un ordenador personal, teniendo en cuenta las disposiciones mínimas de seguridad y de salud para la utilización de este tipo de equipos. Se deben tener en cuenta posibles riesgos diferentes durante la realización del trabajo, como pueden ser de seguridad, higiene industrial o ergonomía. En cuanto a la seguridad, se deben tener en cuenta posibles contactos eléctricos, caídas o peligros con el traslado del equipo. En cuanto a la higiene industrial, se deben vigilar las condiciones de iluminación, de temperatura o ruido entre otras y, por último, en cuanto a la ergonomía, vigilar la postura de trabajo, la posible fatiga visual, mental o física.

Se debe asegurar el trabajo en un lugar con una iluminación correcta, evitando la posible fatiga visual. En cuanto a la red eléctrica, las conexiones poseen las medidas de seguridad adecuadas para no caer en posibles accidentes de red que dañasen gravemente el equipo informático o el propio trabajador.

Para evitar una fatiga mental y física, se han controlado las horas de trabajo, imponiendo un horario de trabajo para las jornadas diarias, y semanales, imponiendo con una cierta flexibilidad objetivos a cumplir semanalmente.

En cuanto a la ergonomía, para asegurar una condición óptima de trabajo para el proyecto, se deben tener en cuenta diferentes aspectos, se regulará la luminosidad del equipo, la nitidez del texto y la posición de la pantalla con el objetivo de no forzar la vista en exceso. El teclado debe facilitar la comodidad del usuario para una correcta redacción. En cuanto a la mesa, es importante que esté a una altura adecuada y sea lo suficientemente grande para trabajar con comodidad y espacio, con un soporte estable y regulado para no forzar la postura al trabajar. El asiento debe ser ajustable de altura, y reclinable, facilitando el movimiento al trabajador.

En cuanto al entorno de trabajo en sí, se debe asegurar una iluminación adecuada y que mantenga un equilibrio con la pantalla del equipo. Se deben evitar reflejos o destellos que incomoden la vista. El entorno de trabajo debe estar correctamente ventilado y acondicionado, manteniendo una temperatura ideal que no perturbe o fatigue al trabajador. Finalmente, para evitar distracciones, el entorno debe mantener unos niveles de ruido

aceptables, teniendo en cuenta el ruido que genera el equipo de trabajo.

## 7.1.2. Condiciones técnicas

En cuanto a las condiciones técnicas del trabajo, se debe detallar tanto el *hardware* como el *software* utilizado durante el proyecto. Así pues, en la Tabla 7.1.1 se presentan los componentes del equipo de trabajo, mientras que en la Tabla 7.1.2 se muestran los programas utilizados para la realización del proyecto.

Hardware	
Fabricante	Asus
Modelo	ZenBook Pro 15 UX550GDX_UX580GD
Procesador	Intel(R) Core(TM) i7-8750H CPU @ 2.20GHz (12 CPUs)
Memoria RAM	16 Gb RAM
Almacenamiento	512 Gb SSD
Tarjeta Gráfica	integrada Intel(R) UHD Graphics 630 + NVIDIA GeForce GTX 1050 4Gb dedicados
Pantalla	15.6", 1920x1080 (32bit)(60Hz)
Monitor externo (2ª pantalla)	HP 22w Display 1920x1080 (32bit)(60Hz)
Sistema operativo	Windows 11 de 64 bits
Ratón	Microsoft Wireless 3050 Desktop
Teclado externo	Microsoft Wireless 3050 Desktop

**Tabla 7.1.1.** *Hardware* empleado durante el desarrollo del proyecto.

Software	
Star CCM+	Cálculo de los mapas de funcionamiento de las diferentes palas.
Matlab	Postproceso de los mapas de funcionamiento de las palas mediante CFD.
L <sup>A</sup> T <sub>E</sub> X	Redacción de la memoria y de la presentación del proyecto.
Autodesk Inventor Professional 2023	Diseño de las palas mediante CAD.
Microsoft Excel	Recopilación de datos obtenidos de los cálculos CFD.

**Tabla 7.1.2.** *Software* empleado durante el desarrollo del proyecto.

## 7.2. Presupuesto

En esta sección se procede a calcular el valor económico del proyecto, desglosado en diferentes apartados. Se detallará el coste de *hardware*, *software*, y del personal analista. Posteriormente a este análisis, se hará un resumen global, añadiendo el impuesto de valor añadido (IVA).

### 7.2.1. Coste del personal

La mano de obra para dicho proyecto está constituida por el autor del trabajo, el tutor y el doctorando. En cuanto a las horas de mano de obra empleadas por el autor, se debe tener en cuenta el estudio previo al trabajo, el diseño conceptual del proyecto, el diseño de las diferentes geometrías estudiadas, el análisis CFD, el posterior análisis de resultados, la redacción de la memoria y su corrección. En cuanto a las horas empleadas por tutor y doctorando, se tienen en cuenta las horas dedicadas a ayuda al autor, incluyendo tutorías, reuniones, corrección del proyecto, etc. Cabe destacar que se ha considerado el sueldo del autor como un becario del propio departamento. En la Tabla 7.2.1 se muestra el resumen del coste del personal, incluyendo las horas de trabajo, precio por hora de cada uno, y el total, teniendo en cuenta la tabla de retibuciones de la empresa [36].

	Horas [h]	Sueldo [€/h]	Subtotal [€]
<b>Ingeniero técnico Aeronáutico</b>	600	13.70	8220.00
<b>Ingeniero Aeronáutico: Investigador predoctoral</b>	60	18.28	1096.80
<b>Ingeniero Aeronáutico senior</b>	40	30.82	1232.80
		<b>Total</b>	<b>10549.60 €</b>

**Tabla 7.2.1.** Coste de mano de obra.

Cabe destacar que, las 600 horas de trabajo del autor se pueden desglosar según:

- **Estudio previo:** 20 horas.
- **Diseño conceptual del proyecto:** 40 horas.
- **Diseño de las geometrías:** 40 horas.
- **Análisis CFD:** 300 horas.
- **Análisis de resultados:** 140 horas.
- **Redacción de la memoria:** 80 horas.

El presupuesto de mano de obra total es, por tanto, de **DIEZ MIL QUINIENTOS CUARENTA Y NUEVE EUROS CON SESENTA CÉNTIMOS (10549.60 €)**.

## 7.2.2. Coste de equipo informático

El equipo informático utilizado para la realización del proyecto es un ordenador portátil con un precio de 1500 €, a este precio, se le debe atribuir un coste de amortización lineal según el artículo 12.1.a de la Ley del Impuesto de Sociedades a partir del 1 de enero de 2015 [37]. El coste de amortización del equipo informático se obtiene según la expresión:

$$C.A. = Coef_{amortizacion} \cdot Precio_{equipoinformatico} \cdot t_{uso}$$

Teniendo en cuenta un coeficiente de amortización lineal para equipos de procesos de información del 0.25, y que el tiempo de uso del ordenador durante el proyecto ha sido continuo, siendo el tiempo de realización del proyecto de 7 meses, se obtiene el siguiente coste (Tabla 7.2.2):

	Adquisición [€]	Coef. Amortización	Subtotal [€]
<b>Ordenador Portátil</b>	1500	0.25	218.75
		<b>Total</b>	<b>218.75 €</b>

**Tabla 7.2.2.** Coste del equipo informático.

Por tanto, el coste de amortización del equipo informático durante el proyecto es de **DOSCIENTOS DIECIOCHO EUROS CON SETENTA Y CINCO CÉNTIMOS (218.75 €)**.

## 7.2.3. Coste de licencias

En cuanto a las licencias utilizadas, cabe destacar que la universidad proporciona todas las licencias utilizadas durante el proyecto gratuitamente gracias a diferentes convenios que tiene con las empresas desarrolladoras de los *softwares*, aún así, se va a estimar el precio que tendría el uso de dichas licencias. Primeramente cabe destacar que el uso anual por horas se asume de 4000 horas, el coste anual de una licencia de Star CCM+ es de 20000 €, teniendo por tanto un coste de 5 €/h. Las licencias de dicho programa son de tipo PoD (*Power on Demand*), es decir, contienen un número determinado de horas anuales, una vez se habrá un caso para su preproceso, simulación o postproceso, se cuentan las horas, hasta cerrar el caso. Se pueden usar hasta 20 licencias en serie simultáneamente. En cuanto al *software* de programación Matlab, tiene un coste anual de 800 €, 0.2 €/h. El *software* utilizado para la redacción de la memoria (L<sup>A</sup>T<sub>E</sub>X) es de carácter gratuito, el *software* de diseño CAD Autodesk Inventor Professional 2023 tiene un coste de 2886 € por una licencia anual, 0.7215 €/h, y por último, una licencia de Microsoft Office anual tiene un coste de 69 €, 0.017 €/h. En la Tabla 7.2.3 se muestra el coste de licencias.

	Horas [h]	Coste [€/h]	Subtotal [€]
<b>Star CCM+</b>	600	5	3000
<b>Matlab</b>	100	0.2	20
<b>L<sup>A</sup>T<sub>E</sub>X</b>	80	0	0
<b>Microsoft Excel</b>	60	0.0175	1.05
<b>Autodesk Inventor Professional 2023</b>	40	0.7215	28.86
		<b>Total</b>	<b>3049.91 €</b>

**Tabla 7.2.3.** Coste de licencias.

Así pues, el coste de licencias utilizadas durante la realización del proyecto es de **TRES MIL CUARENTA Y NUEVE EUROS CON NOVENTA Y UN CÉNTIMOS (3049.91 €)**.

#### 7.2.4. Coste total del proyecto

Finalmente, sumando los costes totales desglosados en los apartados anteriores, se procede a obtener el coste total de la realización del proyecto, en el cual se incluye el IVA. En la Tabla 7.2.4 se observa el presupuesto final del proyecto.

Concepto	Coste [€]
Coste de mano de obra	10549.60
Coste de amortización del equipo informático	218.75
Coste de licencias	3049.91
Subtotal	13818.26
IVA (21 %)	2901.84
<b>Total</b>	<b>16720.10 €</b>

**Tabla 7.2.4.** Coste total del proyecto.

De este modo, el presupuesto total para la realización del proyecto es de **DIEZ Y SEIS MIL SIETE CIENTOS VEINTE EUROS CON DIEZ CÉNTIMOS (16720.10 €)**.



---

---

# CAPÍTULO 8

---

## ANEXOS.

### Contenido del capítulo

---

8.1. Geometría de las palas estudiadas . . . . .	<b>119</b>
8.1.1. DA4052 . . . . .	119
8.1.2. Caso 2 - FPP . . . . .	120
8.1.3. Caso 3 - FPP . . . . .	121

---

## 8.1. Geometría de las palas estudiadas

En este anexo se procede a mostrar la geometría utilizada en las diferentes palas estudiadas, mostrando en tablas la distribución de cuerdas y ángulo de paso a lo largo de la pala.

### 8.1.1. DA4052

En la siguiente tabla se muestran los datos geométricos de dicha pala (Tabla 8.1.1).

$r/R$	$c/R$	Torsión (deg)
0.20	0.07	38.796
0.25	0.25	38.796
0.3	0.35254593	38.796
0.35	0.35254593	33.752
0.4	0.35254593	30.822
0.45	0.35254593	27.891
0.5	0.31792651	25.634
0.55	0.28329834	23.378
0.6	0.25584427	21.752
0.65	0.22838145	20.127
0.7	0.20419073	18.893
0.75	0.18	17.66
0.8	0.15578303	16.877
0.85	0.13155731	16.094
0.9	0.1015923	15.42
0.95	0.0716098	14.75
1	0.04162992	14.078

**Tabla 8.1.1.** Datos geométricos DA4052 [22].

### 8.1.2. Caso 2 - FPP

Seguidamente, se muestran los datos geométricos de la segunda pala diseñada mediante TEP en la Tabla 8.1.2.

$r/R$	$c/R$	Torsión (deg)
0.20	0.07	46.5
0.25	0.1875	48
0.3	0.21152756	48
0.35	0.21152756	44
0.4	0.21152756	41
0.45	0.21152756	38
0.5	0.15896325	36
0.55	0.14164917	34
0.6	0.12792213	32
0.65	0.10277165	30
0.7	0.09188583	28
0.75	0.081	27
0.8	0.07010236	26
0.85	0.05920079	25
0.9	0.05045188	24.5
0.95	0.04170297	23
1	0.03295407	21

**Tabla 8.1.2.** Datos geométricos para el Caso 2 - FPP.

### 8.1.3. Caso 3 - FPP

Seguidamente, se muestran los datos geométricos de la tercera pala diseñada mediante TEP en la Tabla 8.1.3.

$r/R$	$c/R$	Torsión (deg)
0.20	0.07	46.5
0.25	0.25	38
0.3	0.35254593	34
0.35	0.35254593	32
0.4	0.35254593	30
0.45	0.35254593	28
0.5	0.31792651	28
0.55	0.28329834	26
0.6	0.25584427	25
0.65	0.22838145	24
0.7	0.20419073	23
0.75	0.18	22
0.8	0.15578303	20.5
0.85	0.13155731	19.5
0.9	0.1015923	19
0.95	0.0716098	17.5
1	0.04162992	14

**Tabla 8.1.3.** Datos geométricos para el Caso 3 - FPP.



---

## BIBLIOGRAFÍA

- [1] Pablo Chamoso y col. “The Use of Drones in Spain: Towards a Platform for Controlling UAVs in Urban Environments”. En: *Sensors* 18.5 (2018). ISSN: 1424-8220. URL: <https://www.mdpi.com/1424-8220/18/5/1416>.
- [2] Bharat Rao, Ashwin Goutham Gopi y Romana Maione. “The societal impact of commercial drones”. En: *Technology in Society* 45 (2016), págs. 83-90. ISSN: 0160-791X. DOI: <https://doi.org/10.1016/j.techsoc.2016.02.009>. URL: <https://www.sciencedirect.com/science/article/pii/S0160791X15300828>.
- [3] Andrew M. Cunliffe y col. “A UK Civil Aviation Authority (CAA)-approved operations manual for safe deployment of lightweight drones in research”. En: *International Journal of Remote Sensing* 38.8-10 (2017), págs. 2737-2744. DOI: [10.1080/01431161.2017.1286059](https://doi.org/10.1080/01431161.2017.1286059). URL: <https://doi.org/10.1080/01431161.2017.1286059>.
- [4] Sean P Bemis y col. “Ground-based and UAV-Based photogrammetry: A multi-scale, high-resolution mapping tool for structural geology and paleoseismology”. En: *Journal of Structural Geology* 69 (2014), págs. 163-178.
- [5] Julien Fleureau y col. “Generic drone control platform for autonomous capture of cinema scenes”. En: *Proceedings of the 2nd workshop on micro aerial vehicle networks, systems, and applications for civilian use*. 2016, págs. 35-40.
- [6] Alfredo Roma. “Drones and popularisation of space”. En: *Space Policy* 41 (2017). The Popularisation of Space, págs. 65-67. ISSN: 0265-9646. DOI: <https://doi.org/10.1016/j.spacepol.2017.01.001>. URL: <https://www.sciencedirect.com/science/article/pii/S0265964616301011>.
- [7] Luisa Marin y K. Krajčíková. “Deploying drones in policing European borders: constraints and challenges for data protection and human rights”. En: *Drones and Unmanned Aerial Systems*. Ed. por A. Završnik. Netherlands, 2016, págs. 101-127. DOI: [10.1007/978-3-319-23760-2\\_6](https://doi.org/10.1007/978-3-319-23760-2_6).
- [8] Autofácil. *Drones de la DGT: dónde y cómo te vigilan*. 2021. URL: <https://www.autofacil.es/radares-multas/drones-dgt-ubicacion/257127.html>.

- 
- [9] Nikolaos Tsiamis, Loukia Efthymiou y Konstantinos Tsagarakis. “A Comparative Analysis of the Legislation Evolution for Drone Use in OECD Countries”. En: *Drones* 3 (oct. de 2019), pág. 75. DOI: [10.3390/drones3040075](https://doi.org/10.3390/drones3040075).
- [10] Priviledge Cheteni. *An analysis of anti poaching techniques in Africa: A case of rhino poaching*. MPRA Paper 59031. University Library of Munich, Germany, feb. de 2014. URL: <https://ideas.repec.org/p/pramprapa/59031.html>.
- [11] Insider Intelligence. *Why Amazon, UPS and even Domino's is investing in drone delivery services*. 2022. URL: <https://www.insiderintelligence.com/insights/drone-delivery-services/>.
- [12] Kashyap Vyas. *Interesting Engineering. 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>.
- [13] Nikola Budanovic. *War History Online. The Early Days Of Drones – Unmanned Aircraft From World War One And World War Two*. 2017. URL: <https://www.warhistoryonline.com/military-vehicle-news/short-history-drones-part-1.html>.
- [14] Jackie Alkobi. *Percepto. The Evolution of Drones: From Military to Hobby Commercial*. 2019. URL: <https://percepto.co/the-evolution-of-drones-from-military-to-hobby-commercial/>.
- [15] Marta Juste. *Diario Expansión. España, peso pesado en el mercado de drones*. 2021. URL: <https://www.expansion.com/empresas/tecnologia/2021/02/25/60369182e5fdead3418b459a.html>.
- [16] Foundation Structures. *10 Drone Parts Everybody In Construction Should Know*. 2018. URL: <https://www.foundationstructures.com/10-drone-parts-everybody-in-construction-should-know/>.
- [17] Wayne Johnson. *Rotorcraft Aeromechanics*. Cambridge Aerospace Series. Cambridge University Press, 2013. DOI: [10.1017/CB09781139235655](https://doi.org/10.1017/CB09781139235655).
- [18] Pedro Sanchez-Cuevas, Guillermo Heredia y Anibal Ollero. “Characterization of the aerodynamic ground effect and its influence in multirotor control”. En: *International Journal of Aerospace Engineering* 2017 (2017).
- [19] Joseph Schmaus y col. “Experimental Study of Rotor Performance in Deep Ground Effect with Application to a Human-Powered Helicopter”. En: 2012.
- [20] Carlos Mollá Martínez Cecilia Faet García-Peñuela. *Apuntes de Helicópteros y Aeronaves Diversas*. València: Universitat Politècnica de València, 2021.
- [21] Robert Deters. “PERFORMANCE AND SLIPSTREAM CHARACTERISTICS OF SMALL-SCALE PROPELLERS AT LOW REYNOLDS NUMBERS”. Tesis doct. University of Illinois at Urbana-Champaign, 2014.
- [22] UIUC University of Illinois Urbana-Champaign. *UIUC Propeller Database*. URL: <https://m-selig.ae.illinois.edu/props/volume-2/propDB-volume-2.html>.
- [23] Xinglu Xia y col. “Blade Shape Optimization and Analysis of a Propeller for VTOL Based on an Inverse Method”. En: *Applied Sciences* 12.7 (2022). ISSN: 2076-3417. DOI: [10.3390/app12073694](https://doi.org/10.3390/app12073694). URL: <https://www.mdpi.com/2076-3417/12/7/3694>.

- 
- [24] Erdem Yilmaz y Junling Hu. “CFD Study of Quadcopter Aerodynamics at Static Thrust Conditions”. En: abr. de 2018.
- [25] William Jordan, Shreyas Narsipur y Robert Deters. “Aerodynamic and Aeroacoustic Performance of Small UAV Propellers in Static Conditions”. En: jun. de 2020. DOI: [10.2514/6.2020-2595](https://doi.org/10.2514/6.2020-2595).
- [26] SIEMENS. *Simcenter STAR-CCM+ Documentation Version 2020.1, theory guide*. Siemens Digital Industries Software. Siemens Aktiengesellschaft. Werner-von-Siemens-Straße 1. 80333 Munich, Germany. 2021. URL: <https://www.plm.automation.siemens.com/global/en/products/simcenter/STAR-CCM.html>.
- [27] Pedro Martí. *Apuntes de Ampliación de Mecánica de Fluidos*. València: Universitat Politècnica de València, 2021.
- [28] Alexandru Dumitrache, Vladimir Cardos y Horia Dumitrescu. “Delayed Stall Modeling of the Rotating Blades”. En: *Proceedings of the Romanian Academy Series A - Mathematics Physics Technical Sciences Information Science* 12 (sep. de 2010). DOI: [10.1063/1.3498262](https://doi.org/10.1063/1.3498262).
- [29] J.A. Capote. D. Alvear. O.V. Abreu. M. Lázaro y P. Espina. “Influencia del modelo de turbulencia y del refinamiento de la discretización espacial en la exactitud de las simulaciones computacionales de incendios.” En: *Revista Internacional de Métodos Numéricos para Cálculo y Diseño en Ingeniería* 24.3 (2008), págs. 227-245.
- [30] Simscale CAE Forum. *What is y+ (yplus)?*. URL: <https://www.simscale.com/forum/t/what-is-y-plus/82394>.
- [31] A.J. Torregrosa y col. “Enhanced design methodology of a low power stall regulated wind turbine. BEMT and MRF-RANS combination and comparison with existing designs.” En: *Journal of Wind Engineering and Industrial Aerodynamics* 190 (2019), págs. 230-244. ISSN: 0167-6105. DOI: <https://doi.org/10.1016/j.jweia.2019.04.019>. URL: <https://www.sciencedirect.com/science/article/pii/S0167610518310225>.
- [32] Torregrosa A.J. y col. “Reduced order solver for general aeroelastic problems.” En: *International Forum on Aeroelasticity and Structural Dynamics, 13-17 June 2022, Madrid, Spain IFASD 2022* (2022).
- [33] Han Han y col. “Aerodynamic performance and analysis of a hovering micro-scale shrouded rotor in confined environment”. En: *Advances in Mechanical Engineering* 11.4 (2019), pág. 1687814018823327. DOI: [10.1177/1687814018823327](https://doi.org/10.1177/1687814018823327). eprint: <https://doi.org/10.1177/1687814018823327>. URL: <https://doi.org/10.1177/1687814018823327>.
- [34] Alexandru Dumitrache, Vladimir Cardos y Horia Dumitrescu. “Delayed Stall Modeling of the Rotating Blades”. En: *Proceedings of the Romanian Academy Series A - Mathematics Physics Technical Sciences Information Science* 12 (sep. de 2010). DOI: [10.1063/1.3498262](https://doi.org/10.1063/1.3498262).
- [35] BOE. *Real Decreto 488/1997 del 14 de abril*. Agencia Estatal.
- [36] UPV. *Retribuciones profesorado contratado laboral en base a la ley de presupuestos para el ejercicio 2022*. 2022. URL: [http://www.upv.es/entidades/SRH/menu\\_urlv.html?entidades/SRH/retribuciones/U0905195.pdf](http://www.upv.es/entidades/SRH/menu_urlv.html?entidades/SRH/retribuciones/U0905195.pdf).

- [37] Agencia Tributaria. *Arts. 12.1.a) de la LIS y 4 del Reglamento del IS, Coeficientes de amortización lineal*. 2015. URL: <https://sede.agenciatributaria.gob.es/Sede/ayuda/manuales-videos-folletos/manuales-practicos/irpf-2020/capitulo-7-rendimientos-actividades-economicas-directa/fase-1-determinacion-rendimiento-neto/amortizaciones-dotaciones-ejercicio-fiscalmente-deducibles/requisitos-generales/coeficientes-amortizacion-lineal.html>.

