

Trabajo Fin de Máster

Máster Universitario en Ingeniería Aeronáutica

Caracterización de vórtices de punta de ala mediante simulaciones CFD

Autor: Álvaro Díaz Campillejo

Tutor: Javier Dávila Martín

Dep. de Ingeniería Aeroespacial y Mecánica de Fluidos
Escuela Técnica Superior de Ingeniería
Universidad de Sevilla

Sevilla, 2018



Trabajo Fin de Máster
Máster Universitario en Ingeniería Aeronáutica

Caracterización de vórtices de punta de ala mediante simulaciones CFD

Autor:

Álvaro Díaz Campillejo

Tutor:

Javier Dávila Martín

Profesor titular

Dep. de Ingeniería Aeroespacial y Mecánica de Fluidos

Escuela Técnica Superior de Ingeniería

Universidad de Sevilla

Sevilla, 2018

Trabajo Fin de Máster: Caracterización de vórtices de punta de ala mediante simulaciones CFD

Autor: Álvaro Díaz Campillejo

Tutor: Javier Dávila Martín

El tribunal nombrado para juzgar el Trabajo arriba indicado, compuesto por los siguientes miembros:

Presidente:

Vocales:

Secretario:

Acuerdan otorgarle la calificación de:

Sevilla, 2018

El Secretario del Tribunal

A mi familia y amigos

A mis maestros

Este trabajo forma parte de una serie de estudios enfocados a aprovechar la generación de vórtices de punta de ala como fundamento de un mezclador. Los vórtices generados por las superficies sustentadores poseen un carácter rotatorio que favorece la agitación y mezcla de diferentes componentes en un fluido. La reducida pérdida de carga debida a la baja resistencia aerodinámica y la poca energía requerida por este tipo de dispositivos hacen que sean una alternativa excelente en procesos de cultivo de microalgas en los que es necesario una agitación para una distribución uniforme de la luz y los nutrientes.

La dinámica de fluidos computacional ha demostrado ser una herramienta imprescindible para la elaboración de los diseños actuales relacionados con fluidos. Esta herramienta permite el estudio y análisis de multitud de magnitudes y parámetros que de otra forma no sería posible debido al tiempo o recursos que serían necesarios.

Este documento trata de analizar, haciendo uso de simulaciones numéricas y siguiendo las líneas de investigación anteriores, la influencia de varios parámetros en la generación de vórtices. Se estudia tanto la forma en planta de la superficie como la curvatura del perfil aerodinámico. Los resultados numéricos obtenidos mediante simulaciones CFD son comparados con ensayos experimentales con el objetivo de validar las conclusiones extraídas de las simulaciones. El objetivo fundamental de la investigación es obtener la configuración geométrica que genere los vórtices de punta de ala más intensos posibles sin grandes pérdidas de carga.

Abstract

This work is part of a group of studies focus on taking advantage of wingtip vortices generation as the basis of a mixer. Wingtip vortices generated by wing surfaces have a rotatory character which stimulates movement and mixing of different fluid components. Low losses of load due to low aerodynamic drag and low external supply of energy requirement in these devices lead to an excellent choice in microalgae farming due to the necessity of movement in order to get a homogeneous distribution of light and nutrients.

Computational fluid dynamics has demonstrated to be an essential tool for fluid devices design. CFD lets study and analyse a wide range of magnitudes and parameters which would not be possible with another method.

This document attempts to analyze, using numerical simulations and following previous lines of research, the influence of different parameters in wingtip vortices generation. Both geometry of surface and airfoil camber are studied. Numerical results got by CFD simulations are compared with experimental data in order to validate conclusions obtained from simulations. Getting the geometry which generates the most intense wingtip vortices with the least losses of load is the mean goal of this research.

Índice

Resumen	ix
Abstract	xi
Índice	xiii
Índice de Tablas	xv
Índice de Figuras	xvi
Notación	xix
1 Introducción	1
1.1 <i>Motivación y objetivos</i>	1
1.1.1 Aplicaciones	2
1.2 <i>Estado de la investigación</i>	6
2 Flujo en vórtices	11
2.1 <i>Introducción a los vórtices</i>	11
2.2 <i>Vórtices de punta de ala</i>	12
2.3 <i>Aerodinámica potencial</i>	13
2.3.1 Ecuaciones de Navier-Stokes y simplificaciones	13
2.3.2 Definición de vorticidad y potencial de velocidades	15
2.3.3 Solución elemental de torbellino y aplicación a la aerodinámica potencial	16
2.4 <i>Modelos de vórtices</i>	18
2.5 <i>Teoremas de Helmholtz</i>	21
3 Estudio CFD	23
3.1 <i>Introducción a ANSYS</i>	23
3.2 <i>Descripción del funcionamiento de Fluent</i>	23
3.2.1 Ecuaciones básicas de los fluidos	24
3.2.2 Modelos de turbulencia	24
3.3 <i>Volumen de control</i>	26
3.4 <i>Condiciones de contorno</i>	27
3.5 <i>Casos estudiados</i>	28
3.5.1 Placa plana cuadrada	28
3.5.2 Placa plana con flecha	38
3.5.3 Álabes con curvatura	40
4 Obtención de resultados	45
4.1 <i>Visualización del vórtice</i>	45
4.2 <i>Cálculo de C_D y C_L</i>	47
4.3 <i>Cálculo de Γ y R_v</i>	47
5 Resultados	51
5.1 <i>Placa plana cuadrada</i>	51
5.1.1 Coeficiente de sustentación	51
5.1.2 Coeficiente de resistencia aerodinámica	52
5.1.3 Circulación de corriente y radio viscoso	53

5.1.4 Eficiencia	60
5.2 <i>Placa plana con flecha</i>	61
5.2.1 Coeficiente de sustentación	61
5.2.2 Coeficiente de resistencia aerodinámica	62
5.2.3 Circulación de corriente y radio viscoso	63
5.2.4 Eficiencia	67
5.3 <i>Álabe con curvatura</i>	67
5.3.1 Coeficiente de sustentación	67
5.3.2 Coeficiente de resistencia aerodinámica	70
5.3.3 Circulación de corriente y radio viscoso	72
5.3.4 Eficiencia	81
6 Conclusiones	83
7 Líneas futuras	87
Bibliografía	89

ÍNDICE DE TABLAS

Tabla I: Condiciones de contorno para la turbulencia	28
Tabla II: Datos del estudio de independencia de malla	32
Tabla III: CL obtenido mediante CFD para la placa plana cuadrada	52
Tabla IV: CD obtenido mediante CFD para la placa plana cuadrada	52
Tabla V: Resultados del ajuste en $v\theta$ para la placa plana cuadrada con $\alpha = 5$	55
Tabla VI: Resultados del ajuste en $v\theta$ para la placa plana cuadrada con $\alpha = 7.5^\circ$ y 10°	55
Tabla VII: Resultado del ajuste en vorticidad para la placa plana cuadrada	58
Tabla VIII : CL y CD para distintos valores de la flecha	63
Tabla IX: Resultados del estudio CFD de la influencia de la flecha	66
Tabla X: Resultados de CL y CD para el estudio de la posición de la curvatura en el perfil	72
Tabla XI: Resultados de CL y CD para el estudio de la curvatura máxima del perfil	72
Tabla XII: Resultados de CL y CD para el estudio del ángulo de ataque en el álabe con perfil NACA5503	72
Tabla XIII: Resultados del estudio CFD de la influencia de la posición de la curvatura máxima a lo largo del perfil	80
Tabla XIV: Resultados del estudio CFD de la influencia de la curvatura máxima del perfil del álabe	80
Tabla XV: Resultados del estudio CFD de la influencia de α para el álabe con perfil NACA 5503	81
Tabla XVI: Resumen resultados 1	83
Tabla XVII: Resumen resultados 2	84

ÍNDICE DE FIGURAS

Figura 1.1: Ejemplo de diseño de un mezclador estático de la empresa PRIMIX	3
Figura 1.2: Ejemplo de mezcladores de paletas a) y mediante tornillo de Arquímedes (Patente US3672640, 1972) b)	3
Figura 1.3: Diseño de un mezclador mediante generación de vórtices (Patente US2018/078912, 2018)	4
Figura 1.4: Ejemplos de fotobiorreactores tubular (izquierda), panel (medio) y cultivo abierto (derecha) (Salinas, 2016)	5
Figura 1.5: Esquema de la combustión estabilizada mediante torbellinos (Hedman et al, 2002)	5
Figura 1.6: Generadores de vórtices sobre el ala de un Gloster Javelin (fotografía extraída de http://www.thunder-and-lightnings.co.uk)	6
Figura 1.7: Formas en planta estudiadas en el trabajo de Campillejo (2016)	6
Figura 1.8: Montaje experimental del canal hidráulico de Navarro (2017) y Jiménez (2018)	7
Figura 1.9: Álabes ensayados en Navarro (2017): placa plana a), álabe similar a NACA 5503 b) y bordes recrecidos c)	8
Figura 1.10: Álabes ensayados en Jiménez (2018): flecha positiva a), flecha negativa b), flecha negativa con curvatura c) y poco alargamiento d)	9
Figura 2.1: Tornado sobre un pueblo de Oklahoma. (Autor: Mike Olbabisnki, 9 de mayo de 2016)	11
Figura 2.2: Efecto del ángulo de ataque inducido	12
Figura 2.3: Esquema del problema sustentador	17
Figura 2.4: Comparación entre varios modelos de vórtices y datos experimentales (Hommes et al, 2015)	20
Figura 2.5: Comparación de varios modelos de vórtice para una $\Gamma = 0.007 \text{ m}^2/\text{s}$ y $R_v = 0.01 \text{ m}$	21
Figura 3.1: Volumen de control para el caso de un álabe con forma en planta cuadrada	27
Figura 3.2: Geometría de la placa plana cuadrada simulada	29
Figura 3.3: Malla cutcell (izquierda), malla tetraédrica (derecha) y malla poliédrica (abajo)	29
Figura 3.4: Perfiles de v_θ para varios tipos de malla (Placa plana cuadrada, $U_\infty = 0.3 \text{ m/s}$ $\alpha = 5^\circ$)	30
Figura 3.5: Resultados experimentales de Navarro (2017)	31
Figura 3.6: Geometría con subdominio en el que se ha refinado la malla	31
Figura 3.7: Perfiles de v_θ para varios tamaños de celda (Placa plana cuadrada, $U_\infty = 0.3 \text{ m/s}$ $\alpha = 5^\circ$)	32
Figura 3.8: Posición de los planos en los que se han la velocidad tangencial	33
Figura 3.9: Perfiles de v_θ para varias distancias aguas abajo (Placa plana cuadrada, $U_\infty = 0.3 \text{ m/s}$ $\alpha = 5^\circ$)	33
Figura 3.10: Contornos de v_θ para varias distancias aguas abajo. (Placa plana cuadrada, $U_\infty = 0.3 \text{ m/s}$ $\alpha = 5^\circ$)	34
Figura 3.11: Evolución de CL con el tiempo, modelo RSM k- ω . (Placa plana cuadrada, $U_\infty = 0.3 \text{ m/s}$ $\alpha = 5^\circ$)	35
Figura 3.12 Historial de convergencia de CL (izquierda) y CD (derecha) (Placa plana cuadrada, $U_\infty = 0.3 \text{ m/s}$ $\alpha = 5^\circ$)	36
Figura 3.13: Historia de convergencia de ω_x máximo (Placa plana cuadrada, $U_\infty = 0.3 \text{ m/s}$ $\alpha = 5^\circ$)	36
Figura 3.14: Evolución de los residuos (Placa plana cuadrada, $U_\infty = 0.3 \text{ m/s}$ $\alpha = 5^\circ$)	37
Figura 3.15: Residuos (Placa plana cuadrada, $U_\infty = 0.3 \text{ m/s}$ $\alpha = 5^\circ$)	37
Figura 3.16: Contornos de y^+ (Placa plana cuadrada, $U_\infty = 0.3 \text{ m/s}$ $\alpha = 5^\circ$)	38
Figura 3.17: Forma en planta de las geometrías con diferentes flechas estudiadas	39

Figura 3.18: Borde de salida para el estudio de la flecha simulado en CFD (izquierda)	
y ensayado experimentalmente (derecha)	39
Figura 3.19: Perfiles con variación de la posición de la curvatura estudiados	40
Figura 3.20: Perfiles con variación de la curvatura máxima estudiados	41
Figura 3.21: Fallo de la malla cutcell	42
Figura 4.1: Isosuperficies de vorticidad para un NACA 5503	45
Figura 4.2: Líneas de corriente para un NACA 5503	46
Figura 4.3: Direcciones en las que se ha medido el perfil $v\theta$ (Placa plana cuadrada, $U_\infty = 0.3 \text{ m/s}$ $\alpha = 5^\circ$)	48
Figura 4.4: Contornos de ω_x 40 cm aguas abajo (Placa plana cuadrada, $U_\infty = 0.3 \text{ m/s}$ $\alpha = 5^\circ$)	49
Figura 4.5: Perfil CFD de ω_x 40 cm aguas abajo (Placa plana cuadrada, $U_\infty = 0.3 \text{ m/s}$ $\alpha = 5^\circ$)	50
Figura 5.1: CL frente α para la placa plana cuadrada	51
Figura 5.2: CD frente a α para la placa plana cuadrada	53
Figura 5.3: Perfiles de $v\theta$ para la placa plana cuadrada con $\alpha = 5^\circ$	54
Figura 5.4: Perfiles de $v\theta$ para la placa plana cuadrada con $\alpha = 7.5^\circ$	56
Figura 5.5: Perfiles de $v\theta$ para la placa plana cuadrada con $\alpha = 10^\circ$	56
Figura 5.6: Perfiles de ω_x para la placa plana cuadrada con $\alpha = 5^\circ$	57
Figura 5.7: Perfiles de ω_x para la placa plana cuadrada con $\alpha = 7.5^\circ$	57
Figura 5.8: Perfiles de ω_x para la placa plana cuadrada con $\alpha = 10^\circ$	57
Figura 5.9: Evolución de Γ frente a α para la placa plana cuadrada, obtenido mediante CFD	58
Figura 5.10: Evolución de Γ frente a α para la placa plana cuadrada de Navarro (2017)	59
Figura 5.11: Evolución de R_v frente a α para la placa plana cuadrada, obtenido mediante CFD	60
Figura 5.12: Evolución de R_v frente a α para la placa plana cuadrada de Navarro (2017)	60
Figura 5.13: Eficiencia de los vórtices generados por la placa plana cuadrada	61
Figura 5.14: Evolución de CL frente al ángulo de flecha	62
Figura 5.15: Evolución de CD_i (izquierda) y CD (derecha) frente al ángulo de flecha	62
Figura 5.16: Perfiles de $v\theta$ para varios ángulos de flecha medido en la dirección horizontal	63
Figura 5.17: Perfiles de $v\theta$ para varios ángulos de flecha medido en la dirección vertical	63
Figura 5.18: Resultados experimentales para $\varphi = -30^\circ$ de Jiménez (2018)	64
Figura 5.19: Perfiles de ω_x para varios ángulos de flecha	65
Figura 5.20: Evolución de la circulación con el ángulo de flecha	65
Figura 5.21: Evolución de R_v con el ángulo de flecha	66
Figura 5.22: Evolución de η con el ángulo de flecha	67
Figura 5.23: Evolución de CL frente a la posición de la curvatura máxima en el perfil	68
Figura 5.24: Vectores velocidad para una sección central del álabe con NACA 5603	68
Figura 5.25: Vectores velocidad para una sección central del álabe con NACA 5803	69
Figura 5.26: Evolución de CL frente a la curvatura máxima del perfil del álabe	69
Figura 5.27: Evolución de CL p frente a α para el álabe con perfil NACA 5503	70
Figura 5.28: Evolución dCDe frente a la posición de la curvatura máxima en el perfil	70
Figura 5.29: Evolución de CD frente a la curvatura máxima del perfil del álabe	71
Figura 5.30: Evolución de CD frente a α para el álabe con perfil NACA 5503	71
Figura 5.31: Perfiles de $v\theta$ medidos en la dirección horizontal para diferentes perfiles NACA 5X03	73

Figura 5.32: Perfiles de $v\theta$ medidos en la dirección vertical para diferentes perfiles NACA 5X03	73
Figura 5.33: Perfiles de $v\theta$ medidos en la dirección horizontal para diferentes NACA503	74
Figura 5.34: Perfiles de $v\theta$ medidos en la dirección vertical para diferentes NACA503	74
Figura 5.35: Perfiles de $v\theta$ medidos en la dirección horizontal para varios α del álabe con NACA 5503	75
Figura 5.36: Perfiles de $v\theta$ medidos en la dirección vertical para varios α del álabe con NACA 5503	75
Figura 5.37: Resultados experimentales de Navarro (2017) para un álabe con geometría similar al NACA 5503	75
Figura 5.38: Perfiles de ωx para diferentes NACA5X03	76
Figura 5.39: Perfiles de ωx para diferentes NACA X503	76
Figura 5.40: Perfiles de ωx para varios α del NACA 5503	76
Figura 5.41: Evolución de Γ frente a la posición de la curvatura máxima a lo largo del perfil	77
Figura 5.42: Evolución del R_v frente a la posición de la curvatura máxima a lo largo del perfil	77
Figura 5.43: Evolución de Γ frente a la curvatura máxima del perfil del álabe	78
Figura 5.44: Evolución del R_v frente a la curvatura máxima del perfil del álabe	78
Figura 5.45: Evolución de Γ con α para el álabe con perfil NACA 5503	78
Figura 5.46: Evolución del R_v frente a α para el álabe con perfil NACA5503	79
Figura 5.47: Resultados experimentales de Γ (izquierda) y R_v (derecha) para un álabe con perfil similar al NACA 5503 (Navarro, 2017)	79
Figura 5.48: Evolución de η frente a la posición de la curvatura máxima a lo largo del perfil del álabe	81
Figura 5.49: Evolución de η frente a la curvatura máxima	82
Figura 5.50: Evolución de η frente a α para el álabe con perfil NACA 5503	82

Notación

α	Ángulo de ataque
γ	Constante adiabática de los gases
$\bar{\gamma}$	Tensor de velocidades de deformación
Γ	Circulación de la corriente
δ	Espesor de la capa límite
η	Eficiencia de la generación de vórtices
Λ	Alargamiento
μ	Viscosidad dinámica
π	Número π
ρ	Densidad
$\bar{\bar{\tau}}'$	Tensor de esfuerzos viscosos
$\bar{\bar{\tau}}'_v$	Tensor de esfuerzos viscosos para el flujo medio
$\bar{\bar{\tau}}_T$	Tensor de esfuerzos aparentes de Reynolds
φ	Ángulo formado por la vertical y un lateral de la placa
ω	Tasa de disipación específica de la turbulencia
$\vec{\omega}$	Vector vorticidad
ω_x	Componente x del vector vorticidad
a	Longitud del borde de ataque
b	Envergadura
c	Cuerda
C_D	Coefficiente de resistencia
C_{Di}	Coefficiente de resistencia inducida
C_L	Coefficiente de sustentación
D_H	Diámetro hidráulico

e	Factor de eficiencia de Oswald
$\bar{I}$	Matriz identidad
I_T	Intensidad turbulenta
$\vec{f}_m$	Vector de las fuerzas másicas
K	Grados Kelvin
K	Energía cinética turbulenta
$\vec{n}$	Vector normal
p	Presión
P	Presión media
R_v	Radio viscoso
R_g	Constante universal de los gases ideales
r	Coordenada radial
S	Superficie aerodinámica
T	Temperatura
U_∞	Velocidad de la corriente incidente
u_τ	Velocidad de fricción
$\vec{v}$	Vector velocidad
$\vec{v}'$	Vector de la fluctuación turbulenta de la velocidad
$\vec{V}$	Vector velocidad media
v	Módulo del vector velocidad
v_θ	Componente circunferencial de la velocidad
y^+	Distancia adimensional a la pared
Fr	Número de Froude
Pe	Número de Peclet
Pr	Número de Prandtl
Re	Número de Reynolds
St	Número de Strouhal
M_∞	Número de Mach de la corriente incidente
∇	Operador gradiente
$\nabla \cdot$	Operador divergencia
$\nabla \times$	Operador rotacional
∇^2	Operador laplaciano

$\tan$	Función tangente
$\sin$	Función seno
$\cos$	Función coseno
$<$	Menor
$>$	Mayor
$\leq$	Menor o igual
$\geq$	Mayor o igual
$\ll$	Mucho menor
$\gg$	Mucho mayor
$\langle x \rangle$	Media de x

1 INTRODUCCIÓN

El presente trabajo se encuentra dividido en cuatro partes claramente diferenciadas. En primer lugar, en este primer capítulo, se detalla la motivación de este estudio junto con una breve descripción de otros trabajos que se han desarrollado dentro del mismo marco de investigación. Todos estos estudios comparten el mismo objetivo, utilizar la generación de vórtices de punta de ala como base de dispositivos mezcladores altamente eficientes. A continuación, se desarrolla una aproximación teórica a la generación de vórtices y los resultados cualitativos que se esperan obtener. Asimismo, también se incluyen los conceptos generales que deben ser conocidos para comprender bien el estudio realizado. La tercera parte del trabajo, dividida en dos capítulos, se centra en las simulaciones. Concretamente, en la elección del volumen de control, tipo de malla y las características de la misma y el modelo de turbulencia. También se comenta las geometrías estudiadas y la forma en la que se miden las magnitudes más relevantes de este estudio y se compara con resultados experimentales preliminares con el objetivo de verificar que se ha configurado la simulación de una forma correcta. Por último, se presenta los resultados obtenidos así como una comparación con ensayos experimentales, las conclusiones a las que se ha llegado y las futuras líneas en las que se puede seguir investigando.

1.1 Motivación y objetivos

Este Trabajo de Fin de Máster forma parte de la investigación iniciada desde el Departamento de Mecánica de Fluidos de la Escuela Técnica Superior de Ingeniería de Sevilla con el objetivo de estudiar la intensidad de los vórtices generados por una superficie sustentadora y encontrar aquella geometría de álabe que genere los vórtices más intensos con la menor pérdida de carga posible. El propósito de esta investigación es poder desarrollar un dispositivo mezclador que sea capaz de cumplir su función minimizando el consumo de energía y la introducción de pérdida de carga. Dicho dispositivo haría uso del flujo rotacional generado por uno o varios álabes como consecuencia de la formación de vórtices de punta de álabe. Aquí es donde radica la importancia de este trabajo; el cuál estudia diversos parámetros geométricos de álabe, tanto de su forma en planta como de su perfil aerodinámico, con el fin de encontrar un diseño óptimo.

Por lo tanto, el objetivo del presente trabajo es caracterizar los vórtices de punta de ala generados por un álabe mediante simulaciones CFD. Principalmente se analizará cómo se comportan dichos vórtices ante variaciones del ángulo de flecha del borde de ataque, así como ante distintas curvaturas del álabe. Se estudiará tanto el caso de una placa plana como diversos perfiles aerodinámicos de la serie NACA de cuatro dígitos. Para el caso de los perfiles, se considerarán los efectos que pueda tener tanto la curvatura máxima del perfil como la posición de dicha curvatura máxima a lo largo de la cuerda. Fuera del alcance de este estudio queda analizar los efectos que pudieran tener la torsión de la superficie o la curvatura en dirección de la envergadura. Estos parámetros se dejan como futuras líneas de investigación para optimizar más aún el diseño. Adicionalmente, en este estudio se comparan los resultados de las simulaciones con resultados experimentales. Por lo tanto, las simulaciones deben

respetar la geometría, condiciones de contorno y configuración de dichos ensayos asimilándolas lo más posible al caso del mezclador real.

La idea que subyace de este trabajo es la de obtener la configuración del álabe que provoque unos vórtices más intensos pero sin introducir una pérdida de carga excesiva. Por este motivo, se tendrá en cuenta no solo la intensidad del torbellino generado, sino también la oposición al avance del fluido que ejerce el álabe. Esta pérdida de carga será representada mediante el coeficiente de resistencia aerodinámica del álabe ya que es la principal causa que provoca este freno al avance del fluido. Una vez obtenida la intensidad del vórtice y la resistencia del álabe, se definirá una eficiencia del vórtice, teniendo en cuenta ambas magnitudes, para poder identificar aquellas configuraciones que sean óptimas.

Las simulaciones CFD de este trabajo son llevadas a cabo mediante el software de simulación ANSYS Fluent. Es importante tener en cuenta que las versiones académicas de este software suelen limitar el número de celdas a unas 500000. Debido a que el objetivo es caracterizar los vórtices con la suficiente precisión como para obtener resultados cuantitativos comparables a los ensayos reales, es imprescindible utilizar un número de celdas mucho mayor. Como más tarde se explicará el volumen de control de la simulación es bastante grande pues ha de ser similar al canal en el que se han medido los datos experimentales del mezclador. Asimismo, los núcleos viscosos de los vórtices son muy pequeños. Estos dos factores desembocan en la utilización de mallas con un número de celdas bastante superior a las limitadas por las versiones académicas de ANSYS. Por este motivo, se ha hecho uso de la versión 15.0 completa, sin limitaciones académicas. El acceso a dicha versión del software ha sido mediante un clúster del Departamento de Mecánica de Fluidos. De esta forma no sólo se permite manejar un mayor número de celdas sino con una velocidad de simulación mayor, ya que de otro modo los tiempos de simulación en un equipo convencional hubieran sido prohibitivos para la precisión deseada.

1.1.1 Aplicaciones

El principal objetivo de este estudio es el diseño de un mezclador de vórtices lo más eficiente posible. Sin embargo, no es el único tipo de mezcladores que existen. El mezclado de fluidos es un proceso común en la mayoría de las actividades industriales hoy en día. Además, no sólo se utilizan elementos mezcladores para combinar fluidos de una forma homogénea, también suele tener importancia el imponer un perfil de velocidades determinado al campo fluido mediante agitadores. Por este motivo es de gran importancia conseguir que las características de la mezcla sean las adecuadas y para ello, existen una gran variedad de estos dispositivos que se basan en distintos principios en función de los requisitos necesarios. En Navarro (2017) se hace un repaso bastante detallado de los tipos de mezcladores y agitadores más utilizados que se pueden resumir en la siguiente clasificación:

- Mezclador estático: se trata de un dispositivo confinado en una carcasa, tubería o canal. Al pasar el fluido a través del mezclador estático se provoca que el fluido adquiera un perfil de velocidades deseado favoreciendo el mezclado, la dispersión y homogeneización del mismo. Un ejemplo de este tipo de mezcladores puede verse en la Figura 1.1. Como se puede apreciar, hay muchos obstáculos que redireccionan el flujo lo cual puede producir una pérdida de carga excesiva en algunas aplicaciones.

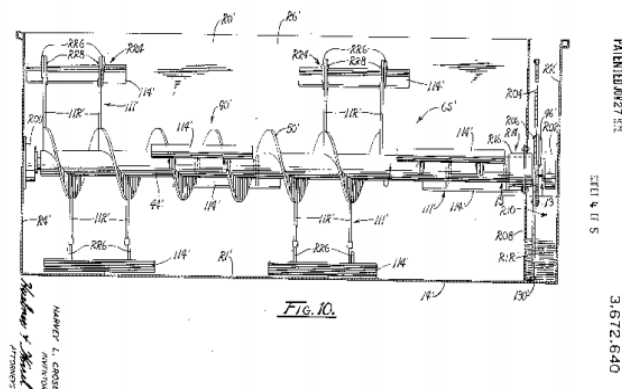


Figura 1.1: Ejemplo de diseño de un mezclador estático de la empresa PRIMIX

- Mezclador de paletas: en esta ocasión, el mezclador está constituido por una serie de paletas orientadas de forma vertical, horizontal u oblicua unidas a un eje que también puede estar orientado de cualquiera de las tres formas. Al hacer girar el eje dentro del recipiente, las paletas mueven el fluido favoreciendo la mezcla. Una de las principales características de este tipo de dispositivo es la necesidad de aportar energía para mover las paletas. Un ejemplo de este tipo de mezcladores se ve en la Figura 1.2 a) diseñado por la empresa Orbmix.
- Mezclado por malla: su funcionamiento se basa en hacer pasar el fluido de régimen laminar a régimen turbulento. En régimen turbulento el fluido tiene una gran capacidad de mezcla. Sin embargo, este tipo de flujo también se caracteriza por una notable pérdida de carga. Este método de mezclado suele utilizarse en conductos o canales.
- Tornillo de Arquímedes: aunque este tipo de elementos suelen utilizarse para la elevación de agua o distintos materiales como el grano, frutos o tierra, también hay mezcladores que utilizan este dispositivo como fundamento para el mezclado. Uno de estos sistemas es el de Harvey L. Crose (Patente US3672640, 1972) mostrado en la Figura 1.2 b)



a)



b)

Figura 1.2: Ejemplo de mezcladores de paletas a) y mediante tornillo de Arquímedes (Patente US3672640, 1972) b)

- **Generación de vórtices:** en este caso se aprovecha la energía rotatoria característica de los vórtices para mezclar los fluidos. No sólo se consigue la mezcla debida al movimiento que induce el torbellino, sino también generando un régimen turbulento que facilite el mezclado. Dentro de este tipo de mezcladores encontramos que pueden ser estáticos como el que se propone en este estudio o dinámicos como el desarrollado por Anil Yadav, Jianwen Li, Calvin K. Koch y Rahul Mital (Patente US2018/078912, 2018) cuyo esquema se muestra en la Figura 1.3. Los generadores de vórtices estáticos aprovechan las propiedades de las superficies sustentadoras para generar los vórtices, minimizando la pérdida de carga y la energía suministrada. Por otro lado, los generadores de vórtices dinámicos se basan en unas aspas con simetría radial que se hacen girar para crear un torbellino.

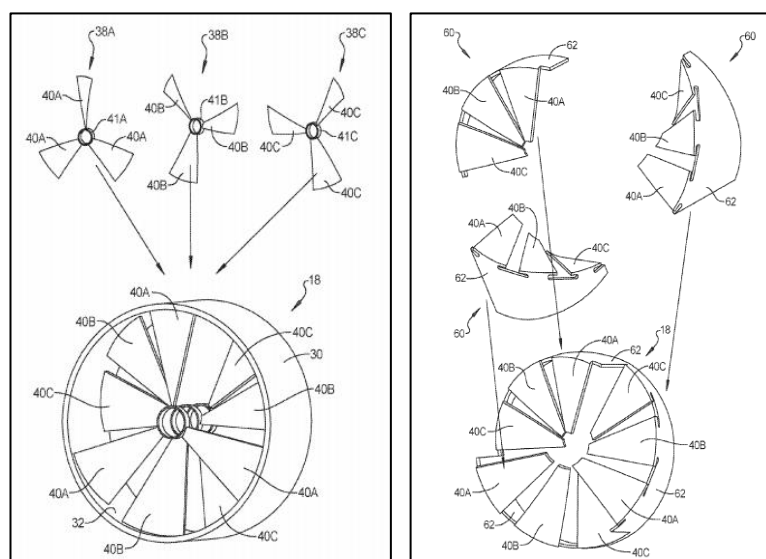


Figura 1.3: Diseño de un mezclador mediante generación de vórtices (Patente US2018/078912, 2018)

Como ya se ha comentado, el dispositivo mezclador que se viene desarrollando se encuentra en la categoría de generador de vórtices y aunque puede tener diversas finalidades, en este caso está muy orientado al cultivo de microalgas. El movimiento de las microalgas y el fluido en el que se cultivan es de vital importancia para el crecimiento de las mismas. Con estos movimientos se favorece la absorción homogénea de luz y nutrientes por parte del cultivo, aumentando de esta forma la eficiencia del proceso. Esto se debe a que en los receptáculos en los que las microalgas son cultivadas, ya sea en sistemas de cultivo cerrados como los fotobiorreactores o en sistemas de cultivo abierto (ambos tipos mostrados en la Figura 1.4), la luz se atenúa con la profundidad. Por lo tanto, un movimiento rotacional y turbulento del medio de cultivo ayudaría a que las microalgas reciban cantidades homogéneas de luz y a un mayor mezclado de los nutrientes. (Rodríguez, 2016; Grobbelaar, 2013).



Figura 1.4: Ejemplos de fotobiorreactores tubular (izquierda), panel (medio) y cultivo abierto (derecha) (Salinas, 2016)

Otra de las posibles aplicaciones del diseño que se está estudiando podría ser la generación de un flujo adecuado para reacciones de combustión. No sólo como mezclador de combustible y oxidante, sino también como estabilizador de llama. Este tipo de flujo turbillónoso es muy típico en las cámaras de combustión de los motores a reacción de aeronaves. El proceso se basa en hacer pasar la mezcla de combustible y aire por un generador de vórtices. Este flujo circula a través de un conducto que se ensancha súbitamente coincidiendo con la ignición de la llama. De esta forma, se generan unos vórtices toroidales como los descritos en la Figura 1.5. (Hedman et al, 2002; Mattingly, 1996).

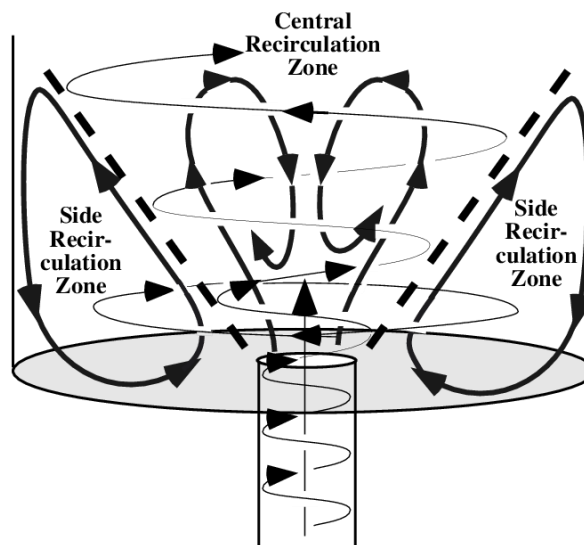


Figura 1.5: Esquema de la combustión estabilizada mediante torbellinos (Hedman et al, 2002)

Adicionalmente, una de las aplicaciones casi inmediatas de los estudios realizados es el diseño de generadores de vórtices en las alas de las aeronaves. Estos generadores de vórtices se suelen colocar en el extradós de las alas con flecha. Se suelen colocar en filas y orientados en la dirección del fluido con un ligero ángulo relativo como puede verse en la fotografía de un Gloster Javelin (extraída de la página web de Damien Burke, *thunder and lightnings*) de la Figura 1.6. Estos generadores de vórtices se añaden en las alas para mantener el flujo estable en la zona del borde de salida y en las superficies de control. Su finalidad es intentar retrasar la entrada en pérdida todo lo posible. Al crear pequeños vórtices, el flujo de la corriente libre, que se encuentra fuera de la capa límite, se mezcla con la capa límite. De esta forma se aporta velocidad al flujo más lento que está pegado a la pared, permitiendo

que soporte mejor el gradiente adverso de presiones. Por lo tanto, se evita el desprendimiento de la corriente y por consiguiente, la entrada en pérdida haciendo la operación de la aeronave más segura y mejorando la controlabilidad.



Figura 1.6: Generadores de vórtices sobre el ala de un Gloster Javelin (fotografía extraída de <http://www.thunder-and-lightnings.co.uk>)

1.2 Estado de la investigación

Con anterioridad a este trabajo se han realizado, desde el Departamento de Mecánica de Fluidos de la Escuela Técnica Superior de Ingeniería de Sevilla algunos estudios, tanto experimentales como numéricos, sobre la optimización del álabe que compone el mezclador propuesto. Se han analizado diversas formas en planta así como configuraciones con curvaturas, ángulo de ataque y bordes diferentes. Para poder entender los nuevos aspectos que se tratan en este documento es indispensable conocer las conclusiones a las que se llegaron en dichos estudios (Campillejo, 2016; Navarro, 2017; Jiménez, 2018).

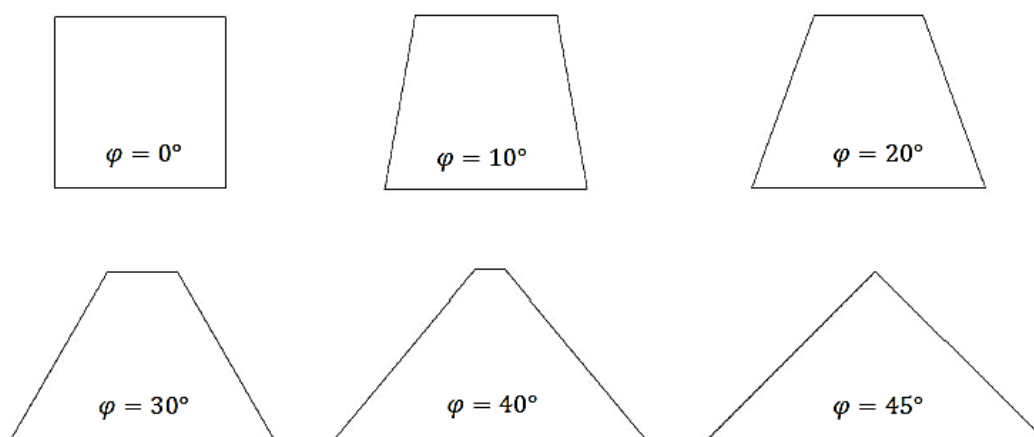


Figura 1.7: Formas en planta estudiadas en el trabajo de Campillejo (2016)

La investigación se inició con el estudio numérico, mediante simulaciones CFD, de la influencia del ángulo de ataque y de la forma en planta de una placa plana en la intensidad de los vórtices y la resistencia aerodinámica generada. (Campillejo, 2016). Concretamente, en lo referente a la forma en planta se examinaron geometrías con superficie constante que iban desde una placa cuadrada hasta un ala delta pasando por diversos trapecios isósceles como se muestra en la Figura 1.7. En cuanto a las condiciones en las que se simuló la generación de vórtices, es notorio destacar que se intentaron

asemejar a una corriente libre. Es decir, no se simuló el álabe en un canal y fijado a una de las paredes como estaría en el mezclador, sino libre en el medio fluido. También hay que aclarar que se utilizó aire como fluido para la simulación en lugar del agua que es el empleado en los ensayos experimentales y posteriores estudios. Las conclusiones de este trabajo fueron que existiría un óptimo en cuanto a la eficiencia de los vórtices, calculada teniendo en cuenta la circulación de corriente generada por los vórtices y el coeficiente de resistencia del álabe como se verá más adelante en el documento, para ángulos de ataque comprendidos entre 2° y 5° . Además, se pudo comprobar como la intensidad de los vórtices era prácticamente lineal con el ángulo de ataque. También se concluyó que aunque las geometrías más cercanas al ala delta generan vórtices más intensos estos generan también mayor resistencia siendo más eficientes configuraciones próximas a la placa cuadrada.

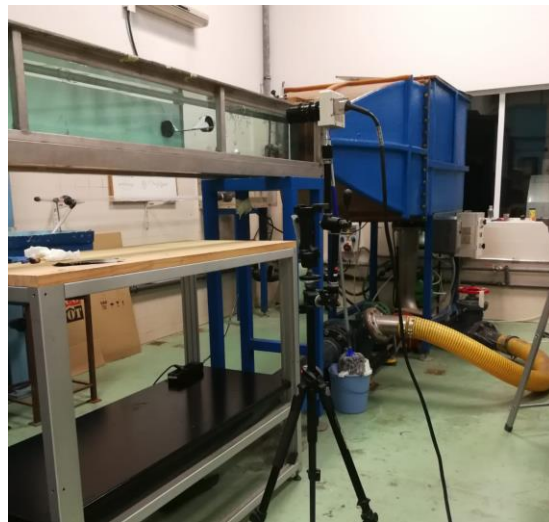


Figura 1.8: Montaje experimental del canal hidráulico de Navarro (2017) y Jiménez (2018)

En el trabajo de Navarro (2017) se ensayaron tres tipos distintos de álabes, manteniendo la superficie constante, para varias velocidades del flujo incidente y se corroboró la dependencia lineal de la intensidad de los vórtices con el ángulo de ataque. En este caso, los ensayos fueron con agua y en el canal que se muestra en la Figura 1.8, intentado asemejar lo máximo posible el ensayo a la operación normal de un mezclador. Los tres tipos de álabe que se ensayaron fueron una placa plana (Figura 1.9 a)), un álabe con curvatura semejante a un NACA 5503 (Figura 1.9 b)) y la misma placa del caso anterior pero con el borde marginal recreado (Figura 1.9 c)). De esta forma se concluyó que la intensidad de los vórtices aumenta con la curvatura y aunque las velocidades no aumentaron al añadir la terminación cilíndrica en el borde marginal de la placa si se obtuvo un incremento del radio viscoso del vórtice. Por último, es destacable que en este estudio se introdujo una nueva forma de caracterizar los vórtices. Mientras que en Campillejo (2016) se caracterizó el vórtice mediante el modelo de Rankine y tomando dos medidas puntuales, en Navarro (2017) se muestran diferentes modelos de vórtices y se caracteriza el vórtice mediante el ajuste de los puntos del perfil de velocidades obtenidos experimentalmente mediante el modelo de Burnham-Hallock (Burnham & Hallock, 1982).

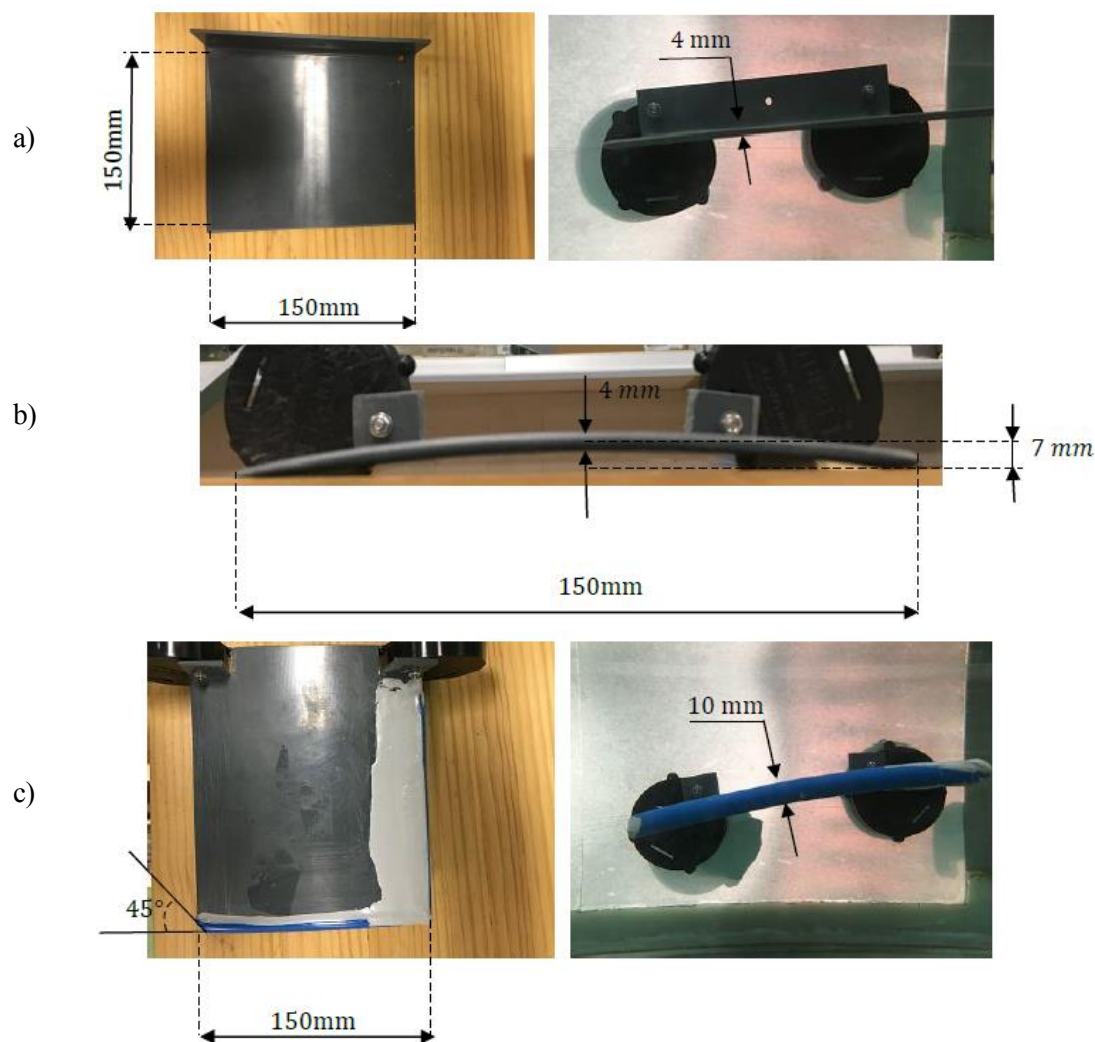


Figura 1.9: Álabes ensayados en Navarro (2017): placa plana a), álabe similar a NACA 5503 b) y bordes recrecidos c)

En el caso de Jiménez (2018), se ensayaron otras geometrías en el mismo túnel mostrado en la Figura 1.8. Este estudio fundamentalmente se centró en la influencia de la flecha y la curvatura en la generación de vórtices. También se estudiaron otros factores como el ángulo de ataque, la velocidad de la corriente, la curvatura o el estrechamiento. Los tipos de álabe estudiados en este se corresponden a una placa plana con flecha positiva (Figura 1.10 a)), una placa plana con flecha negativa (Figura 1.10 b)), un álabe con curvatura y flecha negativa (Figura 1.10 c)) y finalmente una placa plana con poco alargamiento (Figura 1.10 d)). A partir de estos experimentos se concluyó que tanto la curvatura como el aumento de la cuerda en el borde marginal tienen efectos positivos en la generación de vórtices más intensos. Además se concluyó que la placa con pequeño alargamiento resulta prácticamente ineficaz a la hora de generar vórtices intensos.

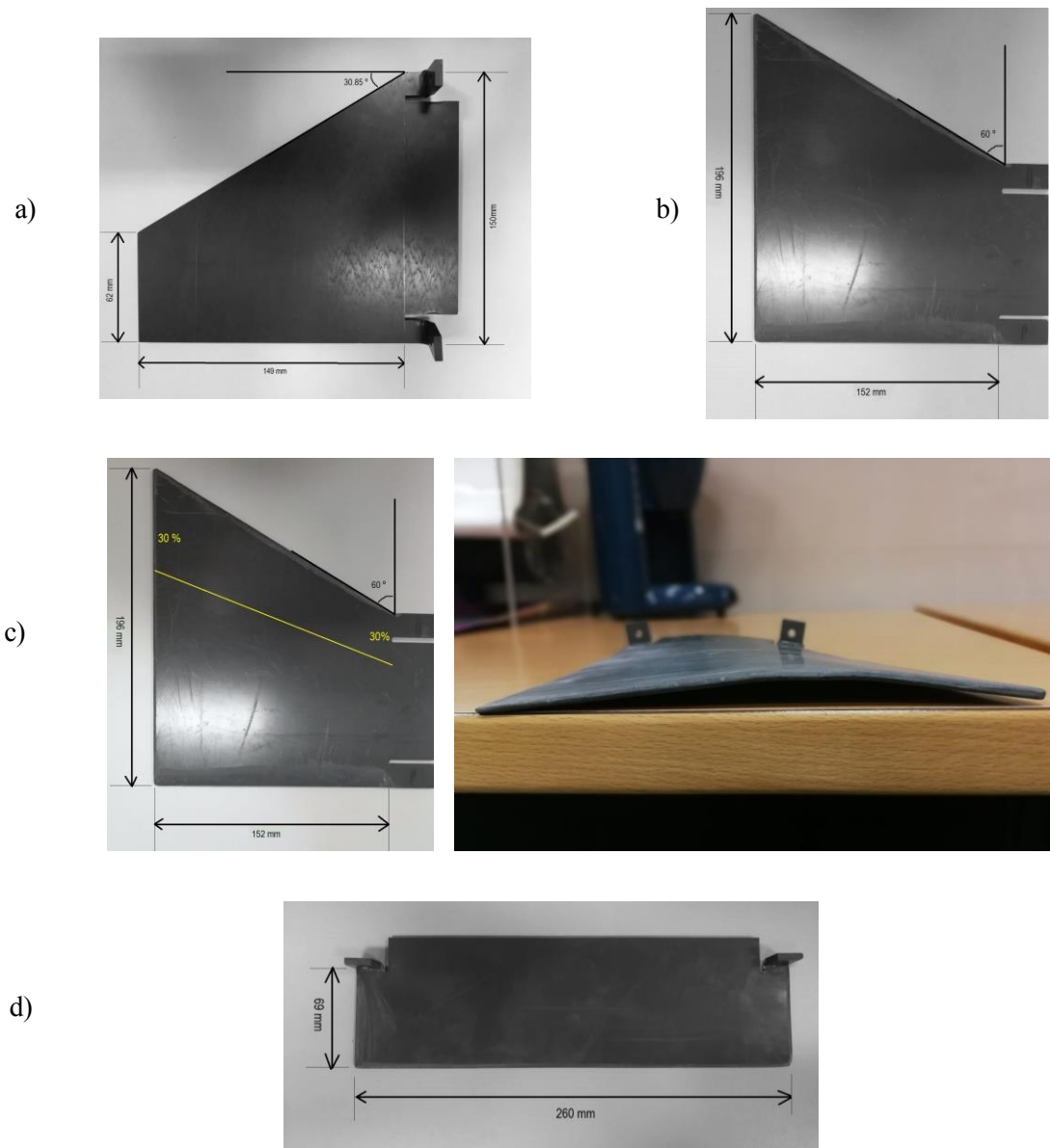


Figura 1.10: *Álabes ensayados en Jiménez (2018): flecha positiva a), flecha negativa b), flecha negativa con curvatura c) y poco alargamiento d)*

2 FLUJO EN VÓRTICES

Con el objetivo de entender con más profundidad cómo se comportan los vórtices y cuáles son sus características, en este capítulo se desarrolla una aproximación teórica a la formación y caracterización de los vórtices generados por una superficie sustentadora.

2.1 Introducción a los vórtices

Los vórtices son flujos rotatorios turbulentos que giran en torno a un eje. A su vez, los vórtices se propagan generalmente en la dirección de dicho eje dando lugar a trayectorias helicoidales. Este tipo de flujo suele presentarse en la naturaleza en no pocas situaciones.

Claros ejemplos de estos sucesos son los fenómenos meteorológicos como torbellinos, huracanes y mangas de aguas que se forman al arremolinarse el viento en presencia de una gran tempestad. Otra manifestación habitual son los llamados vórtices de von Kármán que pueden apreciarse cuando extensas acumulaciones nubosas pasan por islas o montañas o en la forma de ondear de las banderas. Esta calle de vórtices se forma cuando un fluido a suficiente velocidad incide sobre un obstáculo haciendo que la capa límite se desprenda y generando vórtices que se extienden aguas abajo. (Houghton et al, 2013).



Figura 2.1: Tornado sobre un pueblo de Oklahoma. (Autor: Mike Olbiviski, 9 de mayo de 2016)

Dejando de lado la meteorología, estos flujos aparecen también en aplicaciones ingenieriles como instalaciones hidráulica donde hay sumideros, los mezcladores utilizados en reactores químicos o procesos de combustión ya comentados, alerones de automóviles, separadores ciclónicos o en los extremos de las alas de los aviones. Siendo estos últimos los que cobran un gran interés en este documento y en los que nos vamos a centrar a continuación.

2.2 Vórtices de punta de ala

En el movimiento de fluidos alrededor de superficies sustentadoras surgen diferencias entre los casos en los que se considera un ala de envergadura infinita, lo que sería el estudio de perfiles aerodinámicos en flujos bidimensionales, y el caso de alas finitas. El hecho de que el ala sea finita dota de tridimensionalidad al flujo haciendo que el problema se complique. La existencia de este borde marginal en un ala provoca que el fluido tenga una forma de pasar del intradós al extradós donde la presión es menor. Este rebordeo del borde marginal desde la zona con mayor presión a la zona con menor presión es lo que provoca la formación de los vórtices de punta de ala que se extienden aguas abajo.

Por tanto, la generación de los vórtices de punta de ala es debida a la diferencia de presiones entre intradós y extradós. Esa diferencia de presiones es la misma que origina la fuerza sustentadora que utilizan las aeronaves para contrarrestar el peso y mantenerse en el aire. Así pues, un ala genera vórtices por el mero hecho de sustentar. Por lo tanto es razonable admitir que las alas que sustenten más, tendrán una mayor diferencia de presiones entre intradós y extradós y generarán vórtices más intensos.

No obstante, este aumento de intensidad de los vórtices generados, que es positiva para el propósito del estudio elaborado en este documento, tiene también una contrapartida. Debido a la rotación del fluido de los vórtices desde el intradós hacia el extradós, se induce una velocidad descendente en el ala. La velocidad descendente inducida tiene como consecuencia una reducción del ángulo de ataque efectivo según la ecuación (1.1), aumentando la resistencia aerodinámica del ala y disminuyendo su sustentación.

$$\alpha_{ef} = \alpha - \text{atan}\left(\frac{w}{U_{\infty}}\right) \approx \alpha - \frac{w}{U_{\infty}} \quad (2.1)$$

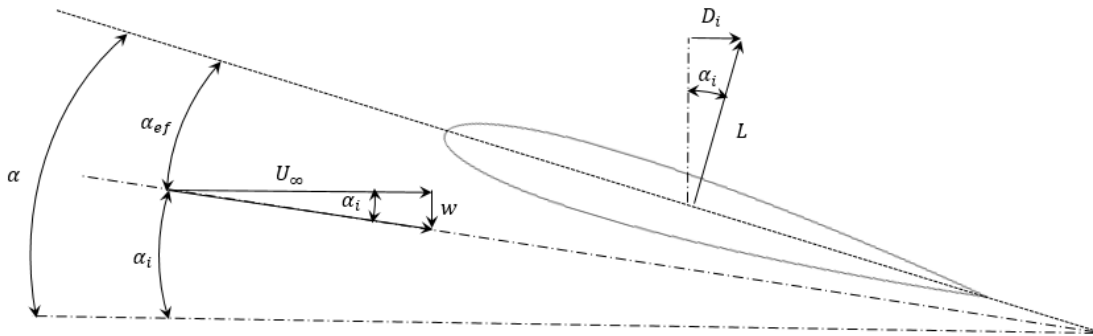


Figura 2.2: Efecto del ángulo de ataque inducido

Esta resistencia inducida contribuye en gran medida a la resistencia total de una aeronave aumentando sustancialmente el consumo de combustible. Además, como los vórtices generados se extienden aguas abajo durante bastante distancia antes de disiparse, los vórtices pueden suponer un riesgo para las aeronaves que los atraviesen puesto que el perfil de velocidades incidentes no es uniforme. De hecho, uno de los factores más limitantes en la capacidad de los aeropuertos es debido a la separación que hay que dejar entre aterrizajes o despegues sucesivos para que se disipen los vórtices generados por el avión anterior. Para reducir el efecto de los vórtices de punta de ala se suelen implementar unas superficies llamadas *winglets* en los bordes marginales el ala. Su función principal es dificultar la formación de vórtices de punta de ala al tratarse de una barrera entre intradós y extradós obstaculizando

el rebordeo del borde marginal de ala. Hay una gran variedad de diseños y están evolucionando cada vez más. Incluso hay algunas soluciones de diseño como la de Christian Breitsamter y Alexander Allen (Patente US2010/0006706, 2010) en las que los winglets están dotados de superficies de control utilizadas para acelerar la disipación de los vórtices, permitiendo a los aviones volar más juntos. Aunque estas superficies disminuyen considerablemente la resistencia inducida lo hace a costa de reducir la intensidad de los vórtices por lo que no son aplicables en el álabé estudiado en este trabajo.

Para el estudio analítico de este tipo de flujos tridimensionales sobre alas finitas se hace uso de la teoría del ala larga de Prandtl. Esta teoría está basada en la aerodinámica potencial linealizada de perfiles, que se explicará más adelante, y en la hipótesis de que el alargamiento del ala, definido en la ecuación (2.2) donde b es la distancia, denominada envergadura, entre los extremos del ala y S la superficie en planta del ala, sea mucho mayor que la unidad ($\Lambda \gg 1$). Aunque esta hipótesis no se cumple en los perfiles analizados en este trabajo, es importante destacar que esta teoría ofrece un resultado analítico que relaciona el coeficiente de resistencia inducida C_{Di} con el coeficiente de sustentación del ala C_L a través de Λ y un coeficiente $e \leq 1$, llamado coeficiente de eficiencia de Oswald, como se muestra en la ecuación (2.3). Este coeficiente es una forma de medir la similitud entre la forma en planta del ala y el ala elíptica, ya que ésta última es la forma en planta que minimiza la resistencia inducida con un valor $e = 1$. (Gordillo & Riboux, 2012)

$$\Lambda = \frac{b^2}{S} \quad (2.2)$$

$$C_{Di} = \frac{C_L^2}{\pi \Lambda e} \quad (2.3)$$

Aunque las alas elípticas son las que tienen una menor resistencia inducida, difícilmente se ven aeronaves comerciales con este tipo de ala. La razón reside en la dificultad y el coste de fabricación. Por tanto, para aeronaves en las que no es necesario incorporar flecha, se suele tender hacia alas hexagonales que son más económicas en cuanto a fabricación y se asemejan razonablemente al ala elíptica.

A pesar de que la hipótesis de ala larga con la que se obtiene el resultado de (2.3) no se cumple para el álabé utilizado en el mezclador propuesto, cabría esperar que configuraciones con mayores similitudes a un ala elíptica sean más eficientes. Este aspecto será analizado una vez se obtengan los resultados de las simulaciones.

2.3 Aerodinámica potencial

A continuación se va a describir como a partir de las ecuaciones de Navier-Stokes se puede llegar a describir el campo de velocidades en torno a un perfil aerodinámico. Para ello se introducirán las simplificaciones e hipótesis de las que hace uso la aerodinámica potencial linealizada de perfiles. (Gordillo & Riboux, 2012; Barrero & Pérez-Saborid, 2005).

2.3.1 Ecuaciones de Navier-Stokes y simplificaciones

Las ecuaciones de Navier-Stokes son las ecuaciones generales, en forma diferencial, que rigen los movimientos fluidos. Estas ecuaciones se obtienen a partir de la aplicación de los principios de

conservación de la masa, cantidad de movimiento y energía, obteniendo una ecuación para cada uno de los principios. Las ecuaciones de Navier-Stokes, mostradas a continuación, aplicadas a un volumen fluido y junto con las correspondientes condiciones iniciales y condiciones de contorno permiten obtener los campos de densidad ρ , velocidad $\vec{v}$, presión p y temperatura T .

- Ecuación de continuidad o de conservación de la masa:

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho \vec{v}) = 0 \quad (2.4)$$

- Ecuación de cantidad de movimiento:

$$\rho \frac{\partial \vec{v}}{\partial t} + \rho \vec{v} \cdot \nabla \vec{v} = -\nabla p + \nabla \cdot \bar{\bar{\tau}} + \rho \vec{f}_m \quad (2.5)$$

Donde $\vec{f}_m$ denota el vector de las fuerzas másicas y $\bar{\bar{\tau}}$ el tensor de esfuerzos viscosos que, para un fluido Newtoniano se define mediante la ley de Navier-Poisson según la expresión (2.6) a partir de los coeficientes de viscosidad μ y de viscosidad volumétrica μ_v , la matriz identidad $\bar{\bar{I}}$ y el tensor de velocidades de deformación $\bar{\bar{\gamma}}$ definido en (2.7)

$$\bar{\bar{\tau}} = 2\mu\bar{\bar{\gamma}} + \bar{\bar{I}}\left(\mu_v - \frac{2}{3}\mu\right)\nabla \cdot \vec{v} \quad (2.6)$$

$$\bar{\bar{\gamma}} = \frac{1}{2}(\nabla \vec{v} + (\nabla \vec{v})^T) \quad (2.7)$$

- Ecuación de la energía:

$$\rho \frac{\partial e}{\partial t} + \rho \vec{v} \cdot \nabla e = -p\nabla \cdot \vec{v} + \bar{\bar{\tau}} : \nabla \vec{v} + Q_r + Q_q + \nabla \cdot (k\nabla T) \quad (2.8)$$

Donde e denota la energía interna del fluido, k es la conductividad térmica del mismo, Q_r y Q_q son las potencias caloríficas externas que recibe el fluido por radiación y por reacción química respectivamente. Finalmente, el término $\bar{\bar{\tau}} : \nabla \vec{v}$ representa la disipación de energía cinética interna del fluido.

Este sistema de ecuaciones en derivadas parciales no es posible de resolver analíticamente para la mayoría de los casos. Por esta razón se introducen las siguientes simplificaciones:

- Fuerzas másicas despreciables. El número adimensional de Froude Fr , definido en la ecuación (2.9) relaciona el efecto de las fuerzas de inercia y de las fuerzas másicas. Para la mayor parte de las situaciones de interés $Fr \ll 1$, siendo despreciable el término de fuerzas másicas de la ecuación de cantidad de movimiento frente al término de aceleración convectiva.

$$Fr = \frac{U_\infty^2}{gc} \quad (2.9)$$

- Término viscoso de la ecuación de cantidad de movimiento despreciable. El número adimensional de Reynolds, definido en la ecuación (2.10) relaciona la importancia relativa entre el término de aceleración convectiva y el viscoso. Para la viscosidad y densidades típicas

del aire y velocidades y dimensiones de las aeronaves se obtiene $Re \gg 1$. Por tanto, se puede despreciar el término viscoso en zonas alejadas de la pared del perfil. Para la zona de la capa límite esta hipótesis no es correcta puesto que es este término el que se encarga de cumplir la condición de contorno de no deslizamiento entre el fluido y el sólido.

$$Re = \frac{\rho U_{\infty} c}{\mu} \quad (2.10)$$

- Términos de potencia calorífica exterior aportada por radiación, por reacción química y conducción entre partículas fluidas despreciables. Este último término se puede despreciar puesto que lejos de la zona viscosa el número de Peclet es tal que $Pe = RePr \gg 1$. Siendo el número de Prandtl el que se indica que la ecuación (2.11).

$$Pr = \frac{\mu c_p}{k} \sim 1 \quad (2.11)$$

- Flujo incompresible ($\rho = cte$). Para considerar los efectos de compresibilidad despreciable es necesario que el número de Mach definido en la ecuación (2.12) sea tal que $M_{\infty}^2 \ll 1$.

$$M_{\infty} = \frac{U_{\infty}}{a_{\infty}} = \frac{U_{\infty}}{\sqrt{\gamma R_g T}} \quad (2.12)$$

Después de aplicar las anteriores simplificaciones las ecuaciones de Navier-Stokes aplicadas a la zona exterior de la capa límite y la estela quedan de la siguiente forma:

$$\nabla \cdot \vec{v} = 0 \quad (2.13)$$

$$\rho \frac{\partial \vec{v}}{\partial t} + \rho \vec{v} \cdot \nabla \vec{v} = -\nabla p \quad (2.14)$$

$$\frac{p}{\rho^{\gamma}} = \frac{p_{\infty}}{\rho_{\infty}^{\gamma}} \quad (2.15)$$

2.3.2 Definición de vorticidad y potencial de velocidades

Es necesario ahora introducir el concepto de vorticidad que permite demostrar que el campo de velocidades en la zona exterior de la capa límite y de la estela deriva de un potencial. Esto último permite simplificar más aún el problema dado por las ecuaciones (2.13)-(2.15).

El vector vorticidad definido como el rotacional de la velocidad ($\vec{\omega} = \nabla \times \vec{v}$) está relacionado con la velocidad angular a la que giran las partículas fluidas por lo también tendrá mucha importancia en la definición de los vórtices.

Tomando rotacional a ambos lados en la ecuación (2.14) y teniendo en cuenta algunas propiedades del operador rotacional se puede llegar a la expresión (2.16). Esta ecuación expresa la variación del vector vorticidad en un sistema de referencia ligado a una partícula fluida. Además, si el campo fluido lejos del perfil es suficientemente uniforme de forma que la vorticidad del mismo sea cero, según la ecuación (2.16) el vector vorticidad de las partículas no se modificaría por lo que seguiría siendo cero. Por tanto, puesto que $\vec{\omega} = \nabla \times \vec{v} = 0$ en las regiones en las que los efectos viscosos son despreciables, se puede llegar a la conclusión de en esas regiones el campo de velocidades proviene de un gradiente ($\vec{v} = \nabla \phi$)

donde ϕ es una función escalar denominada potencial de velocidades. Esta propiedad del campo fluido es, además, la que da nombre a la aerodinámica potencial y en la que se basan todos los resultados de la misma.

$$\frac{\partial \vec{\omega}}{\partial t} + \vec{v} \cdot \nabla \vec{\omega} = \vec{\omega} \cdot \nabla \vec{v} \quad (2.16)$$

Al introducir este potencial de velocidades en la ecuación (2.13) se llega finalmente a la ecuación de Laplace, $\nabla^2 \phi = 0$. Si además se añade la hipótesis de flujo cuasi-estacionario el problema se puede formular como en el sistema de ecuaciones (2.18) donde se han añadido las condiciones de contorno de impenetrabilidad en la superficie del perfil Σ_s , de uniformidad del capo fluido lejos del obstáculo y la condición de Kutta-Joukowski según la cual el fluido no rebordea el borde de salida. Para que un flujo pueda considerar cuasi-estacionario el número adimensional de Strouhal, definido en (2.17) a partir de una distancia L característica, un tiempo t_0 característico y la velocidad de la corriente; debe ser tal que $St \ll 1$. Este número relaciona el tiempo que tarda un fluido en experimentar cambios con respecto a su velocidad media, pudiendo considerad al fluido como estacionario si se cumple la condición $St \ll 1$

$$St = \frac{L}{t_0 U_\infty} \quad (2.17)$$

$$\begin{aligned} \nabla^2 \phi &= 0 \\ \text{Para } |x| \rightarrow \infty, \quad \nabla \phi &\rightarrow U_\infty \\ \text{Para } x \in \Sigma_s, \quad \vec{n} \cdot \nabla \phi &= 0 \\ &+ \text{Condición de Kutta-Joukowski} \end{aligned} \quad (2.18)$$

2.3.3 Solución elemental de torbellino y aplicación a la aerodinámica potencial

La ecuación de Laplace tiene multitud de soluciones. Sin embargo, una de las más importantes es la solución de torbellino dada por la siguiente expresión:

$$\phi = \frac{\Gamma}{2\pi} \theta \quad (2.19)$$

Donde θ es la coordenada angular y Γ es la circulación de la velocidad $\vec{v}$ a lo largo de un camino C que encierra el origen del torbellino y recorrido en el sentido contrario a las agujas del reloj.

$$\Gamma = \oint_C \vec{v} \cdot d\vec{l} \quad (2.19)$$

Como el campo de velocidades viene dado por el gradiente del potencial de velocidades, se obtiene un campo de velocidades dado por la ecuación (2.20). Este campo de velocidades no tiene componente radial, sino que solamente hay velocidad tangencial la cual depende de la distancia al origen del torbellino r .

$$\vec{v} = \frac{\Gamma}{2\pi r} \vec{e}_\theta \quad (2.20)$$

Esta solución elemental es fundamental para resolver el problema de la aerodinámica potencial de perfiles. Para ello es necesario introducir algunas hipótesis y simplificaciones adicionales al sistema descrito en (2.18). Estas simplificaciones se basan tanto en la esbeltez de los perfiles aerodinámicos ($z_p/c = \bar{z}_c + \bar{z}_{e,i} \ll 1$) como en el pequeño ángulo de ataque $\alpha \ll 1$ que suelen tener los perfiles.

$$\phi = U_\infty \cos(\alpha)x + U_\infty \sin(\alpha)z + \phi' \quad (2.21)$$

Además, el potencial de velocidades puede descomponerse en una suma de potenciales como en (2.21) donde ϕ' es el potencial de velocidades de la corriente perturbada. Aplicando las simplificaciones de esbeltez del perfil, de pequeño ángulo de ataque y linealizando se llega al sistema definido en (2.22).

$$\begin{aligned} \nabla^2 \phi' &= 0 \\ \text{Para } |x| \rightarrow \infty, \quad \nabla \phi' &= 0 \\ \text{Para } (x, y) \in \text{Forma en plante del ala}, \quad \frac{1}{U_\infty} \frac{\partial \phi'}{\partial z}(x, y, 0^\pm) &= -\alpha + \frac{\partial z_c}{\partial x} + \frac{\partial z_{e,i}}{\partial x} \\ \text{Para } (x, y) \in \text{Forma en plante de la estela}, \quad \frac{\partial \phi'}{\partial z}(x, y, 0^+) &= \frac{\partial \phi'}{\partial z}(x, y, 0^-) \\ \frac{\partial \phi'}{\partial x}(x, y, 0^+) &= \frac{\partial \phi'}{\partial x}(x, y, 0^-) \end{aligned} \quad (2.22)$$

Usualmente este sistema se divide en un problema de espesor y un problema de curvatura. El problema de espesor, al ser simétrico, no genera sustentación por lo que suele tener más importancia el problema de curvatura o problema sustentador. Este último caso tiene como solución un campo de velocidades proveniente de la superposición de torbellinos puntuales como los descritos anteriormente de una intensidad tal que cumplan con las condiciones de contorno.

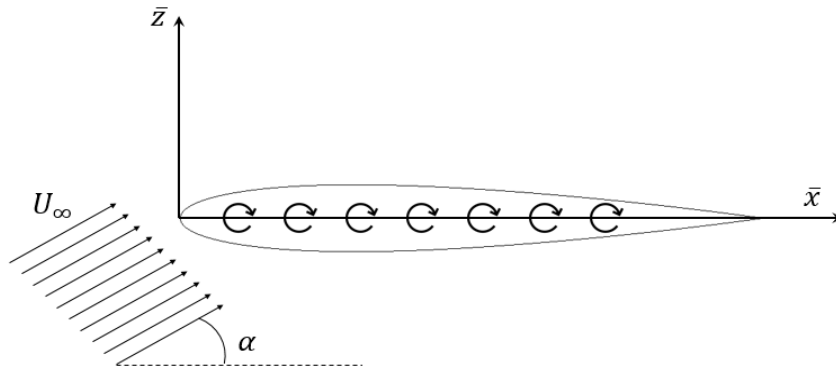


Figura 2.3: Esquema del problema sustentador

Finalmente, para calcular la sustentación del perfil no habría más que utilizar la fórmula de Kutta (2.23), siendo Γ esta vez la circulación de la velocidad sobre un camino C que encierre a todo el perfil.

$$l = \rho U_\infty \Gamma \quad (2.23)$$

2.4 Modelos de vórtices

Aunque la aerodinámica potencial ofrece un primer modelo de vórtice mediante la solución elemental de torbellino puntual a la ecuación de Laplace, el campo de velocidades descrito por esa solución, en la ecuación (2.20), no se corresponde con la realidad experimental. Según dicha expresión, cuando la distancia al eje del vórtice es muy pequeña se obtienen velocidades tangenciales v_θ muy altas llegando a una singularidad en el eje del vórtice. Sin embargo, en la realidad, el campo de velocidades en el núcleo del vórtice deja de ser potencial y está dominado por efectos viscosos. (Houghton et al, 2013). Por este motivo, han surgido multitud de modelos que intentan describir el movimiento del campo fluido en este tipo de flujos. Todos los modelos se caracterizan por relacionar el campo de velocidades tangenciales del vórtice con dos magnitudes: la circulación de corriente Γ alrededor del vórtice y el radio viscoso R_v , que marca la distancia al centro del vórtice dentro de la cual los efectos viscosos son dominantes. Además, este radio es aquel para el que las velocidades tangenciales son máximas. De hecho, un vórtice de intensidad Γ puede definirse como una estructura con un núcleo muy estrecho de radio R_v (según la teoría potencial este núcleo es puntual) que tiene una distribución de velocidades compatible con su circulación. Se presentan a continuación diferentes modelos de vórtices extraídos de Hommes et al (2015), Acheson (1990) y Burnham & Hallock (1982).

- Modelo de Rankine. Este modelo se basa fundamentalmente en la solución de torbellino de la aerodinámica potencial unido a un modelo lineal en el núcleo del vórtice que es compatible con la circulación del vórtice. El modelo es descrito mediante la ecuación (2.24) en la que quedan bien diferenciadas las dos partes del vórtice.

$$v_\theta(r) = \begin{cases} \frac{\Gamma r}{2\pi R_v^2}, & r \leq R_v \\ \frac{\Gamma}{2\pi r}, & r > R_v \end{cases} \quad (2.24)$$

- Modelo de Lamb-Oseen. Este modelo utiliza una función continua para describir por completo la velocidad tangencial del vórtice en función de la distancia al eje del mismo, ecuación (2.25).

$$v_\theta(r) = \frac{\Gamma}{2\pi r} \left(1 - e^{-1.2526 \left(\frac{r}{R_v} \right)^2} \right) \quad (2.25)$$

- Modelo de Burgers. En esta ocasión, el modelo corresponde con una solución exacta a las ecuaciones de Navier-Stokes y de nuevo una única función describe el campo de velocidades tangenciales del vórtice, ecuación (2.26). Es importante notar las similitudes entre este modelo y el de Lamb-Oseen. Ambos modelos intentan resolver las mismas ecuaciones, sin embargo el modelo de Lamb-Oseen suele utilizarse introduciendo la dependencia con el tiempo mientras que el modelo de Burgers es una solución estacionaria.

$$v_\theta(r) = \frac{\Gamma}{2\pi r} \left(1 - e^{-\left(\frac{r}{R_v} \right)^2} \right) \quad (2.26)$$

- Modelo de Burnham-Hallock. A diferencia de los dos modelos anteriores este está basado en medidas experimentales de la intensidad de los vórtices de punta de ala que generan los aviones en los aeropuertos. Su expresión viene dada por (2.27).

$$v_{\theta}(r) = \frac{\Gamma}{2\pi} \left(\frac{r}{r^2 + R_v^2} \right) \quad (2.27)$$

Los siguientes modelos que se presentan son expresiones más complejas que añaden magnitudes adicionales con el objetivo de ajustar mejor los datos experimentales. Esto provoca que aunque se ajusten mejor a los experimentos como se muestra en la Figura 2.4, el sentido físico de estas expresiones se diluye puesto que tienen más a resolver un problema numérico que físico.

- Modelo de Proctor. Se añaden dos variables más a las habituales: el parámetro $\bar{B}$ que mide la envergadura adimensional del ala y el parámetro de ajuste β con valores próximos a 10.

$$v_{\theta}(r) = \begin{cases} \frac{1.4\Gamma}{2\pi r} \left(1 - e^{-\beta \left(\frac{1}{\bar{B}} \right)^{0.75}} \right) \left(1 - e^{-1.2526 \left(\frac{r}{R_v} \right)^2} \right), & r \leq R_v \\ \frac{\Gamma}{2\pi r} \left(1 - e^{-\beta \left(\frac{r}{R_v \bar{B}} \right)^{0.75}} \right), & r > R_v \end{cases} \quad (2.29)$$

- Modelo de Proctor-Winckelmans. Ahora se tiene una única función pero se han introducido otros dos parámetros adicionales al modelo anterior: $p \approx 2 - 4$ y $\beta_i \approx 400 - 800$. Además β_0 tiene la misma función y valores que el parámetro β del modelo de Proctor.

$$v_{\theta}(r) = \frac{\Gamma}{2\pi r} \left(1 - \exp \left(\frac{-\beta_i \left(\frac{r}{R_v \bar{B}} \right)^2}{\left(1 + \left(\frac{\beta_i}{\beta_0} \left(\frac{r}{R_v \bar{B}} \right)^{1.2} \right)^p \right)^{\frac{1}{p}}} \right) \right) \quad (2.30)$$

- Modelo de Jacquin. En este modelo se utiliza una función dividida en tres tramos para caracterizar el vórtice, ya que identifica tres zonas en el vórtice. Una primera zona de núcleo viscoso (hasta R_v), una segunda zona donde los efectos viscosos no son dominantes pero tampoco despreciables (desde R_v hasta R_0) y la zona donde se puede considerar el flujo potencia (a partir de R_0). Adicionalmente introduce una estimación del valor de R_0 tal que $R_0 \approx 0.1 R_v \bar{B}$.

$$v_{\theta}(r) = \begin{cases} \frac{\Gamma r}{2\pi R_v^2} \sqrt{\frac{R_v}{R_0}}, & r \leq R_v \\ \frac{\Gamma}{2\pi \sqrt{r R_0}}, & R_v < r < R_0 \\ \frac{\Gamma}{2\pi r}, & r > R_0 \end{cases} \quad (2.31)$$

- Modelo de Vatistas. Este último modelo hace uso de un parámetro de ajuste $n \approx 2$ que varía con las condiciones de presión y temperatura. Nótese que con $n = 1$ se tiene la misma expresión que el modelo de Burnham-Hallock.

$$v_{\theta}(r) = \frac{\Gamma}{2\pi} \left(\frac{r}{(r^{2n} + R_v^{2n})^{1/n}} \right) \quad (2.32)$$

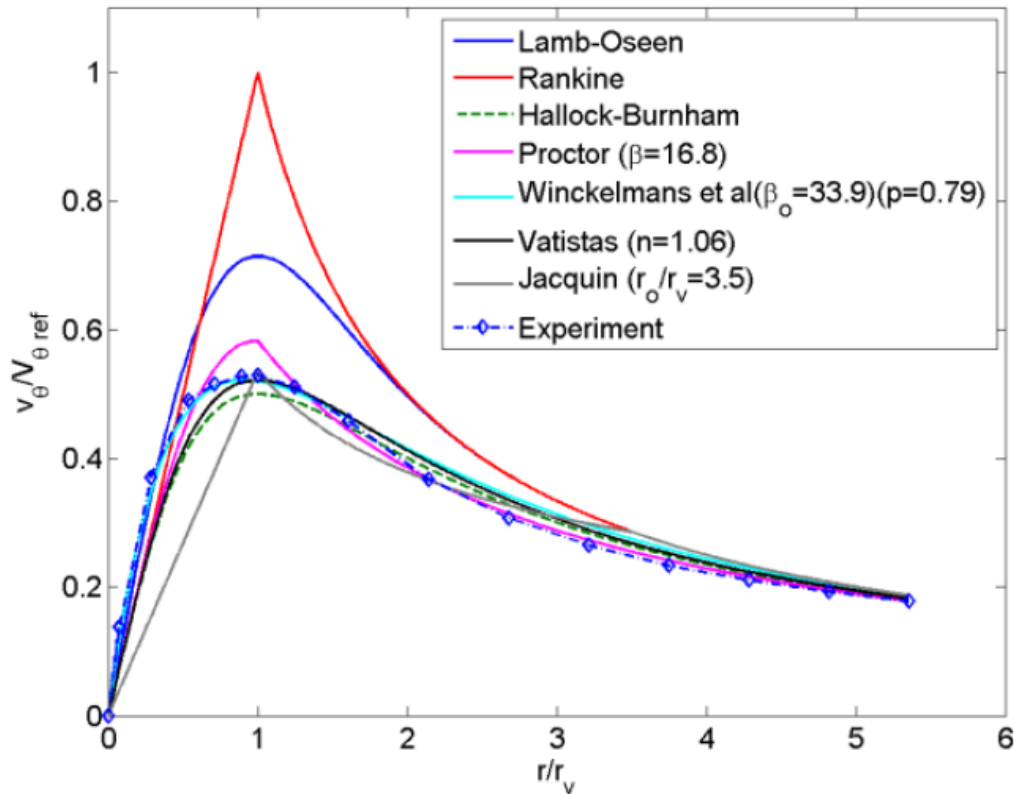


Figura 2.4: Comparación entre varios modelos de vórtices y datos experimentales (Hommes et al, 2015)

En la Figura 2.4 se muestra una comparativa entre diversos modelos de vórtices y datos experimentales. El modelo de Proctor-Winckelmans caracteriza muy bien el núcleo viscoso pero no tanto la zona potencial. Uno de los modelos que mejor se ajusta en todo el conjunto del vórtice es el de Vatistas. Sin embargo, el modelo que mejor se ajusta a la curva experimental utilizando únicamente magnitudes físicas y sin parámetros de ajuste es el modelo de Burnham-Hallock. Además, este modelo tiene la ventaja de que está definido por una única función facilitando los cálculos. Por otro lado, los datos experimentales que se tienen de Navarro (2017) se ajustaron siguiendo dicho modelo. Por consiguiente, en este trabajo también se utilizará el modelo de Burnham-Hallock para caracterizar los vórtices. No obstante, también se realizará una comparación entre la utilización de varios modelos con algunos de los resultados obtenidos mediante CFD.

Adicionalmente, se aprecia cómo ningún modelo es exactamente igual a los resultados experimentales. Es importante destacar este hecho pues ningún modelo es perfecto, e incluso es posible que dependiendo de las condiciones del vórtice se ajuste mejor un modelo u otro. Por lo tanto, hay que tener presente que los resultados de caracterizar los vórtices dependerán mucho del modelo elegido y que es importante comparar siempre los resultados utilizando el mismo modelo de vórtice. Una muestra de ello es la Figura 2.5 en la que se han representado los perfiles de velocidad tangencial que predicen varios modelos para un vórtice con $\Gamma = 0.007 \text{ m}^2/\text{s}$ y $R_v = 0.01 \text{ m}$. Como se aprecia, hay una gran variación en la zona cercana al radio viscoso dependiendo del modelo utilizado. Es cierto que para puntos muy alejados del núcleo todos los modelos tienden a la misma curva puesto que en esta zona el campo de velocidades es claramente potencial. Sin embargo la mayoría de los puntos que se obtienen en las simulaciones y ensayos experimentales no se encuentran en la zona potencial puesto que esta se encuentra bastante alejada del centro del vórtice y el ancho del canal no es lo

suficientemente ancho para recoger muchos puntos tan alejados. Por estas razones es complejo caracterizar los vórtices que se obtienen en el mezclador ensayado y simulado con total precisión.

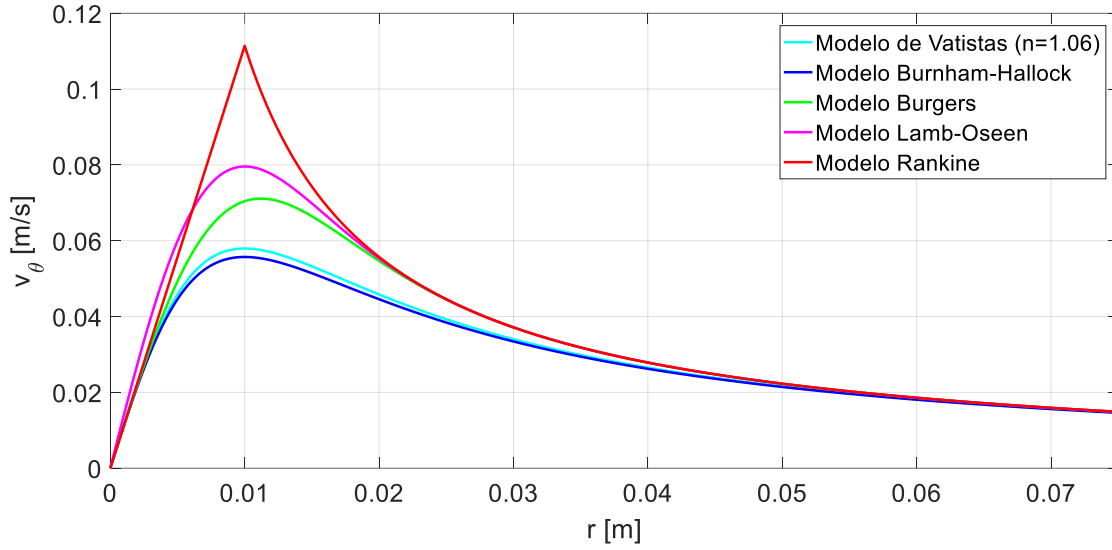


Figura 2.5: Comparación de varios modelos de vórtice para una $\Gamma = 0.007 \text{ m}^2/\text{s}$ y $R_v = 0.01 \text{ m}$

2.5 Teoremas de Helmholtz

Finalmente, para concluir con la explicación teórica sobre los vórtices se tratan a continuación los teoremas fundamentales del movimiento de vórtices (Hommes et al, 2015). Estos teoremas sólo son aplicables a las zonas del dominio fluido en las que los efectos de viscosidad son despreciables. Por lo tanto, no tienen por qué cumplirse en el núcleo viscoso del vórtice.

El primer teorema afirma que una partícula fluida en un movimiento genérico experimenta una o varias de las siguientes propiedades: velocidad lineal, vorticidad o distorsión (cambio de forma manteniendo el mismo volumen)

De los cuatro teoremas de Helmholtz, el que tiene más importancia es el segundo teorema. Este teorema manifiesta que la intensidad del vórtice a lo largo del eje del mismo es constante. Esta intensidad viene dada por la circulación alrededor del eje del vórtice. Además, esta intensidad está íntimamente relacionada con la vorticidad ya que si aplicamos el teorema de Stokes a la ecuación (2.19), que define la circulación de corriente, integrando en la superficie Σ encerrada por el camino C , se obtiene la expresión de la circulación en función del vector vorticidad (Barrero & Pérez-Saborid, 2005).

$$\Gamma = \oint_C \vec{v} \cdot d\vec{l} = \int_{\Sigma} \nabla \times \vec{v} \cdot \vec{n} d\sigma = \int_{\Sigma} \vec{\omega} \cdot \vec{n} d\sigma \quad (2.33)$$

Este segundo teorema tiene otra implicación desde el punto de vista de la vorticidad. Teniendo en cuenta la ecuación (2.33), según este teorema, si la vorticidad disminuye el área del vórtice debe aumentar para mantener constante la circulación y viceversa. Sin embargo, puesto que no puede existir en la realidad una vorticidad infinita, la sección del vórtice no puede ser cero. Por lo tanto, una línea de vórtice no puede tener fin, sino que debe ser un anillo cerrado o bien terminar en una discontinuidad como el desprendimiento de la corriente o una pared. Por otro lado, en la realidad el fluido siempre

tiene efectos viscosos que producen que lentamente el vórtice vaya perdiendo fuerzas y disipándose poniendo fin a la línea de vórtice.

El tercer teorema hace referencia a que un tubo de vórtice no intercambia fluido con el fluido circundante sino que siempre está formado por las mismas partículas fluidas.

Por último, el cuarto teorema afirma que la intensidad del vórtice permanece constante aunque el eje del vórtice se desplace.

3 ESTUDIO CFD

Una vez concluida la aproximación teórica al comportamiento de los vórtices, en este capítulo se describen las simulaciones CFD que se han realizado. Se incluye una primera introducción al software empleado y al funcionamiento del mismo. Además, se detallan las geometrías analizadas, los distintos tipos de malla empleados, modelos de turbulencia, comparaciones entre algunos modelos de vórtice descritos en el capítulo anterior y comparaciones con algunos resultados experimentales.

3.1 Introducción a ANSYS

Todas las simulaciones CFD han sido realizadas mediante el software de simulación ANSYS, como se avanzó anteriormente. ANSYS es un software desarrollado por la empresa de mismo nombre y líder global en las simulaciones aplicadas a la ingeniería. Este software es utilizado en el desarrollo de soluciones que abarcan multitud de áreas tales como lanzadores espaciales, aeronáutica, automovilismo, ordenadores o arquitectura. Este software permite simular cómo se comportarían en la realidad productos y procesos. Permite resolver problemas muy complejos y multifísicos.

ANSYS tiene una gran variedad de módulos en función del problema que se quiera resolver. Tiene módulos para simulaciones de circuitos eléctricos, transmisión de calor, sistemas, mecánica de fluidos, estructuras, vibraciones y un sinfín de opciones. Además, permite acoplar estos módulos de forma que la salida de uno sea entrada de otro. Incluso, presenta opciones de parametrización para realizar simulaciones en función de dichos parámetros. Dentro del bloque para resolver problemas de mecánica de fluidos también existen diferentes programas de resolución llamados *solver*, el utilizado en este trabajo ha sido Fluent.

En lo referente a la versión de ANSYS utilizada, se ha hecho uso de la 15.0. Al no ser una versión académica no tiene la limitación del número de celdas que si se tenía en Campillejo (2016). Además se han utilizado los servidores que el Departamento de Mecánica de Fluidos tiene disponible permitiendo ejecutar las simulaciones en un clúster de 24 núcleos, permitiendo una importante mejora en los tiempos de simulación.

3.2 Descripción del funcionamiento de Fluent

ANSYS Fluent posee capacidades para modelar un amplio rango de problemas con flujo incompresible, compresible, laminar y turbulento. Además, pueden realizarse análisis estáticos y transitorios. También incluye una extensa variedad de modelos para fenómenos de transporte, como reacciones químicas o transferencia de calor, combinada con la capacidad de modelar complejas geometrías. Estas geometrías deben ser discretizadas en una malla. Diversos tipos de mallas son

utilizadas y comparadas en este trabajo como se explica más adelante.

3.2.1 Ecuaciones básicas de los fluidos

Aunque aquí nos vamos a centrar en el funcionamiento de ANSYS Fluent para un flujo monofásico e incompresible, que es el que aparece en el problema que se analiza en este trabajo, para cualquier tipo de flujo, ANSYS Fluent resuelve las ecuaciones de continuidad y cantidad de movimiento que se han descrito en el capítulo anterior de este documento, ecuación (2.4) y (2.5) respectivamente. Hay que tener en cuenta que si el fluido es incompresible o no a la hora de añadir el correspondiente modelo de caracterización de la densidad. Para que pueda considerarse incompresible, debe cumplirse la condición de $M_\infty^2 \ll 1$ como ya se ha comentado anteriormente. En concreto, en *Fluent Theory Guide* de ANSYS aconsejan que debería cumplirse al menos que $M_\infty < 0.1$. En las simulaciones que se realizan en este trabajo, el fluido utilizado es agua con una velocidad de la corriente incidente U_∞ que oscila entre 0.3 m/s y 0.5 m/s . Por lo tanto, ya que el agua se comprime mucho menos que el aire puede considerarse la densidad constante. De hecho, para la velocidad más alta se obtendría un valor aproximado de $M_\infty = 0.0003$, cumpliendo sobradamente con la condición de incompresibilidad.

Los modelos de turbulencia son un componente vital en ANSYS Fluent y también en este trabajo. Pues es de capital importancia modelar correctamente la turbulencia tanto en la capa límite y estela del álabo como en el propio vórtice que se genera. Los modelos de turbulencia que dispone el software son robustos y precisos con gran variedad de aplicaciones y un especial cuidado en el tratamiento de las capas límite y zonas cercanas a las paredes. El flujo turbulento se caracteriza por presentar una gran variabilidad en las variables fluidas, es por eso que para estudiar estos flujos se descomponen las magnitudes en un valor medio más una fluctuación. Haciendo uso de esta descomposición y teniendo en cuenta algunas propiedades como que la media de una fluctuación es nula se puede llegar de las ecuaciones (2.4) y (2.5) a las ecuaciones de Reynolds para un flujo turbulento mostradas a continuación.

$$\frac{\partial \bar{\rho}}{\partial t} + \nabla \cdot (\bar{\rho} \vec{V}) = 0 \quad (3.1)$$

$$\bar{\rho} \frac{\partial \vec{V}}{\partial t} + \bar{\rho} \nabla \cdot (\vec{V} \cdot \vec{V}) = -\nabla \bar{p} + \nabla \cdot (\overline{\tau'_V} - \bar{\rho} \langle \vec{v}' \cdot \vec{v}' \rangle) + \bar{\rho} \vec{f}_m \quad (3.2)$$

Donde $\bar{\rho}$, $\bar{p}$ y $\vec{V}$ representan la densidad media, la presión media y el vector de velocidades medias respectivamente, $\overline{\tau'_V}$ es el tensor de esfuerzos viscosos para el flujo medio y $\vec{v}'$ la fluctuación de la velocidad debido a la turbulencia. Por último, el término $-\bar{\rho} \langle \vec{v}' \cdot \vec{v}' \rangle$ se conoce como tensor de esfuerzos aparentes de Reynolds o tensor de esfuerzos turbulentos (normalmente denotado como $\overline{\tau'_T}$), donde los corchetes indican el valor medio de lo que hay en su interior. Este tensor debe ser modelado para cerrar el sistema de ecuaciones. Nótese que en las ecuaciones anteriores se ha mantenido la densidad como una variable más y no una constante, por lo que estas ecuaciones son aplicables a fluidos compresibles. Adicionalmente, se ha retenido el término de fuerzas másicas ya que en las simulaciones se ha tenido en cuenta el efecto de la gravedad.

3.2.2 Modelos de turbulencia

Existen multitud de modelos para el tensor de los esfuerzos aparentes de Reynolds, si bien la mayoría

hacen uso de la hipótesis de Boussinesq a través de la expresión (3.3) (nótese la notación de índice), la forma en la que se calcula la viscosidad turbulenta μ_t y la energía cinética turbulenta k difiere de unos modelos a otros.

$$-\bar{\rho}\langle v'_i \cdot v'_j \rangle = \mu_t \left(\frac{\partial V_i}{\partial x_j} + \frac{\partial V_j}{\partial x_i} \right) - \frac{2}{3} \left(\bar{\rho}k + \mu_t \frac{\partial V_k}{\partial x_k} \right) \delta_{ij} \quad (3.3)$$

A continuación se describen los dos modelos más utilizados en este trabajo que a su vez están entre los más usados en problemas ingenieriles.

3.2.2.1 Modelo SST $k - \omega$

Este modelo desarrollado por Menter combina las virtudes del modelo $k - \omega$ en las zonas cercanas a la pared con las ventajas del modelo $k - \epsilon$ en la zona de corriente no viscosa. Información más concreta y detallada sobre todos los factores de estos dos modelos en los que se basa puede encontrarse en *Fluent Theory Guide* de ANSYS o en Blazek (2001). El modelo SST $k - \omega$ se basa en la solución a dos ecuaciones de transporte formuladas en función de la energía cinética turbulenta k y la tasa de disipación específica de la turbulencia ω . Dichas ecuaciones se muestran a continuación en (3.4) y (3.5) en notación de índices. Donde $\widetilde{G}_k$ representa la generación de energía cinética turbulenta debida al gradiente de velocidad media, G_ω representa la generación de ω . Γ_k y Γ_ω representan la difusividad de k y ω respectivamente. Y_k y Y_ω son la disipación de k y ω debido a la turbulencia. D_ω es el término de difusión cruzada y tanto S_k como S_ω son fuentes que puede definir el usuario.

$$\frac{\partial}{\partial t}(\bar{\rho}k) + \frac{\partial}{\partial x_i}(\bar{\rho}kV_i) = \frac{\partial}{\partial x_i} \left(\Gamma_k \frac{\partial k}{\partial x_j} \right) + \widetilde{G}_k - Y_k + S_k \quad (3.4)$$

$$\frac{\partial}{\partial t}(\bar{\rho}\omega) + \frac{\partial}{\partial x_i}(\bar{\rho}\omega V_j) = \frac{\partial}{\partial x_j} \left(\Gamma_\omega \frac{\partial \omega}{\partial x_j} \right) + G_\omega - Y_\omega + D_\omega + S_\omega \quad (3.5)$$

Finalmente, la viscosidad turbulenta queda definida según la expresión (3.6) en función de los valores de k y ω obtenidos de resolver las ecuaciones de transporte y de un factor de corrección.

3.2.2.2 Modelo de esfuerzos de Reynolds (RSM)

A diferencia del modelo anterior, en este caso no se utiliza la hipótesis de Boussinesq sino que directamente se modela el tensor de esfuerzos aparentes de Reynolds a través de las ecuaciones de transporte (3.6). Estas ecuaciones se presentan a continuación de forma simplificada explicando el significado de cada uno de los términos de una forma breve ya que como se ha comentado la descripción detallada puede encontrarse en *Fluent Theory Guide* de ANSYS.

$$\frac{\partial}{\partial t}(\bar{\rho}\langle v'_i \cdot v'_j \rangle) + \frac{\partial}{\partial x_k}(\bar{\rho}V_k \langle v'_i \cdot v'_j \rangle) = D_{T,ij} + D_{L,ij} + P_{ij} + G_{ij} + \phi_{ij} - \epsilon_{ij} - F_{ij} + S_{user} \quad (3.6)$$

En esta ecuación, $D_{T,ij}$ representa la difusión turbulenta, $D_{L,ij}$ hace referencia a la difusión molecular, P_{ij} representa la generación de los esfuerzos, G_{ij} es la generación de flotabilidad, ϕ_{ij} hace referencia a los esfuerzos de presión, ϵ_{ij} es el término de disipación, F_{ij} representa los esfuerzos generados debido a la rotación del sistema y finalmente S_{user} son las fuentes que decida definir el usuario. De

todos estos términos, $D_{T,ij}$, G_{ij} , ϕ_{ij} y ϵ_{ij} deben ser a su vez modelados. En función de cómo se modelen, existen diversas versiones del RSM.

Como puede apreciarse después de todas esta formulación, el modelo RSM es mucho más complejo y tiene un mayor coste computacional. Sin embargo, suele presentar unos resultados más precisos en flujos complejos.

Para ambos modelos de turbulencia, es recomendable que las celdas más próximas a las paredes tengan un valor de y^+ de orden unidad. Esta magnitud definida en (3.7) representa la distancia adimensional a la pared. Esta distancia está muy relacionada con la capa límite ya que en función del valor de y^+ nos encontraremos en una parte u otra de la capa límite. Para un valor de $y^+ = 1$ estaremos en la parte de la capa límite más cercana a la pared lo cuál significa que estamos recogiendo bien los efectos de la misma y la solución será más precisa.

$$y^+ = \frac{\rho y u_\tau}{\mu} \quad (3.6)$$

Donde y es la distancia dimensional a la pared y u_τ es la velocidad de fricción en dicho punto. La condición de $y^+ \sim 1$ es de gran importancia a la hora de realizar el mallado ya que de esta forma se fija el espesor máximo que debería tener la primera celda que está en contacto con el álabe.

3.3 Volumen de control

A la hora de determinar el volumen de control de la simulación hay que tener en cuenta las dimensiones del canal en el que se han realizado los ensayos, Figura 1.8. Este canal tiene unas dimensiones de 3 m de longitud, 0.3 m de anchura y 0.3 m de alto. Sin embargo usualmente durante los ensayos el canal no se llena por completo ya que está abierto y podría salir agua fuera del mismo, por lo que se suele llenar hasta una altura de 0.2 m. También hay que tener en cuenta que el álabe está fijado a una de las paredes del canal mediante dos imanes que no se han incorporado en las simulaciones.

En un primer momento se utilizó como volumen de control el canal con los 3m de largo, no obstante esto resultaba en un gran número de celdas innecesarias. Por este motivo, el volumen de control se redujo a una longitud de 1.6 m tal y como se muestra en la Figura 3.1, de forma que hay más de dos veces la longitud de la cuerda del álabe por delante y más de siete veces la cuerda aguas abajo. Es importante controlar la distancia aguas abajo ya que las medidas experimentales se hicieron entre 0.2 m y 0.6 m aguas abajo del álabe. Se realizaron comprobaciones para ver si esta disminución del volumen de control respecto al canal original modificaba los resultados. Estas comprobaciones concluyeron en los mismos valores para los dos volúmenes de control, por lo que finalmente se fijó el volumen de control de la Figura 3.1. La colocación vertical de la placa siempre se ha realizado de forma que la cuerda del álabe en la zona de unión con la pared del canal quedase centrada.

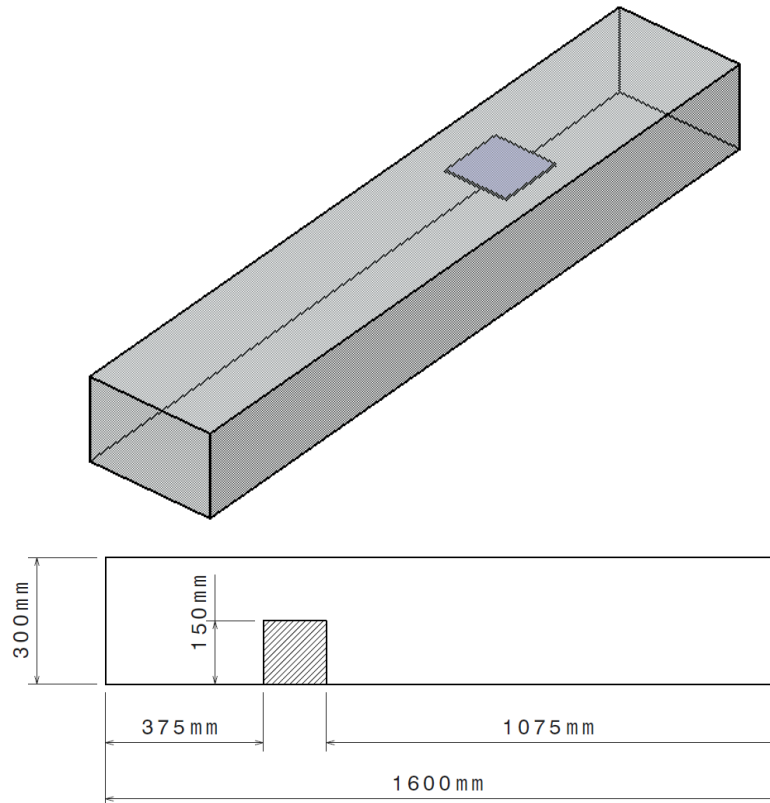


Figura 3.1: Volumen de control para el caso de un álabe con forma en planta cuadrada

3.4 Condiciones de contorno

Las condiciones de contorno son comunes para todas las simulaciones, tan sólo varía la velocidad del flujo incidente, por este motivo se enumeran a continuación:

- Impenetrabilidad en el álabe, las paredes laterales y la base del canal.
- Simetría en la parte superior del canal. Esta condición de contorno se impone para evitar tener que usar la condición de contorno de superficie libre que aumentaría bastante los tiempos de simulación y sería necesario un mallado bastante más fino en dicha superficie. Aunque no recoge exactamente las mismas características que una superficie libre, la condición de simetría aproxima bastante bien esa condición.
- Salida del fluido en la cara posterior del volumen de control.
- Entrada del fluido en la cara frontal del volumen de control. En esta cara se impone la velocidad a la que debe entrar el fluido, la cual en la mayoría de las simulaciones se ha fijado como $U_{\infty} = 0.3 \text{ m/s}$. Sin embargo, en las primeras simulaciones también se ha utilizado $U_{\infty} = 0.4 \text{ m/s}$ y 0.5 m/s . Además de la velocidad de la corriente, en la entrada y salida es necesario fijar un valor para la turbulencia. Hay varias formas de fijar este valor en las condiciones de contorno. En este caso se ha hecho a través del diámetro hidráulico y de la intensidad de la turbulencia. Para ello se ha hecho uso de las expresiones (3.7) y (3.8) extraídas de *Fluent User's Guide* de ANSYS que definen el diámetro hidráulico D_H y la intensidad de la turbulencia I_T , en función del perímetro mojado ($P_H = 0.7 \text{ m}$), la sección de paso del canal ($A = 0.06 \text{ m}^2$) y el número

de Reynolds utilizando como longitud característica el diámetro hidráulico Re_{D_H} . Los valores obtenidos para las distintas velocidades se muestran en la Tabla I.

$$D_H = 4 \frac{A}{P_H} \quad (3.7)$$

$$I_T = 0.16 (Re_{D_H})^{-1/8} \quad (3.8)$$

U_∞	0.3 m/s	0.4 m/s	0.5 m/s
D_H	0.343 m	0.343 m	0.343 m
I_T	3.78 %	3.65 %	3.55 %

Tabla I: Condiciones de contorno para la turbulencia

Por último, para intentar no perder precisión, se ha tenido en cuenta las fuerzas gravitatorias fijando el término de aceleración de la gravedad en 9.81 m/s^2 .

3.5 Casos estudiados

Durante este estudio se han analizado diversas geometrías con el fin de estudiar aquella que favoreciera la generación de vórtices. Además, para algunas de estas geometrías también se han analizado parámetros como la velocidad de corriente o el ángulo de ataque para confirmar su influencia y para comparar con resultados experimentales. A continuación se detallan todas las geometrías así como los diversos parámetros que se han tenido en cuenta. También se detallan los tipos de malla y modelos de turbulencia utilizados y en base a qué se ha decidido utilizar unos u otros para el conjunto de las simulaciones.

3.5.1 Placa plana cuadrada

Esta geometría, consistente en una placa cuadrada de 150 mm de cuerda y envergadura con un espesor de 4 mm, se ha simulado en CFD para confirmar los resultados de Navarro (2017) y comprobar la validez de los distintos tipos de malla y modelos de turbulencia a fin de lograr unos resultados lo más parecido posible a los ensayos experimentales. Para poder comparar con todos los ensayos reales se han simulado los mismos ángulos de ataque y velocidades del flujo incidente. En concreto, se han analizado los casos de $\alpha = 5^\circ, 7.5^\circ$ y 10° para una velocidad $U_\infty = 0.3 \text{ m/s}, 0.4 \text{ m/s}$ y 0.5 m/s . Esto permite fijar unas características del mallado y un modelo de turbulencia que serán utilizados en el resto de casos. Adicionalmente, hay que tener en cuenta el acabado que se le dio a los bordes de la placa ensayada pues estos influyen en cómo circula el fluido en contacto con la placa y por tanto en los coeficientes de sustentación y resistencia. Es necesario redondear el borde de ataque y el borde marginal además de reducir progresivamente el espesor en el borde de salida para lograr el mismo acabado que el del ensayo real tal y como se muestra en la Figura 3.2. Se hicieron algunas pruebas con diferentes acabados de los bordes de la placa, todos los bordes romos, redondear solo el borde de ataque o mantener el borde de salida sin un adelgazamiento progresivo, para comprobar si esto influía en los

resultados. Se pudo confirmar que existe una clara influencia del acabado de los bordes con los valores del radio viscoso, por lo que siempre se ha intentado mantener la geometría lo más cercana posible al álabe real ensayado.

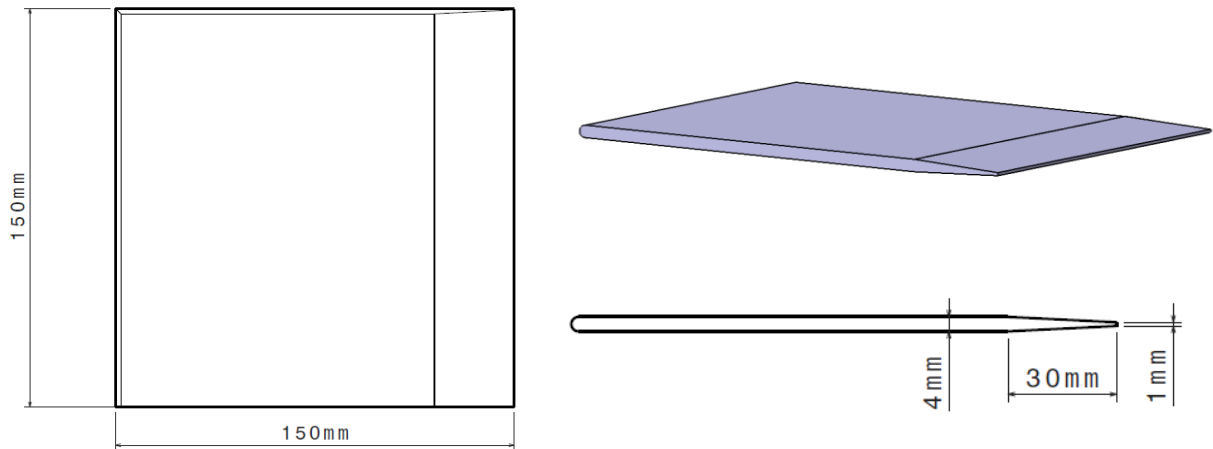


Figura 3.2: Geometría de la placa plana cuadrada simulada

3.5.1.1 Mallado para el caso de la placa plana cuadrada

Antes de fijar unos parámetros de tamaño y tipo de malla para realizar todas las simulaciones se han realizado diversas pruebas para estudiar la influencia de la malla y así seleccionar aquella que aporte unos resultados más fieles a los ensayos reales. A pesar de todos estos estudios, todas las mallas cuentan con al menos 15 capas paralelas a la superficie del álabe para captar bien la capa límite. Dichas capas de celdas paralelas se han generado haciendo uso de la herramienta *inflation* de la aplicación de mallado, el cual permite elegir el número de capas y el espesor de la primera capa. Para asegurar que en la mayor parte de la placa se consiga un $y^+ \sim 1$ en la primera celda, se ha impuesto un valor de espesor de la primera capa de $7 \times 10^{-5} \text{ m}$.

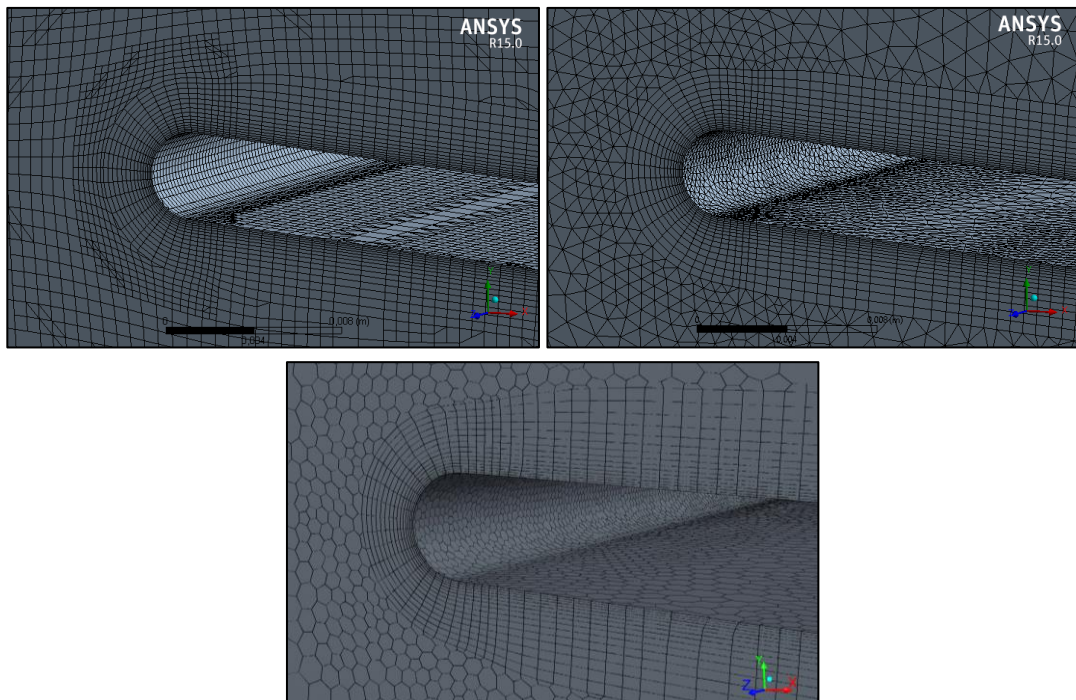


Figura 3.3: Malla cutcell (izquierda), malla tetraédrica (derecha) y malla poliédrica (abajo)

En primer lugar, se analizaron varios tipos de mallas: una malla estructurada con elementos de relación de aspecto de orden unidad denominada *cutcell*, una malla basada en tetraedros y una tercera malla basada en poliedros (fundamentalmente dodecaedros e icosaedros) generada en ANSYS Fluent a partir de la tetraédrica. Un detalle de los tres tipos de malla puede verse en la Figura 3.3. En esta imagen también se aprecian las capas de celdas paralelas a la superficie del álabe que se han comentado anteriormente. Para los tres tipos de malla se utilizó un modelo de turbulencia RSM $k - \epsilon$ y se limitó el tamaño de las celdas de todo el volumen a $7.5 \times 10^{-3} \text{ m}$ en las tres direcciones. En este primer análisis se utilizó la placa a un ángulo de ataque $\alpha = 5^\circ$ y una velocidad $U_\infty = 0.3 \text{ m/s}$. Los resultados obtenidos de esta primera simulación se muestran en la Figura 3.4. En dicha figura se representa el perfil de velocidades tangenciales del vórtice obtenido mediante CFD medido a 40 cm aguas abajo de la placa. Se seleccionó esta distancia porque es la distancia media en la que se realizaron las mediciones experimentales y por lo tanto, permite comparar mejor con los ensayos reales. En el eje de abscisas se representa la distancia radial al origen del vórtice y en el eje de ordenadas la velocidad tangencial v_θ del vórtice. Una descripción más detallada de cómo se obtienen estos perfiles de velocidad se encuentra en el siguiente capítulo sobre obtención de resultados. Destaca el hecho de que suficientemente lejos, en la zona potencial del vórtice, todas las mallas tienden hacia los mismos valores. Esto permite confirmar que el tamaño de celda empleado en esta zona es suficiente para captar bien el campo de velocidades. Sin embargo, se observan bastantes diferencias en la zona del núcleo del vórtice. Comparando estos resultados con los de Navarro (2017) para el mismo caso, mostrados en la Figura 3.5 se puede observar que el tipo de malla que más se acerca a los resultados experimentales es la malla estructurada tipo *cutcell*, incluso a pesar de que se dispone de menos puntos en la zona del núcleo en comparación con la malla tetraédrica. Sin embargo, es necesario refinar más la malla en el núcleo del vórtice para ser capaz de recoger con mayor precisión el radio viscoso y la velocidad tangencial máxima ya que aún están lejos de los datos experimentales. Por consiguiente, se utilizará la malla *cutcell* siempre que sea posible en el resto de simulaciones.

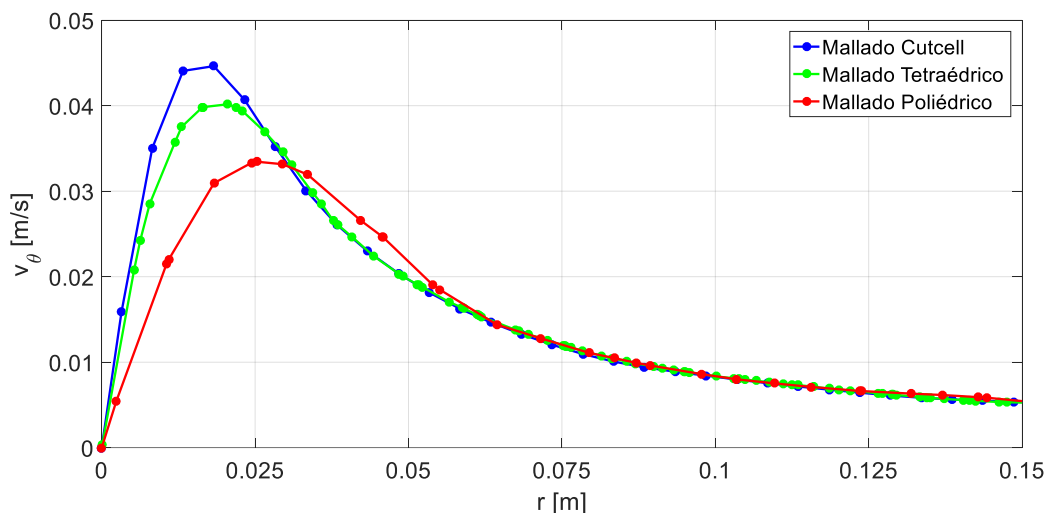


Figura 3.4: Perfiles de v_θ para varios tipos de malla (Placa plana cuadrada, $U_\infty = 0.3 \text{ m/s}$ $\alpha = 5^\circ$)

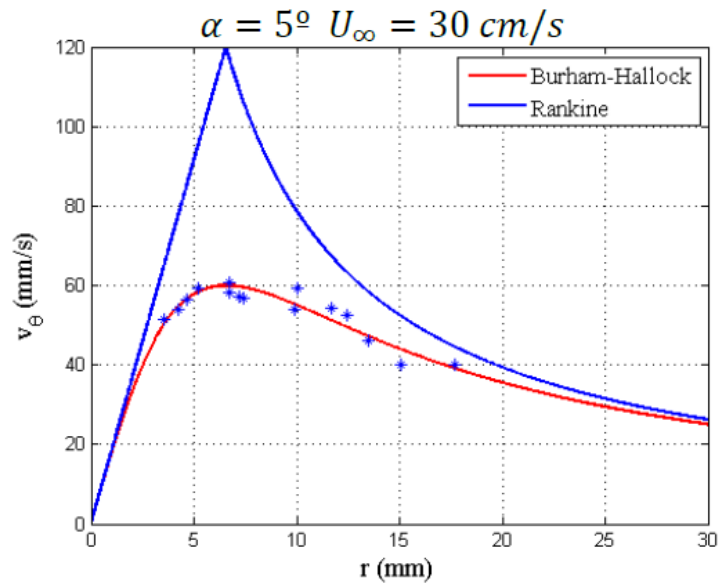


Figura 3.5: Resultados experimentales de Navarro (2017)

Como se ha comprobado, es necesario refinar más la malla en la zona del núcleo con el objetivo de captar mejor la velocidad tangencial máxima y el radio viscoso para el cuál se produce esa velocidad máxima. Para ello se he hecho un estudio de independencia de malla con la malla *cutcell* y el modelo de turbulencia RSM $k - \epsilon$ refinando en el núcleo del vórtice. Para refinar la malla inicial se presentan dos opciones: refinar haciendo uso de la herramienta *Adapt* de ANSYS Fluent que permite refinar la malla en función de alguna magnitud, como podría ser la vorticidad o el gradiente de velocidad, a partir de la solución de la malla inicial o crear un subdominio en la geometría que coincida con el eje del vórtice, como se muestra en la Figura 3.6, y mallar con elementos más pequeños en esa zona. Esta segunda opción ha sido la elegida ya que adaptar la malla en ANSYS Fluent requería unos tiempos de cálculo muy elevados y cada vez que hubiera que refinar la malla habría que volver a simular. Sin embargo la opción de crear la malla con un subdominio refinado solamente necesita de una simulación previa para identificar el eje del vórtice de forma preliminar.

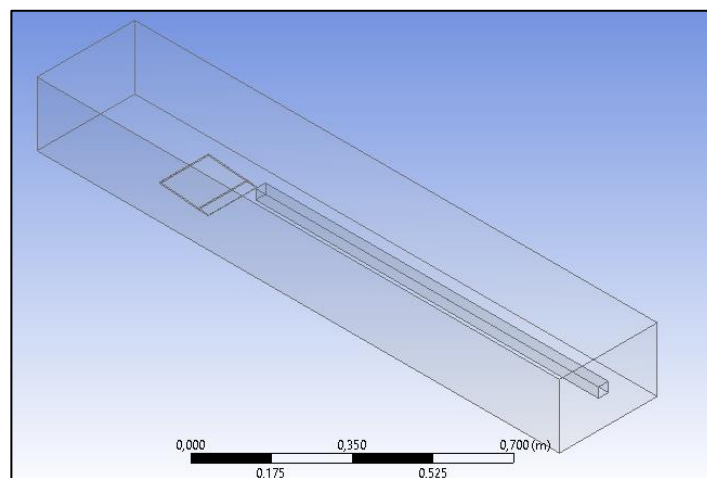


Figura 3.6: Geometría con subdominio en el que se ha refinado la malla

En la Tabla II se muestra el tamaño de los elementos en la zona del núcleo del vórtice así como el número de celdas y nodos para cada uno de los casos del estudio de independencia de la malla. Además en la Figura 3.7 se muestra el perfil de velocidades tangenciales que se ha obtenido para cada uno de los casos, siempre medido a 40 cm aguas abajo de la placa.

Caso de estudio	Tamaño de la celda en el núcleo del vórtice	Número de celdas de toda la malla	Número de nodos de toda la malla
Sin refinar	$7.5 \times 10^{-3} \text{ m}$	2685777	2735969
Refinado 1	$1.5 \times 10^{-3} \text{ m}$	4118301	4206056
Refinado 2	$1.0 \times 10^{-3} \text{ m}$	5323411	5511452
Refinado 3	$0.8 \times 10^{-3} \text{ m}$	5802233	6003536

Tabla II: Datos del estudio de independencia de malla

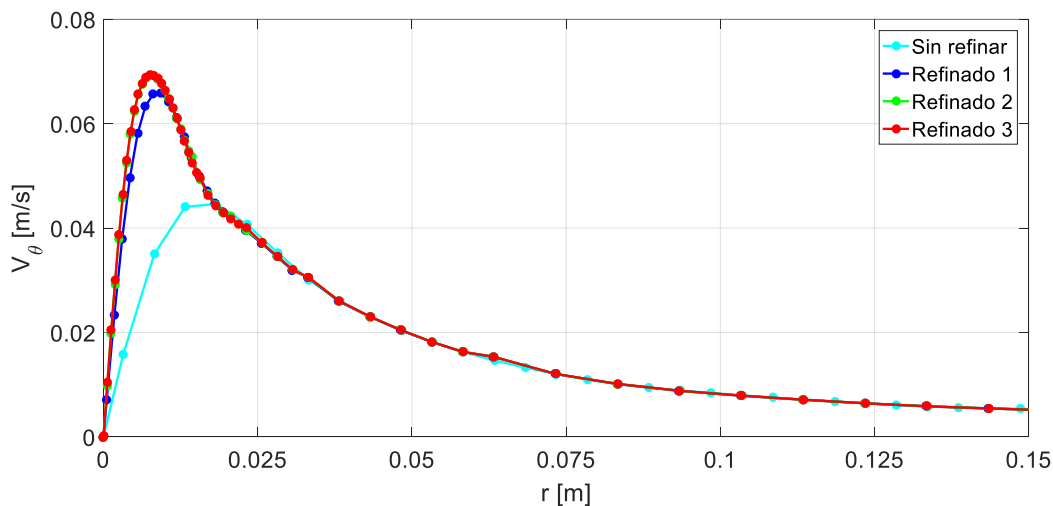


Figura 3.7: Perfiles de v_θ para varios tamaños de celda (Placa plana cuadrada, $U_\infty = 0.3 \text{ m/s}$ $\alpha = 5^\circ$)

Es evidente que la solución sin refinar estaba lejos de la solución real y por tanto era necesario introducir más celdas en el núcleo del vórtice. Por otro lado, se aprecia como las diferencias en los resultados para celdas limitadas a un tamaño de 1.5 mm y limitadas a 1 mm no son muy grandes y para el caso de celdas de 0.8 mm ya no se observa prácticamente ninguna variación en el perfil de velocidades. Es por este motivo que se ha decidido trabajar en todas las simulaciones con el tamaño de celdas correspondiente al caso del segundo refinado. Si se comparan estos resultados con los de la Figura 3.5 se aprecia que no coinciden a la perfección los resultados obtenidos mediante CFD con los experimentales. De todas formas más tarde se compararán todos los resultados obtenidos para la placa cuadrada con los resultados experimentales pudiéndose comprobar que los resultados de las simulaciones concuerdan razonablemente con los ensayos experimentales. No obstante, hay que tener en cuenta que las medidas experimentales son un promedio de los perfiles de velocidad situados entre 20 cm y 60 cm aguas abajo de la placa en todas las direcciones mientras que este perfil se ha tomado a una distancia de 40 cm y en una única dirección. Este aspecto se detalla con más profundidad

en el capítulo siguiente. Adicionalmente, también influye el modelo de turbulencia utilizado en las simulaciones y el hecho de suponer el problema estacionario o no estacionario como se discute a continuación.

3.5.1.2 Modelo de turbulencia para el caso de placa plana cuadrada

Principalmente se han comparado los dos modelos de turbulencia ya comentados anteriormente: modelo $SST\ k - \omega$ y modelo $RSM\ k - \epsilon$. En un principio, se seleccionó el modelo $SST\ k - \omega$ por ser el mismo utilizado en Campillejo (2016) y porque es uno de los más utilizados y versátiles. No obstante, se comprobó que este modelo genera una disipación excesiva de los vórtices ya que las velocidades tangenciales en las inmediaciones de los mismos son mucho menores de las esperadas y los perfiles de velocidad no tienen la forma habitual mostrada por los modelos de vórtices en la Figura 2.4. También se hicieron comprobaciones con otros modelos de dos ecuaciones como las distintas variaciones del modelo $k - \epsilon$ aunque los resultados eran similares a los del modelo $SST\ k - \omega$. Los modelos de 2 ecuaciones generaban una disipación numérica que no era realista, sin embargo esto no ocurría con el modelo RSM de 7 ecuaciones. Por lo tanto, se decidió utilizar este último, ya que es más precisos para flujos complejos. A continuación se muestra una comparación entre los resultados obtenidos para el modelo $SST\ k - \omega$ y el $RSM\ k - \epsilon$. Se han representado los perfiles de velocidades del vórtice en función del radio para varias distancias (Figura 3.9) así como contornos de velocidades tangenciales v_θ para esas mismas distancias (Figura 3.10)

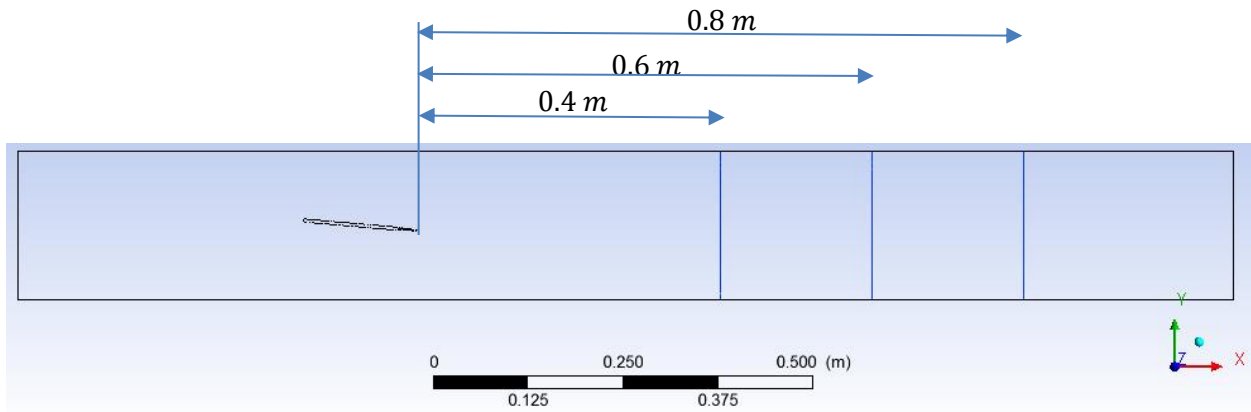


Figura 3.8: Posición de los planos en los que se han la velocidad tangencial

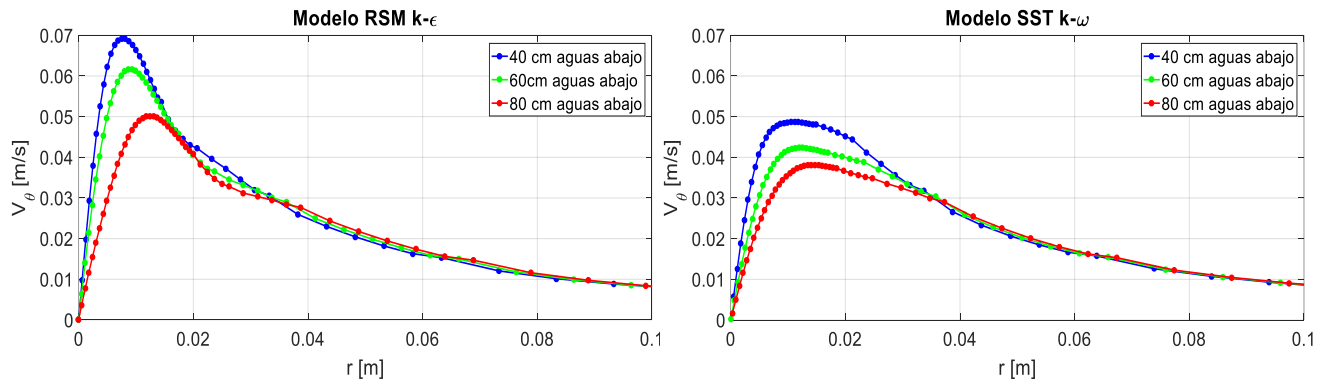


Figura 3.9: Perfiles de v_θ para varias distancias aguas abajo (Placa plana cuadrada, $U_\infty = 0.3\text{ m/s}$ $\alpha = 5^\circ$)

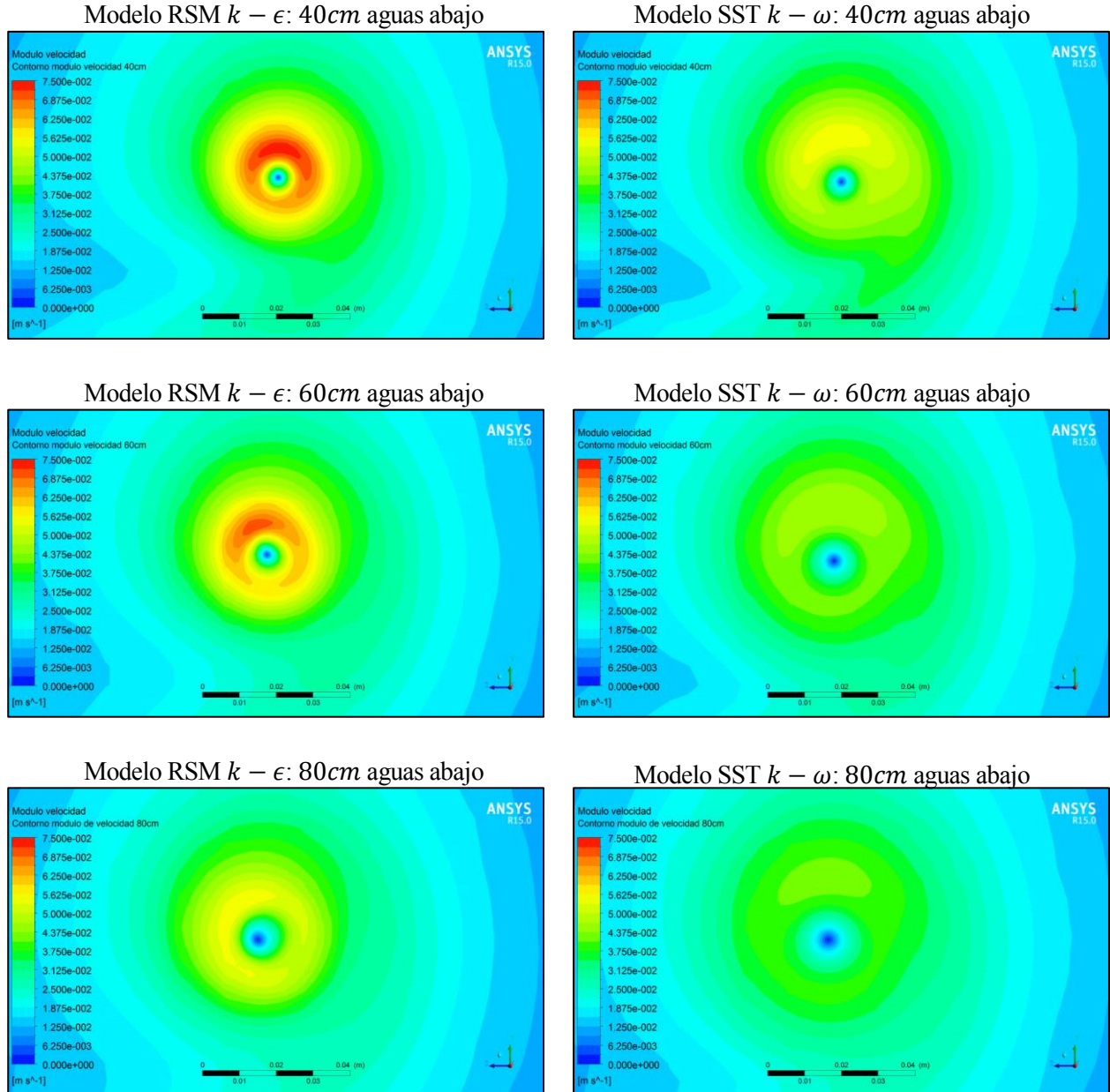


Figura 3.10: Contornos de v_θ para varias distancias aguas abajo. (Placa plana cuadrada, $U_\infty = 0.3 \text{ m/s}$ $\alpha = 5^\circ$)

Comparando los perfiles de velocidad tangencial de la Figura 3.9 con los resultados experimentales de la Figura 3.5 se observa claramente como el modelo RSM $k - \epsilon$ se aproxima mucho mejor a la realidad. No sólo se obtiene un valor de la velocidad tangencial máxima más cercano al experimental sino que la propia forma del perfil de velocidades encaja mejor con la experimental. Esto también se observa en los contornos de velocidad, aunque el principal efecto que se puede apreciar a simple vista en estos contornos es como el radio viscoso aumenta a medida que nos alejamos de la superficie sustentadora. Es decir, la velocidad tangencial disminuye pero el radio viscoso aumenta. Este efecto está íntimamente relacionado con el segundo de los teoremas de Helmholtz descritos en el capítulo anterior. Según este teorema la intensidad de los vórtices, es decir la circulación Γ , es constante a lo largo del eje del vórtice y si la vorticidad disminuye, la sección del vórtice debe aumentar para mantener constante la intensidad. Este efecto es el que se aprecia en la Figura 3.9 y Figura 3.10, al disminuir la velocidad tangencial, aumenta el radio viscoso para mantener aproximadamente constante

circulación. Esta relación entre v_θ , R_v y Γ también se aprecia a partir de los distintos modelos de vórtice comentados en el capítulo anterior donde si v_θ disminuye, R_v debe aumentar para mantener la circulación constante. Sin embargo, la relación entre lo que debe aumentar el radio viscoso en función de lo que disminuye v_θ depende del modelo de vórtice. De todas formas puede concluirse que el vórtice pierde intensidad aguas abajo del álabo muy lentamente a costa de aumentar el radio viscoso y disminuir la velocidad tangencial.

Adicionalmente a los modelos de turbulencia anteriormente mencionados, también se realizaron pruebas con el modelo RSM $k - \omega$. Este modelo está recomendado para casos en los que hay transiciones entre régimen laminar, como es el caso de este problema. Se pasa de un régimen laminar en el álabo a un régimen turbulento en los vórtices. No obstante, este modelo detectó fluctuaciones en el C_L y C_D a la hora de suponer el problema como estacionario. Por este motivo se hizo necesaria implementar la dependencia con el tiempo en estas simulaciones obteniéndose la evolución temporal de C_L mostrada en la Figura 3.11, donde el eje de abscisas representa el tiempo, medido en segundos. Se puede distinguir unos primeros segundos donde la simulación está convergiendo a la solución hasta que ya empieza a oscilar con variaciones que llegan a ser entre un 5% y un 10%. Sin embargo, comparando los perfiles de velocidad obtenidos mediante el modelo RSM $k - \epsilon$ y los de este modelo no había grandes diferencias. Los perfiles de velocidad tangencial dependían del tiempo y oscilaban pero eran muy parecidos a los obtenidos mediante el modelo estacionario. Por lo tanto, para evitar el tiempo computacional extra de considerar el problema no estacionario y como el modelo RSM $k - \epsilon$ podría considerarse como un promedio del problema no estacionario se decidió fijar el modelo de turbulencia RSM $k - \epsilon$ para todas las simulaciones.

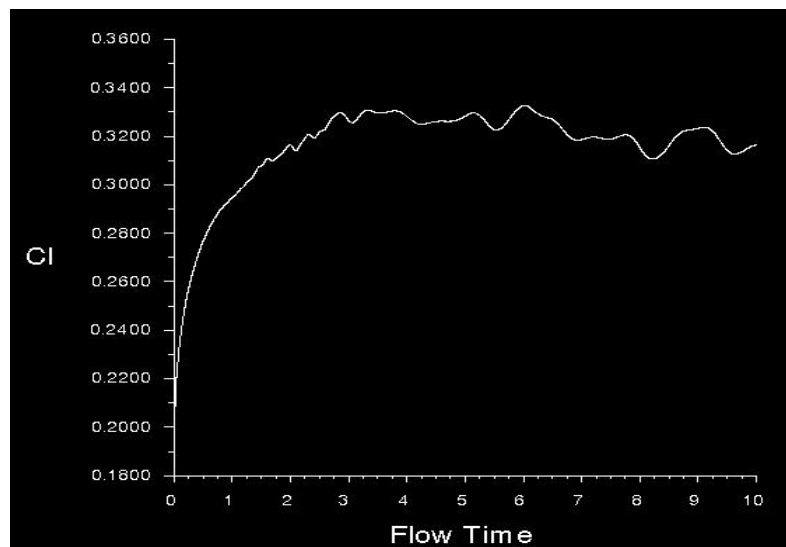


Figura 3.11: Evolución de C_L con el tiempo, modelo RSM $k - \omega$. (Placa plana cuadrada, $U_\infty = 0.3 \text{ m/s}$ $\alpha = 5^\circ$)

3.5.1.3 Criterio de convergencia y valor de y^+

Para asegurar la convergencia de las simulaciones se han monitorizado tanto los residuos de las ecuaciones como magnitudes físicas. De esta forma si los residuos son bajos y los monitores de las magnitudes físicas tienen a un valor concreto se puede asegurar que la simulación ha convergido adecuadamente. En concreto, las magnitudes físicas monitorizadas han sido el coeficiente de

sustentación C_L , el coeficiente de resistencia C_D y el valor máximo de la componente del vector vorticidad en la dirección del fluido, que en el sistema de ejes que se aprecia en la Figura 3.8 sería ω_x . La razón de monitorizar esta componente de la vorticidad radica en que la intensidad de los vórtices está muy relacionada con la vorticidad como puede deducirse de la expresión (2.33). En concreto, como las velocidades v_θ se encuentran en el plano YZ, la componente de la vorticidad relacionada con la intensidad del vórtice será ω_x . Como se comentó en el capítulo anterior esta vorticidad sólo se encuentra en el núcleo del vórtice ya que en la zona potencial el flujo es irrotacional. Por lo tanto, lo que se ha monitorizado para comprobar que la simulación en la zona del núcleo del vórtice ha convergido correctamente es el valor máximo de esta componente de la vorticidad en un plano YZ a 40 cm aguas abajo del álabo. Con todos estos monitores, se comprueba que se llega a una solución tanto en las inmediaciones del álabo como aguas abajo del mismo. La evolución de los residuos y de las diferentes magnitudes con las sucesivas iteraciones puede apreciarse en las siguientes figuras.

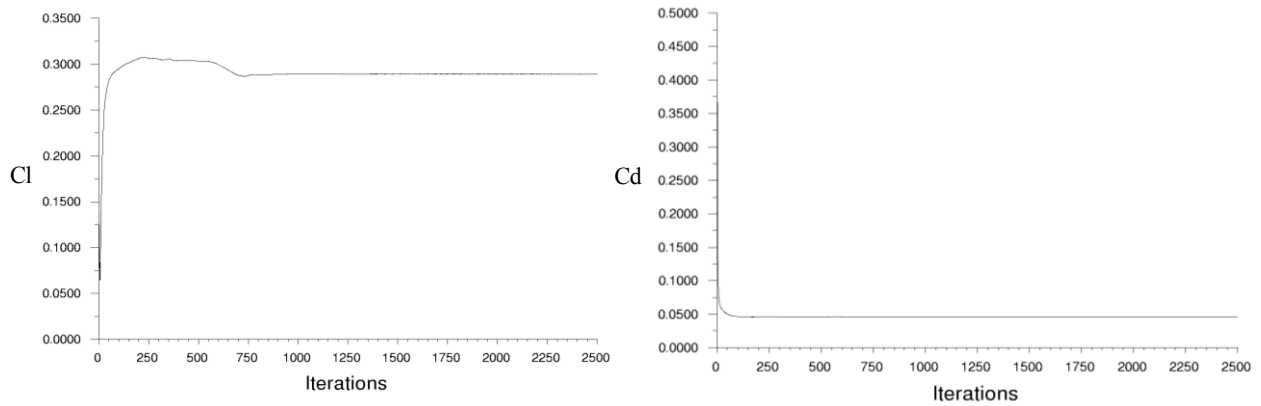


Figura 3.12 Historial de convergencia de C_L (izquierda) y C_D (derecha) (Placa plana cuadrada, $U_\infty = 0.3 \text{ m/s}$ $\alpha = 5^\circ$)

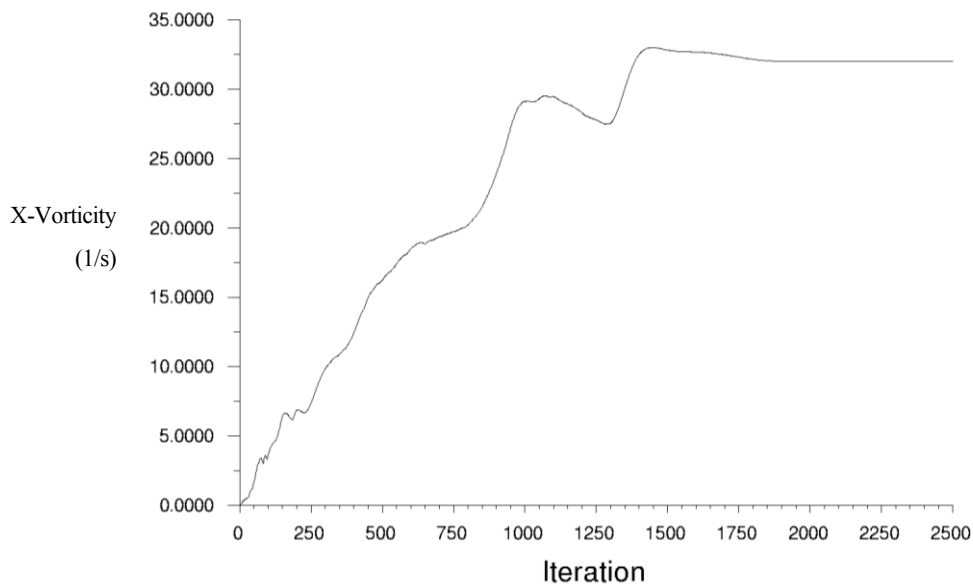


Figura 3.13: Historia de convergencia de ω_x máximo (Placa plana cuadrada, $U_\infty = 0.3 \text{ m/s}$ $\alpha = 5^\circ$)

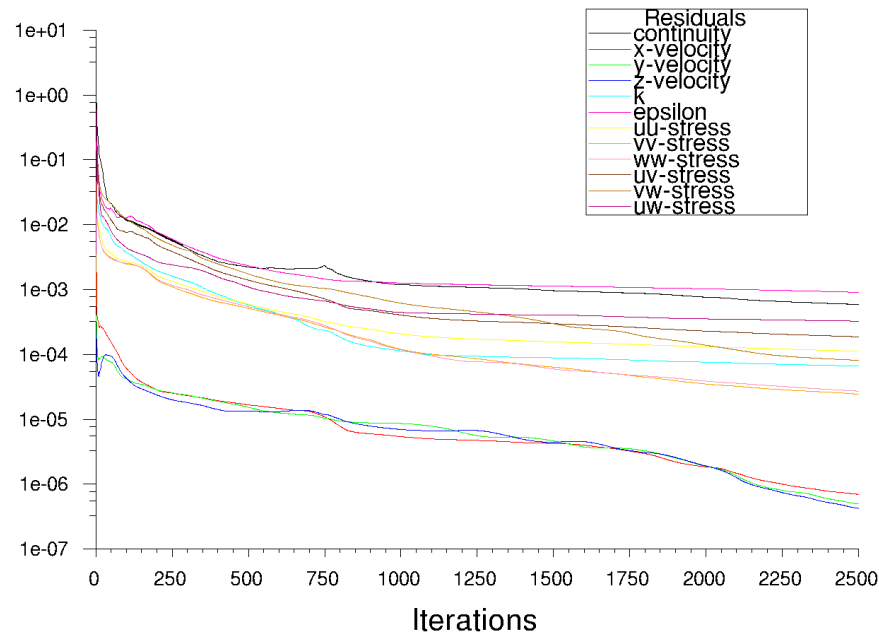


Figura 3.14: Evolución de los residuos (Placa plana cuadrada, $U_{\infty} = 0.3 \text{ m/s}$ $\alpha = 5^{\circ}$)

A partir de la Figura 3.12 y Figura 3.13 se puede observar como la simulación ha convergido ya que tanto los coeficientes de sustentación y resistencia como el valor máximo de la vorticidad permanecen constante. Hay que destacar el hecho de que se logra una convergencia en la zona del álabo mucho antes que aguas abajo. Adicionalmente los residuos van disminuyendo y alcanzan valores por debajo de 10^{-3} para continuidad y para el ratio de disipación de la energía cinética turbulenta ϵ que son las ecuaciones que generalmente presentan residuos mayores. En este caso el residuo más alto es el de ϵ con un valor de 9×10^{-4} como se muestra en la Figura 3.15 tomada de la consola de ANSYS Fluent durante la simulación. Al cumplir los residuos con las recomendaciones de ser menores de 10^{-3} y las magnitudes físicas haber alcanzado un valor constante, puede considerarse que la simulación ha convergido.

iter	continuity	x-velocity	y-velocity	z-velocity	k	epsilon
2498	5.9013e-04	6.9814e-07	4.9765e-07	4.2540e-07	6.6016e-05	9.0820e-04
2499	5.8920e-04	6.9710e-07	4.9737e-07	4.2473e-07	6.6006e-05	9.0808e-04
2500	5.8999e-04	6.9605e-07	4.9646e-07	4.2409e-07	6.5993e-05	9.0771e-04

iter	uu-stress	vv-stress	ww-stress	uv-stress	vw-stress	uw-stress
2498	1.1202e-04	2.4516e-05	2.7226e-05	1.8747e-04	8.0983e-05	3.2588e-04
2499	1.1201e-04	2.4502e-05	2.7210e-05	1.8739e-04	8.0924e-05	3.2586e-04
2500	1.1195e-04	2.4484e-05	2.7191e-05	1.8732e-04	8.0857e-05	3.2576e-04

Figura 3.15: Residuos (Placa plana cuadrada, $U_{\infty} = 0.3 \text{ m/s}$ $\alpha = 5^{\circ}$)

Por último, se pasa a comprobar los valores obtenidos de y^+ , para ello se han representado los contornos de dicha magnitud en el álabo y se muestran en la Figura 3.16. Aunque no se distingue muy bien, en la imagen el valor máximo cercano a 4 se alcanza en puntos aislados del borde de ataque y en la mayor parte del álabo se logra un valor muy próximo a la unidad o incluso inferior.

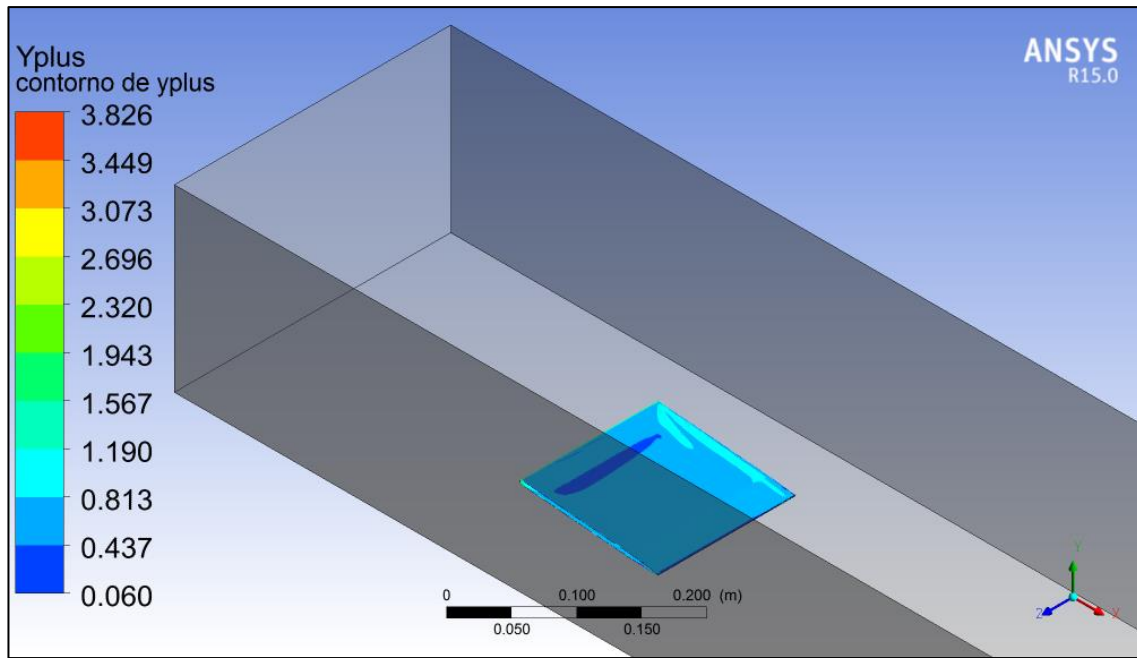


Figura 3.16: Contornos de y^+ (Placa plana cuadrada, $U_\infty = 0.3 \text{ m/s}$ $\alpha = 5^\circ$)

3.5.2 Placa plana con flecha

En este caso de estudio se pasó a analizar la influencia de la flecha en la generación de vórtices. En las alas en flecha se da el fenómeno de barrido hacia las puntas generando una corriente que va desde el encastre del ala hacia las puntas debido al gradiente de presiones. Esta corriente se opone al movimiento de los vórtices, por lo que en un principio no sería deseable. Sin embargo, el efecto contrario cabe esperar en alas con flecha negativa, lo cuál podría ser positivo. Además, las alas con flecha presentan un máximo de C_l cercano a las puntas en lugar de a la raíz como ocurre en alas rectangulares. Esto puede permitir que al tener más sustentación cerca del borde marginal, los vórtices que se generen sean más intensos. Las geometrías estudiadas mantienen el área de la forma en planta (S) constante e igual a la del resto de casos ($S = 0.0225 \text{ m}^2$). La envergadura (b) también se mantiene constante e igual a 0.15 m . Además, el borde de salida se mantiene completamente ortogonal a la dirección del fluido por lo que sólo se modifica la flecha en el borde de ataque (φ). Esto provoca que las cuerdas en la raíz (c_r) y en la punta (c_t) vayan variando, concretamente mientras más negativa sea la flecha menor será c_r y mayor c_t por lo que se tiene una mayor distancia en la se están generando y enrollando los vórtices, hecho que puede ser de interés.

La forma en planta de las geometrías estudiadas así como sus medidas se muestran en la Figura 3.17 y van desde un ángulo de flecha negativa $\varphi = -30^\circ$ hasta un ángulo de flecha positiva $\varphi = 30^\circ$, siendo el valor de -30° el que se ha ensayado en Jiménez (2018). En este caso, se ha fijado el ángulo de ataque en un valor $\alpha = 7.5^\circ$ y la velocidad del flujo en $U_\infty = 0.3 \text{ m/s}$. El motivo ha sido poder centrarnos en la influencia de la forma en planta independientemente del resto de parámetros.

El borde de salida es diferente del caso anterior. La razón reside en que el álabe ensayado experimentalmente con flecha negativa no tenía el mismo acabado en el borde de salida que los álaves ensayados para el caso de la placa cuadrada, por lo que el borde de salida ha sido extrapolado de la geometría ensayada en el canal.

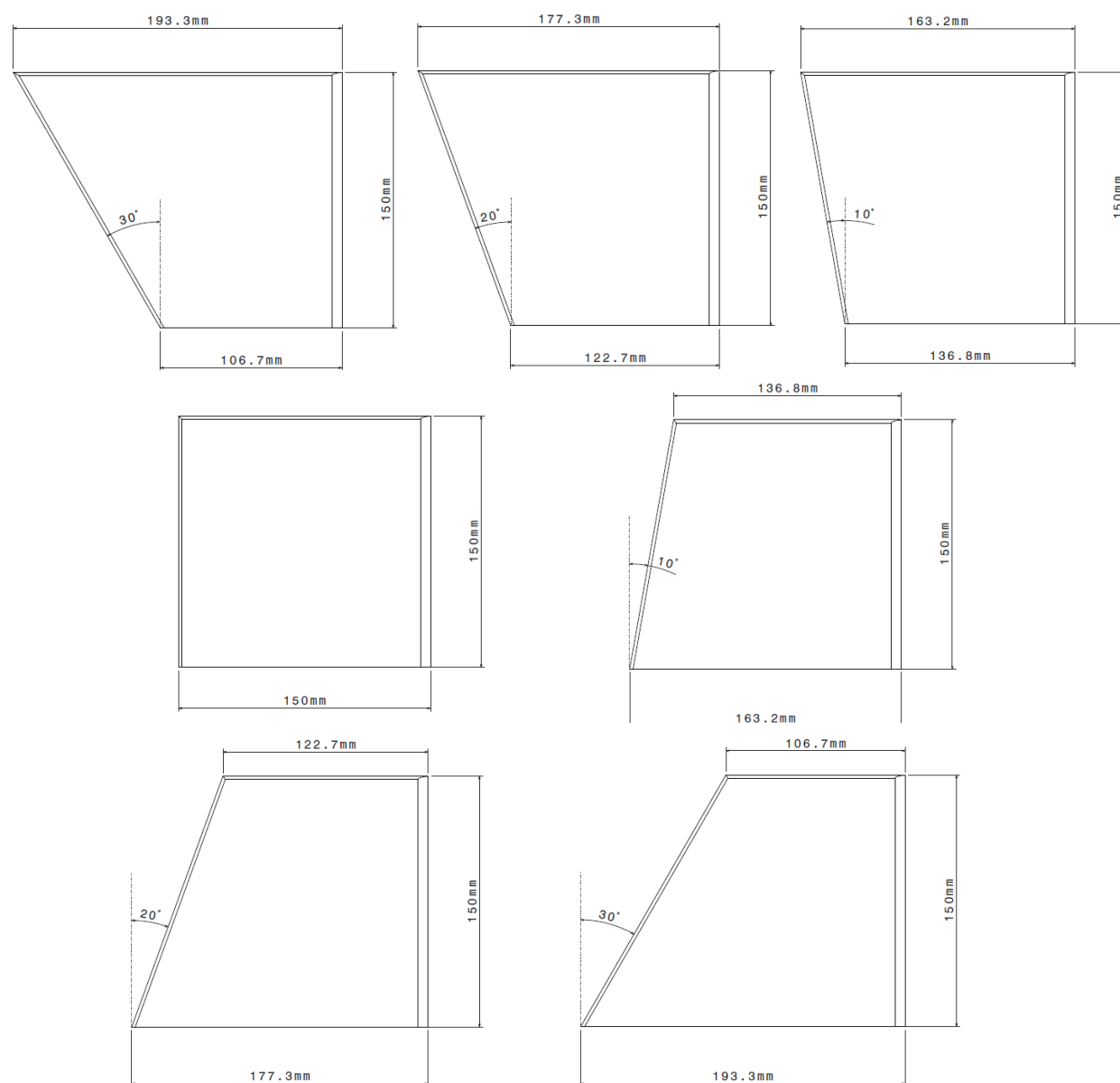


Figura 3.17: Forma en planta de las geometrías con diferentes flechas estudiadas

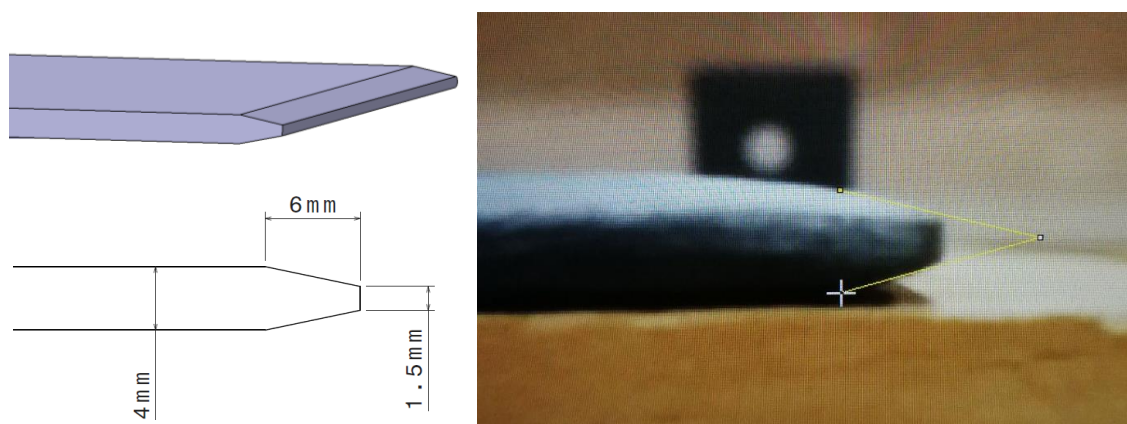


Figura 3.18: Borde de salida para el estudio de la flecha simulado en CFD (izquierda) y ensayado experimentalmente (derecha)

En lo referente al mallado, modelo de turbulencia, convergencia y el valor de y^+ se ha procedido de forma similar a la comentada en el caso anterior. Se ha mantenido la malla tipo *cutcell*, el modelo de turbulencia RSM $k - \epsilon$ y los mismos criterios de convergencia.

3.5.3 Álabes con curvatura

En este caso se pretende analizar cómo afecta la curvatura del perfil del álabes en los vórtices generados. Para ello se ha modelado el perfil del álabes como un perfil aerodinámico NACA de 4 dígitos. El código de 4 dígitos que definen estos perfiles se dividen en tres parámetros:

- Primer dígito: representa la curvatura máxima del perfil expresada en porcentaje de la cuerda. De forma que un perfil NACA 5XXX tendrá una curvatura máxima del 5% de la cuerda.
- Segundo dígito: hace referencia a la posición de la curvatura máxima. Este dígito multiplicado por 10 es el porcentaje de la cuerda en el que se encuentra la curvatura máxima. De esta forma un perfil NACA X6XX tendrá la curvatura máxima en el 60% de la cuerda.
- Tercer y cuarto dígito: representan el espesor máximo del perfil expresado en porcentaje de la cuerda. Por ejemplo, para un perfil NACA XX12, se tendría un espesor máximo del 12% de la cuerda. Hay que tener en cuenta que los perfiles NACA de 4 dígitos siempre tienen localizado el espesor máximo en el 30% de la cuerda.

El estudio de la curvatura se ha basado en dos parámetros, por un lado se ha estudiado la influencia de la posición de la curvatura máxima para una curvatura fijada y por otro lado se ha estudiado la influencia de la curvatura máxima para una posición fijada de esa curvatura. En definitiva, se han estudiado como afecta la variación de los primeros dos dígitos a los vórtices generados.

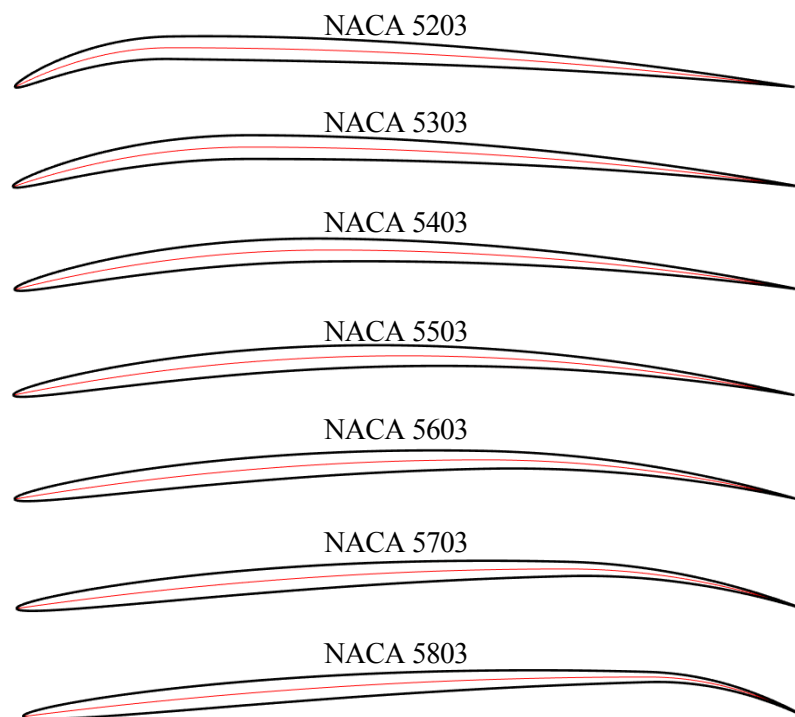


Figura 3.19: Perfiles con variación de la posición de la curvatura estudiados

En concreto, en la Figura 3.19 se muestran los perfiles aerodinámicos analizados para el estudio de la posición de la curvatura, donde se ha fijado una curvatura máxima del 5% y su posición se ha variado desde el 20% de la cuerda hasta el 80%.

Para el análisis de la curvatura máxima se ha fijado la posición de la curvatura en un 50% de la cuerda y el valor de la curvatura máxima ha variado desde 0 (placa plana) hasta un 9%, que es la curvatura máxima habitual en los perfiles NACA de 4 dígitos. Los perfiles estudiados en este último caso se muestran en la Figura 3.20.

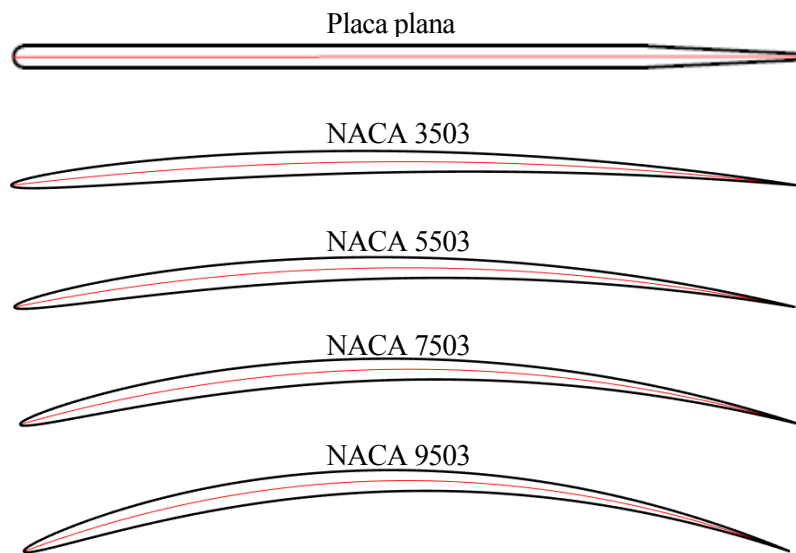


Figura 3.20: Perfiles con variación de la curvatura máxima estudiados

Teniendo en cuenta que se tienen datos experimentales de un álabo cuyo perfil se asemejaba a un NACA 5503 en Navarro (2017), se han seleccionado los dos últimos dígitos del perfil para que coincidan con los del ensayo experimental. De esta forma es posible comparar después los resultados. En cuanto a la envergadura y la cuerda, se han fijado los mismos que en el caso de la placa plana cuadrada ($c = 150 \text{ mm}$ y $b = 150 \text{ mm}$) para mantener la superficie del álabo constante en todos los casos y porque también son las dimensiones en el caso del ensayo experimental que se acaba de mencionar. La velocidad del fluido se ha mantenido en $U_\infty = 0.3 \text{ m/s}$ al igual que en el caso anterior. El ángulo de ataque también se ha mantenido en 7.5° , aunque se han hecho algunas simulaciones con distintos ángulos de ataque para el caso del NACA 5503. El motivo de estas simulaciones ha sido poder comparar con más datos experimentales y comprobar si es más beneficioso la curvatura o el ángulo de ataque.

En lo referente al modelo de turbulencia y al criterio de convergencia no se ha modificado nada. Se sigue utilizando para todas las simulaciones el modelo RSM $k - \epsilon$ y los criterios de convergencia son los mismos. Sin embargo, en esta ocasión si ha habido que hacer cambios en la forma de realizar la malla como se explica a continuación.

3.5.3.1 Mallado para el caso del álabo con curvatura

El mallado de un perfil NACA no es tan fácil como el mallado de la placa sin curvatura. Una de las principales causas es la gran curvatura que presentan estos perfiles en la zona del borde de ataque para reducir la resistencia aerodinámica. Este hecho se puede apreciar perfectamente en la Figura 3.20 en

la que aparecen tanto la placa plana como los perfiles NACA. Se aprecia como la placa plana presenta un radio de curvatura del borde de ataque de 2 mm , la mitad del espesor de la placa. Por otro lado, se distingue como los perfiles tienen un radio de curvatura mucho más pequeño, del orden de 0.15 mm . Esto provoca que sea necesario refinar mucho más la malla en el borde de ataque para poder captar correctamente la curvatura. En caso de no refinar mucho más la malla para estos casos, aparece el problema que puede verse en la Figura 3.21. En la imagen superior de la figura, se observa como la malla no se adapta bien al borde de ataque en la zona de unión del álabe con la pared del canal. Incluso, se generan celdas dentro del álabe creando una geometría irregular que no es aceptable. Por otro lado, en la imagen inferior se muestra una zona del interior del álabe y se aprecian de nuevo las celdas que surgen en el borde de ataque debido a la imposibilidad de adaptarse correctamente a la curvatura. Como se puede ver, las celdas tipo *cutcell* no se adaptan bien a grandes curvaturas e incluso no es posible generar las celdas paralelas a la superficie con la herramienta *inflation*. El tamaño necesario de celda para recoger bien la geometría debería ser mucho menor y el número de celdas que se obtendrían conllevaría unos recursos computacionales excesivos.

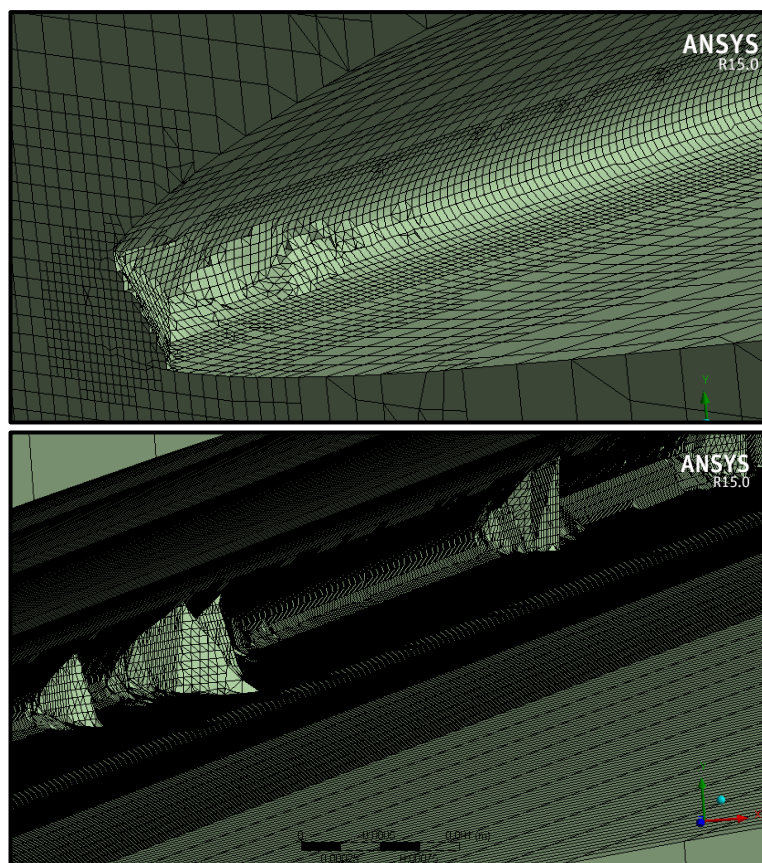


Figura 3.21: Fallo de la malla *cutcell*

Por lo tanto, se hizo necesario cambiar el tipo de malla. Entre las tres opciones de malla que se estudiaron, la malla tetraédrica era la que más se acercaba a los resultados de la malla *cutcell* como se deduce de la Figura 3.4. No obstante, también es la que más celdas tiene y la más pesada computacionalmente hablando. Por este motivo se decidió utilizar una malla poliédrica para que se adaptara mejor al borde de ataque del perfil y como este problema no afectaba al núcleo del vórtice se decidió mantener la malla *cutcell* en el núcleo para no perder precisión en la caracterización de los

vórtices. De esta forma aunque se pudiera perder algo de precisión en el cálculo de la capa límite no afectaría demasiado al vórtice. Adicionalmente este cambio en la forma del mallado ayudó a mejorar la convergencia obteniéndose valores de los residuos más bajos que en el resto de casos. Aunque esto no hizo que el número de iteraciones necesarias para lograr la convergencia se redujera en exceso ya que seguían siendo necesarias del orden de 2250 iteraciones para lograr que los monitores de magnitudes físicas convergiesen a un valor constante.

4 OBTENCIÓN DE RESULTADOS

Los principales resultados que se pretenden obtener de las simulaciones son los valores del coeficiente de resistencia y coeficiente de sustentación, así como la intensidad del vórtice y el radio viscoso del mismo. En este capítulo se describe el método seguido para obtener las medidas estas magnitudes a partir de las simulaciones.

4.1 Visualización del vórtice

El primer paso es lograr la visualización tridimensional del vórtice. Es importante visualizarlo para poder discernir si en primera instancia los resultados obtenidos son los esperados. Para ello, se ha recurrido tanto a superficies de isovorticidad como a las líneas de corriente. En la Figura 4.1 se muestran dichas isosuperficies de vorticidad coloreadas en función de la velocidad tangencial v_θ . Sólo se ha tenido en cuenta la coordenada x del vector vorticidad porque es la que recoge el movimiento rotatorio del vórtice y de esta forma los efectos de la pared y la estela no aparecen en la imagen. En la imagen se aprecia como el vórtice se empieza a formar prácticamente desde el borde de ataque y se va desarrollando enrollando hasta que alcanza el borde de salida. Otro aspecto que puede verse en la imagen es que el vórtice prácticamente es paralelo a la dirección de la corriente. Es decir, apenas se defleca con el ángulo de ataque de la placa.

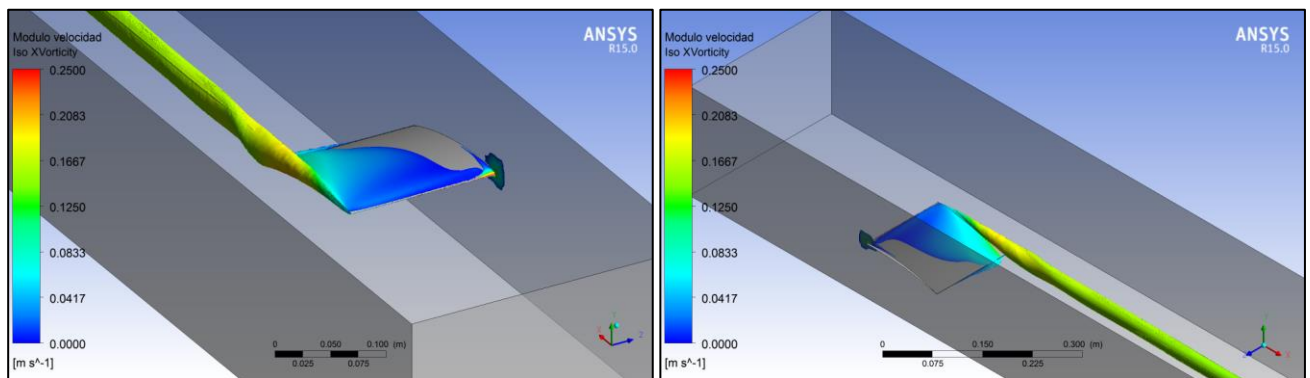


Figura 4.1: Isosuperficies de vorticidad para un NACA 5503

El vórtice también se puede apreciar en las líneas de corriente coloreadas en función del módulo de la velocidad mostradas en la Figura 4.2. Estas líneas pasan por el extradós del álabo donde adquieren un tono más rojizo debido a que en esa parte el fluido se acelera aumentando la velocidad y disminuyendo la presión. Las líneas más cercanas al borde marginal claramente adquieren una trayectoria helicoidal debido al vórtice. Por otro lado, las líneas que se encuentran en el centro del álabo, como están algo más alejadas del vórtice, no modifican tanto su trayectoria y sólo se curvan ligeramente. Por último, puede distinguirse como las líneas de corriente más pegadas a la pared donde se une el álabo tiene un tono azulado debido a la condición de impenetrabilidad de la pared que obliga al fluido a tener una

velocidad nula justo en la zona de contacto del fluido con la pared. En la parte inferior de la figura se ha representado una vista lateral de las líneas de corriente que sería la base de las medidas experimentales. Se aprecian una serie de ondas sinusoidales fruto de la proyección lateral de las trayectorias helicoidales de las partículas fluidas. En las medidas experimentales, se capturaban fotografías de estas ondas a partir de partículas trazadoras que después se analizaban para determinar la distancia radial al núcleo del vórtice y la velocidad tangencial de las partículas. Como se aprecia en la imagen, muy pocas ondas son claramente apreciables y además, éstas se encuentran muy cerca del vórtice ya que si se quieren recoger las trayectorias en una zona lejana del núcleo, las ondas tendrán una longitud de onda mucho mayor ya que como hemos explicado tardan mucho más en completar un giro en torno al vórtice. Incluso, hay distancias para las que ni si quiera es posible captar un giro completo en toda la longitud del canal. Por esta razón los puntos experimentales se encuentran en zonas muy cercanas al núcleo del vórtice, ya que es muy difícil obtener valores experimentales a distancias lejanas. Esto puede verse muy bien en la Figura 3.5, donde sólo se tienen datos hasta un radio de unos 18 mm . A diferencia de los resultados experimentales, las simulaciones CFD permiten obtener datos a cualquier distancia como se aprecia en la Figura 3.7, donde se obtienen datos para un radio de hasta casi 150 mm que es prácticamente la distancia a la que se encuentra la pared del canal y a partir de la cual ya empezarían a apreciarse los efectos de capa límite.

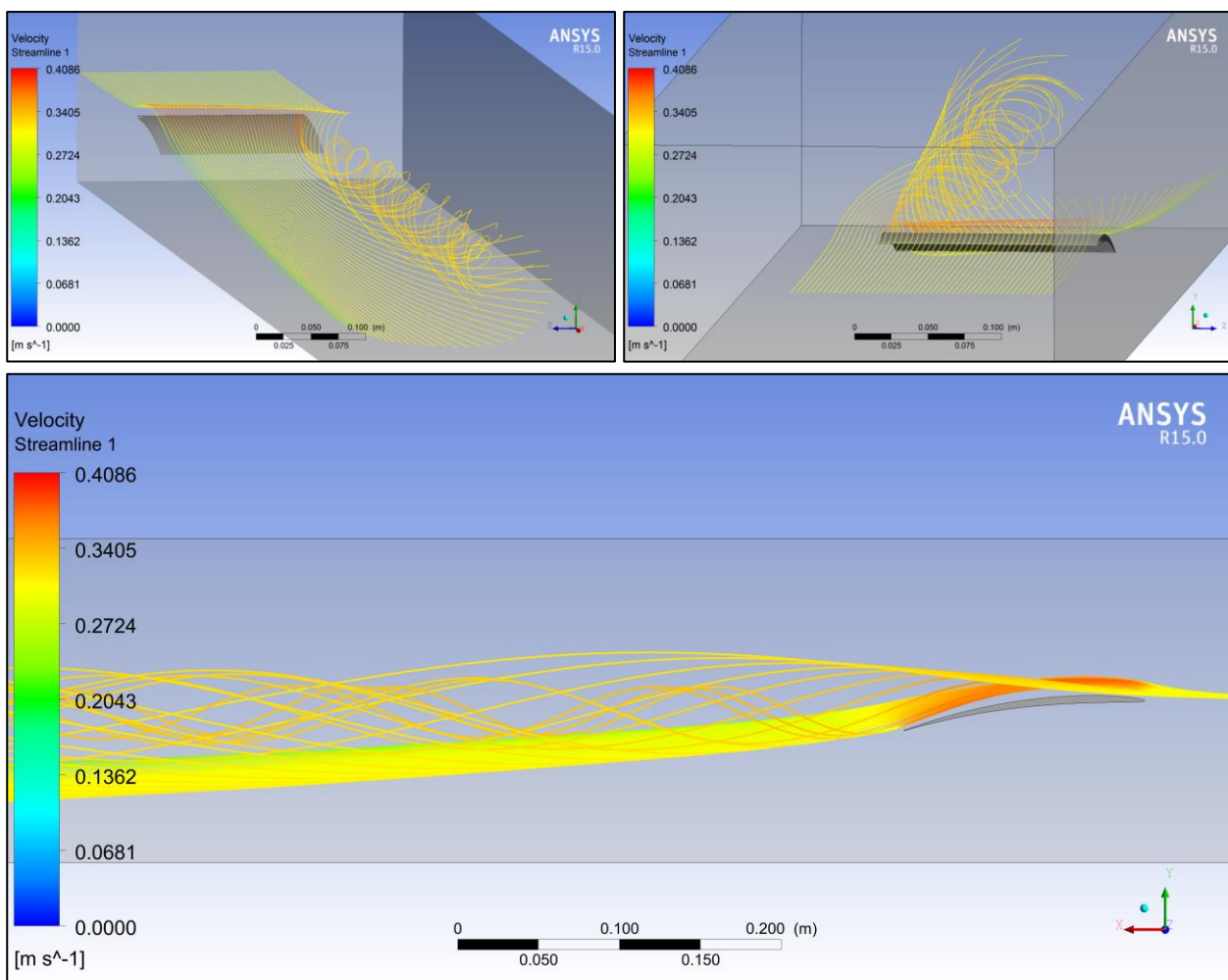


Figura 4.2: Líneas de corriente para un NACA 5503

4.2 Cálculo de C_D y C_L

Para poder caracterizar la pérdida de carga que genera cada geometría y configuración se ha hecho uso del coeficiente de resistencia aerodinámica del álabe puesto que ésta es la única contribución a la pérdida de carga a excepción del propio rozamiento de las paredes. Por este motivo es muy importante calcularlo con precisión. El coeficiente de sustentación también será de utilidad, sobre todo a la hora de comparar los resultados de las simulaciones con resultados teóricos. También proporciona información adicional para poder interpretar los resultados que se obtengan por lo que también es importante saberlo con precisión.

Para la obtención tanto de del coeficiente de resistencia como de sustentación se ha hecho uso de la opción disponible en ANSYS Fluent, que permite obtener estos valores para cualquier superficie definida con una condición de contorno de impenetrabilidad. Para el cálculo de estos coeficientes hace uso de la superficie de referencia, la velocidad de referencia, la densidad y la componente correspondiente de la fuerza que genera el fluido sobre la placa. La fuerza generada se calcula teniendo en cuenta tanto las fuerzas de presión como las fuerzas viscosas en la superficie de la placa.

4.3 Cálculo de Γ y R_v

A continuación, para poder caracterizar el vórtice es necesario identificar el centro del mismo. Se ha decidido calcular tanto la intensidad del vórtice como el radio viscoso a una distancia de 40 *cm* aguas abajo del álabe ya que esta distancia es el promedio en el que se tomaron los datos experimentales. Además, justo tras el álabe se genera una estela de una longitud aproximada a la cuerda del álabe. Esta estela puede influir en el campo de velocidades y perturbar los datos en su proximidad por lo que a la distancia seleccionada se minimizan estos efectos perturbadores ya que está suficientemente lejos de la misma. Una vez definido el plano en el que se van a realizar las medidas, se representan en dicho plano los contornos de velocidad tangencial definida según (4.1) teniendo en cuenta el sistema de coordenadas utilizado. La función de estos contornos de velocidad es poder identificar fácilmente la localización del centro del vórtice el cual deberá tener una velocidad tangencia nula y servirá como origen de coordenadas para los perfiles de velocidad.

$$v_\theta = \sqrt{v_y^2 + v_z^2} \quad (4.1)$$

Ahora es necesario determinar en qué dirección se va a tomar la coordenada radial y las medidas del perfil de velocidades. En la Figura 3.10, en la cual se representaban los contornos de velocidades para dos modelos de turbulencia y varias distancias aguas abajo del álabe, se puede ver como el vórtice no es axilsimétrico. Las velocidades tangenciales no son independientes de la coordenada circunferencial θ . Además, esta falta de simetría está presente en los dos modelos de turbulencia que se muestran en la figura por lo que posiblemente se deba a la falta de simetría de las condiciones de contorno. Por un lado, el canal no tiene las mismas dimensiones en dirección Y y Z. Mientras que tiene un ancho de 30 *cm*, tan solo tiene una profundidad de 20 *cm*. Adicionalmente, el eje del vórtice no está localizado justo en el centro de la sección del canal. Por otro lado, la principal contribución a esta falta de simetría podría ser la condición de contorno de simetría en la parte superior del canal. Esta condición de contorno provoca que no haya efectos de capa límite en esta zona del dominio fluido. Esto puede ayudar a que en esta zona el fluido se frene menos de lo que lo hace en las otras direcciones y por eso

provoca un aumento de la velocidad tangencial en dirección hacia la superficie superior del canal. Debido a esta falta de simetría del campo de velocidades del vórtice, los resultados variarán dependiendo de en qué dirección se realice la medida de las velocidades tangenciales. Para tener en cuenta este efecto, se ha tomado un perfil de velocidades en la dirección horizontal y otro en la dirección vertical, según indican las líneas de la Figura 4.3. El perfil de velocidades según la dirección vertical va desde el núcleo del vórtice hacia la superficie abierta del canal para poder recoger ese incremento de velocidades. El perfil de velocidades según la dirección horizontal va desde el núcleo del vórtice hacia la pared más alejada de este, que es la contraria a la que está unida el álabe, para poder recoger el mayor número de puntos y una distancia mayor.

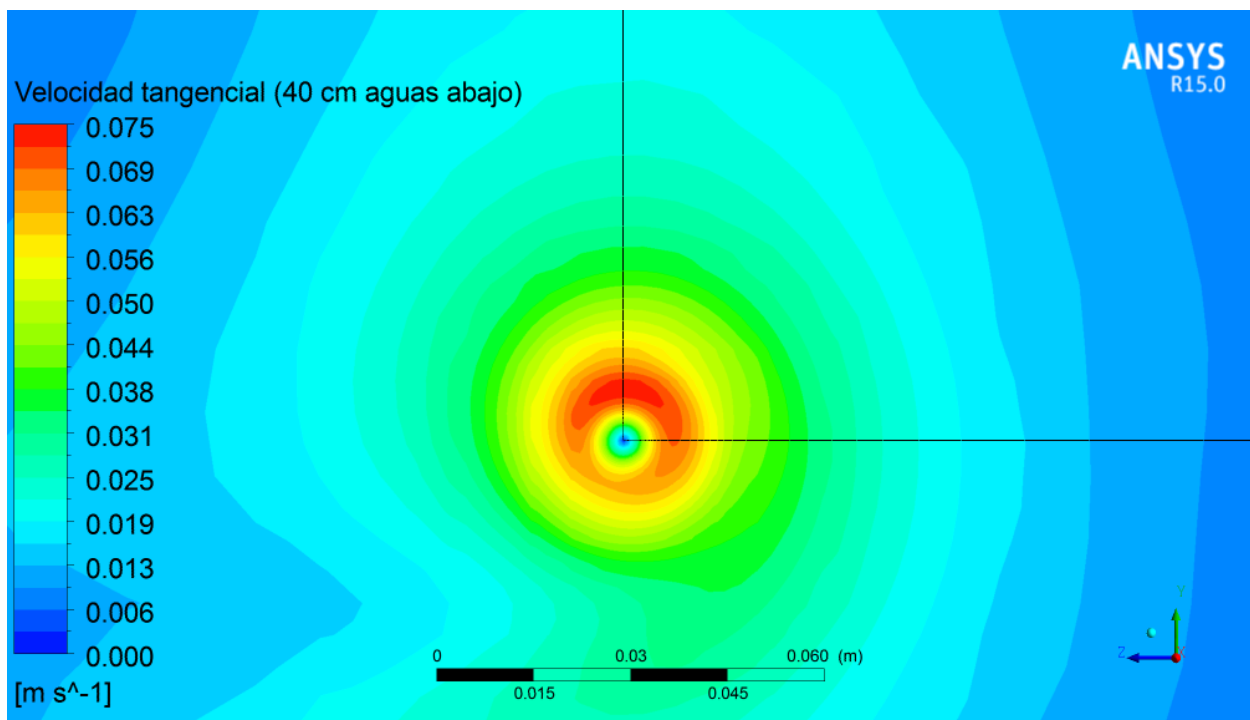


Figura 4.3: Direcciones en las que se ha medido el perfil v_θ (Placa plana cuadrada, $U_\infty = 0.3 \text{ m/s}$ $\alpha = 5^\circ$)

Finalmente, en las líneas trazadas se recoge la coordenada radial y el valor de la velocidad tangencial obtenido de la simulación. Los valores que se obtienen no son continuos sino que están discretizados en función de las celdas de la malla por las que pasan las líneas. Por lo tanto, realmente se obtiene una nube de puntos. Ejemplos de estas nubes de puntos se pueden ver en la Figura 3.4 y Figura 3.7. Esos puntos son ajustados haciendo uso de la herramienta *Curve Fitting* de MATLAB mediante el modelo de vórtice correspondiente de entre los descritos en las ecuaciones (2.24-2.32). Como ya se dijo, por norma general se hará uso del modelo de Burnham-Hallock (2.27) aunque también se utilizarán otros modelos para comparar. El ajuste que se lleva a cabo a través de esta herramienta de MATLAB puede configurarse en función del algoritmo que se desee. Para estos ajustes se ha utilizado el método de los mínimos cuadrados de forma que tras darle a esta herramienta la ecuación a la que debe ajustar los puntos, nos proporciona los valores de los parámetros de dicha ecuación que minimizan la suma de los errores al cuadrado. Como los modelos de vórtice que se han utilizado sólo tienen como parámetros de ajuste las dos magnitudes físicas que deseamos conocer (Γ y R_v), se obtienen directamente los valores de esas magnitudes que hacen que el modelo de vórtice se ajuste a los puntos obtenidos

mediante CFD con el menor error posible. Adicionalmente, la herramienta nos da un valor del estadístico R^2 que nos indica lo bueno que ha sido el ajuste, así como algunos parámetros más como error medio, error cuadrático medio y suma de los errores al cuadrado entre otros. En algunas ocasiones estos ajustes serán mejores que en otros. Esto puede deberse a que el propio modelo no se ajusta bien al tipo de vórtice en cuestión y sería necesario otro modelo o incluso la combinación de varios. Es por esto que siempre se ha utilizado el mismo modelo para poder comparar todas las soluciones aunque en ocasiones no se ajuste tan bien como sería deseable.

Con el objetivo de evitar esta dependencia con la dirección en la que se mide el perfil de velocidades debido a la asimetría del campo de velocidades, se ha estudiado también la vorticidad del dominio fluido. Como ya se comentó, la circulación de corriente puede definirse a través de la vorticidad según se indica en la ecuación (2.33). Por tanto, si se representan los perfiles de vorticidad se espera obtener un pico de vorticidad en el núcleo del vórtice que después cae rápidamente ya que en la zona potencial la vorticidad debe ser 0. Justamente, esto es lo que se observa en la Figura 4.4, donde se muestran los contornos de la componente X de la vorticidad para el caso de la placa plana cuadrada a un ángulo de ataque $\alpha = 5^\circ$. En esta ocasión, se puede apreciar como el campo de vorticidades es mucho más simétrico que el de velocidades, siendo independiente de la coordenada circunferencial θ . Por consiguiente, se podrá caracterizar el vórtice a partir de la vorticidad en cualquier dirección. Además se distingue claramente el núcleo del vórtice con una vorticidad muy alta que rápidamente descende a medida que nos alejamos del núcleo. Adicionalmente, se distingue una zona de baja vorticidad que se enrolla entorno al vórtice. Esta zona es el efecto de la estela aguas abajo ya que, como se aprecia en las líneas de corriente de la Figura 4.2, ésta también se curva hacia el vórtice adquiriendo cierta vorticidad de valor muy pequeño pero apreciable.

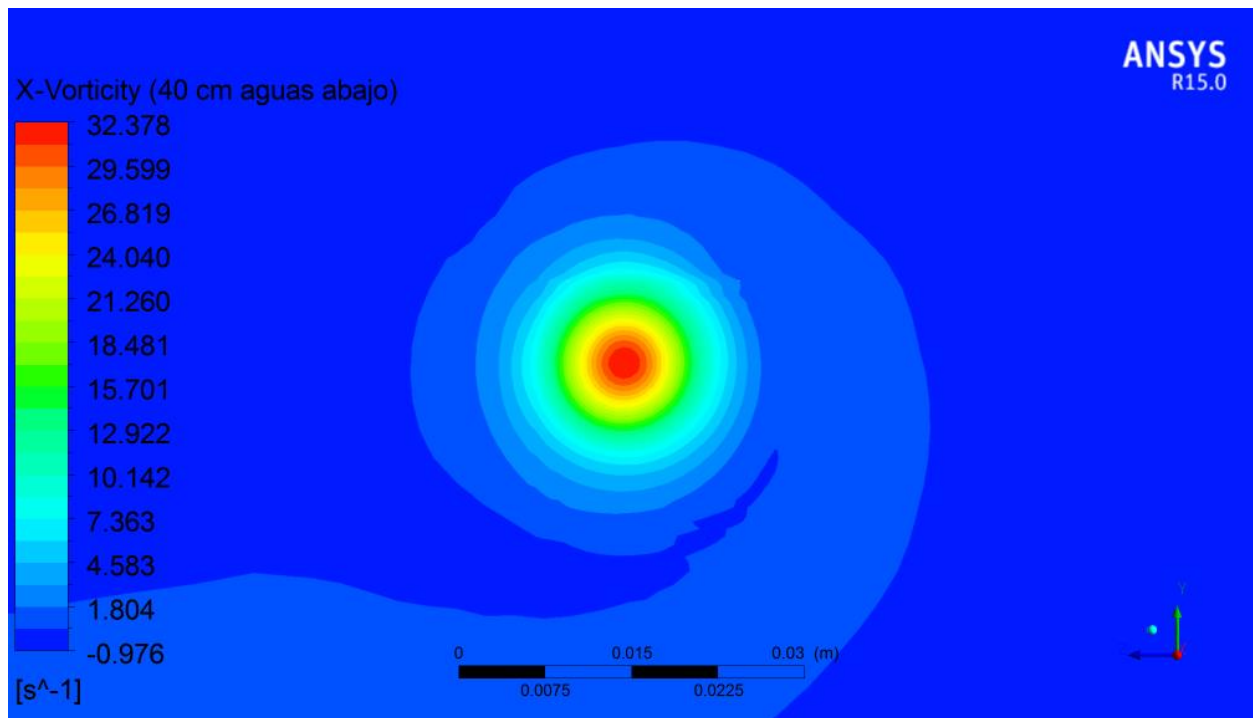


Figura 4.4: Contornos de ω_x 40 cm aguas abajo (Placa plana cuadrada, $U_\infty = 0.3 \text{ m/s}$ $\alpha = 5^\circ$)

Para caracterizar el vórtice a partir de la vorticidad el procedimiento es similar al descrito con las velocidades tangenciales. Habría que trazar una línea que pase por el centro del vórtice, donde la vorticidad sea máxima y tomar los valores de vorticidad. A continuación, habría que ajustar la curva para obtener los valores de Γ y R_v . Un ejemplo de la nube de puntos que se obtendría a partir del caso de la Figura 4.4 se muestra a continuación en la Figura 4.5. Se observa claramente el pico de vorticidad y como tiende a 0 en la zona potencial. También se puede ver un pequeño aumento de vorticidad en la zona del radio viscoso debido al enrollamiento de la estela comentado anteriormente. Este efecto no es recogido por ningún modelo y puede provocar que al ajustar el modelo no se adapte a la perfección a la nube de puntos.

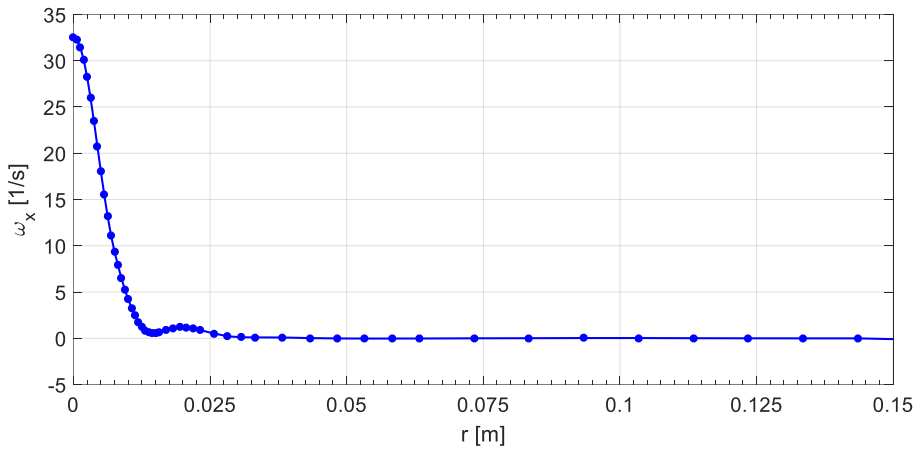


Figura 4.5: Perfil CFD de ω_x 40 cm aguas abajo (Placa plana cuadrada, $U_\infty = 0.3 \text{ m/s}$ $\alpha = 5^\circ$)

Los modelos descritos en las ecuaciones (2.24-2.32) son modelos para la velocidad tangencial, no para la vorticidad. Es necesario obtener una expresión de la componente X de la vorticidad a partir de dichos modelos que tenga como parámetros el radio viscoso y la circulación de corriente. Dado que el vector vorticidad está relacionada con la velocidad según la expresión (4.2), es fácil obtener una expresión de la coordenada X de la vorticidad a partir del modelo de Burnham-Hallock, que es el que más utilizaremos.

$$\vec{\omega} = \nabla \times \vec{v} \quad (4.2)$$

Teniendo en cuenta que la componente perpendicular al plano $r - \theta$ del rotacional en coordenadas cilíndricas, componente X en este caso, puede expresarse según la ecuación (4.3) y la velocidad radial del vórtice (v_r) es 0, se obtiene la expresión para ajustar ω_x , según el modelo de Burnham-Hallock, que se indica en (4.4).

$$(\nabla \times \vec{v})_x = \frac{1}{r} \frac{\partial}{\partial r} (r v_\theta) - \frac{1}{r} \frac{\partial v_r}{\partial \theta} \quad (4.3)$$

$$\omega_x = \frac{1}{r} \frac{\partial}{\partial r} \left(\frac{\Gamma}{2\pi} \left(\frac{r^2}{r^2 + R_v^2} \right) \right) = \frac{\Gamma}{\pi} \frac{R_v^2}{(r^2 + R_v^2)^2} \quad (4.4)$$

5 RESULTADOS

En este capítulo se muestran los resultados obtenidos en cuanto a C_L , C_D , Γ , R_v y eficiencia en las simulaciones numéricas para todos los casos estudiados. Adicionalmente, los valores obtenidos numéricamente en las simulaciones siempre se muestran en tablas. También se analizan dichos resultados comprándolos con los valores experimentales de diferentes trabajos.

5.1 Placa plana cuadrada

Este caso ha sido estudiado para poder dar una comparativa entre los resultados de las simulaciones y los resultados experimentales. De esta forma se podría demostrar que los resultados del CFD son aceptablemente parecidos a los experimentales y por tanto, nos podemos servir de las simulaciones para estudiar más en profundidad diversas geometrías.

5.1.1 Coeficiente de sustentación

A continuación se muestran los valores de C_L que se han obtenido en las simulaciones CFD para los distintos ángulos de ataque y velocidades de la corriente con líneas de puntos. Además, los valores exactos se encuentran en la Tabla III. Para poder comparar, también se muestran los resultados teóricos de la teoría potencial obtenidos haciendo uso del método Vortex-Lattice.

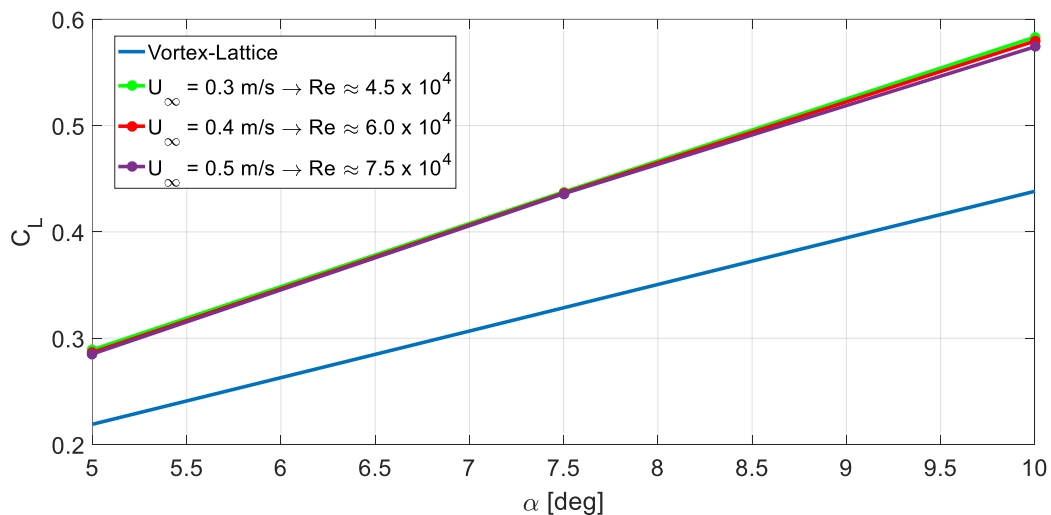


Figura 5.1: C_L frente α para la placa plana cuadrada

	$\alpha = 5^\circ$	$\alpha = 7.5^\circ$	$\alpha = 10^\circ$
$U_\infty = 0.3 \text{ m/s}$	0.2892	0.4376	0.5832
$U_\infty = 0.4 \text{ m/s}$	0.2866	0.4365	0.5794
$U_\infty = 0.5 \text{ m/s}$	0.2852	0.4359	0.5740

Tabla III: C_L obtenido mediante CFD para la placa plana cuadrada

Las variaciones del coeficiente de sustentación con la velocidad son mínimas para los casos simulados ya que tampoco hay grandes variaciones de Re . La evolución frente al ángulo de ataque es claramente lineal coincidiendo con lo que se esperaba a partir de la teoría. No obstante, no se obtienen los mismo valores de C_L mediante las simulaciones y mediante Vortex-Lattice. Esto puede deberse a que las condiciones de contorno en ambos casos no son iguales. En las simulaciones se ha tenido en cuenta las condiciones reales en las que el álabe está unido a la pared del canal y se encuentra confinado. El Vortex-Lattice supone un ala en una corriente libre por lo que no se ve afectado por posibles paredes. Por lo tanto, es posible que se produzca algo de efecto suelo aumentando la sustentación en el caso real frente al Vortex-Lattice. Además, la condición de $Fr \ll 1$ en la que se basa la teoría potencial para despreciar las fuerzas gravitatorias no se cumple para estos casos. Para una velocidad $U_\infty = 0.5 \text{ m/s}$, teniendo en cuenta que la cuerda es de 0.15 m se obtiene $Fr = 0.17$ que no es mucho menor que la unidad. Por estos motivos es de esperar que los valores adquiridos mediante CFD se alejen algo de los logrados mediante la teoría potencial.

5.1.2 Coeficiente de resistencia aerodinámica

Ahora se representan los valores de C_D para todos los casos de placa plana cuadrada simulados mediante CFD y el valor de C_{Di} que se obtiene mediante el método de Vortex-Lattice. De nuevo, como cabe esperar, hay pocas diferencias al variar la velocidad ya que el número de Reynolds no varía considerablemente. Cabe destacar que la resistencia sigue una tendencia cuadrática típica frente al ángulo de ataque para los resultados obtenidos mediante CFD. Hay que tener en cuenta que la gran diferencia entre la curva del método de Vortex-Lattice y el resto no es debida sólo a la diferencia de condiciones de contorno sino también a que con el Vortex-Lattice sólo se ha obtenido la resistencia inducida, habría que añadir la resistencia debida a la presión y a efectos viscosos. Aun así se aprecia como la resistencia inducida aumenta muy poco debido al ángulo de ataque lo que sugiere que tanto la resistencia de presión como la viscosa aumentan considerablemente con el ángulo de ataque.

	$\alpha = 5^\circ$	$\alpha = 7.5^\circ$	$\alpha = 10^\circ$
$U_\infty = 0.3 \text{ m/s}$	0.04577	0.07417	0.1185
$U_\infty = 0.4 \text{ m/s}$	0.04358	0.07212	0.1169
$U_\infty = 0.5 \text{ m/s}$	0.04202	0.07086	0.1157

Tabla IV: C_D obtenido mediante CFD para la placa plana cuadrada

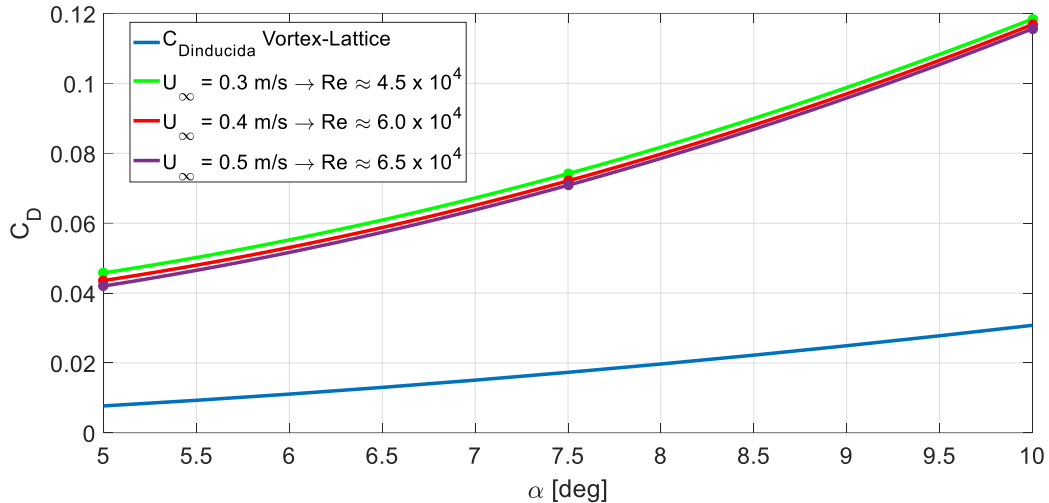


Figura 5.2: C_D frente a α para la placa plana cuadrada

5.1.3 Circulación de corriente y radio viscoso

Antes de mostrar los datos finales sobre circulación y radio viscoso obtenidos, es conveniente comprobar si los perfiles de velocidad extraídos de las simulaciones CFD se aproximan a los que se obtuvieron en los ensayos experimentales de Navarro (2017). Por esa razón, se muestran a continuación los resultados experimentales junto con los perfiles de velocidades de las simulaciones CFD ajustados según el modelo de vórtice correspondiente.

En la Figura 5.3 se han representado los datos de velocidad tangencial para el caso de $\alpha = 5^\circ$ adquiridos de la simulación CFD (tanto en la dirección vertical como en la horizontal) mediante puntos y el correspondiente ajuste del modelo de vórtice. Para este primer caso, se han utilizado tres modelos de vórtice para compararlos entre ellos. Como ya se adelantó en el capítulo 2.4, el modelo de vórtice que se va a utilizar para caracterizar los vórtices de todos los casos es el modelo de Burnham-Hallock (2.27). En las gráficas de la Figura 5.3 se aprecia que el modelo de Rankine se ajusta muy mal a los datos y sólo capta de manera aceptable el comportamiento del vórtice en la zona claramente potencial muy alejada del núcleo. El modelo de Burgers se comporta bastante bien en la zona viscosa pero no tanto en la zona potencial. Por último, aunque el modelo de Burnham-Hallock no recoge a la perfección la zona del pico de velocidades, es el que más se ajusta en términos generales a los puntos de las simulaciones. Además, este modelo se comporta como se esperaba en base a la Figura 2.4, justo en el pico de velocidades se queda algo por debajo de los puntos y en la zona en la que disminuye la velocidad el modelo predice una velocidad un poco mayor que la que se extrae del CFD. También se puede ver como en las medidas verticales se alcanza una mayor velocidad tangencial máxima y una mayor circulación, como ya se comentó en el capítulo anterior.

Los valores de Γ y R_v calculados según los distintos modelos para el caso de $\alpha = 5^\circ$ se muestran en la Tabla V junto con los valores del estadístico R^2 . Claramente se distingue como los ajustes para el modelo de Burnham-Hallock tienen un estadístico más alto, siempre por encima del 0.99.

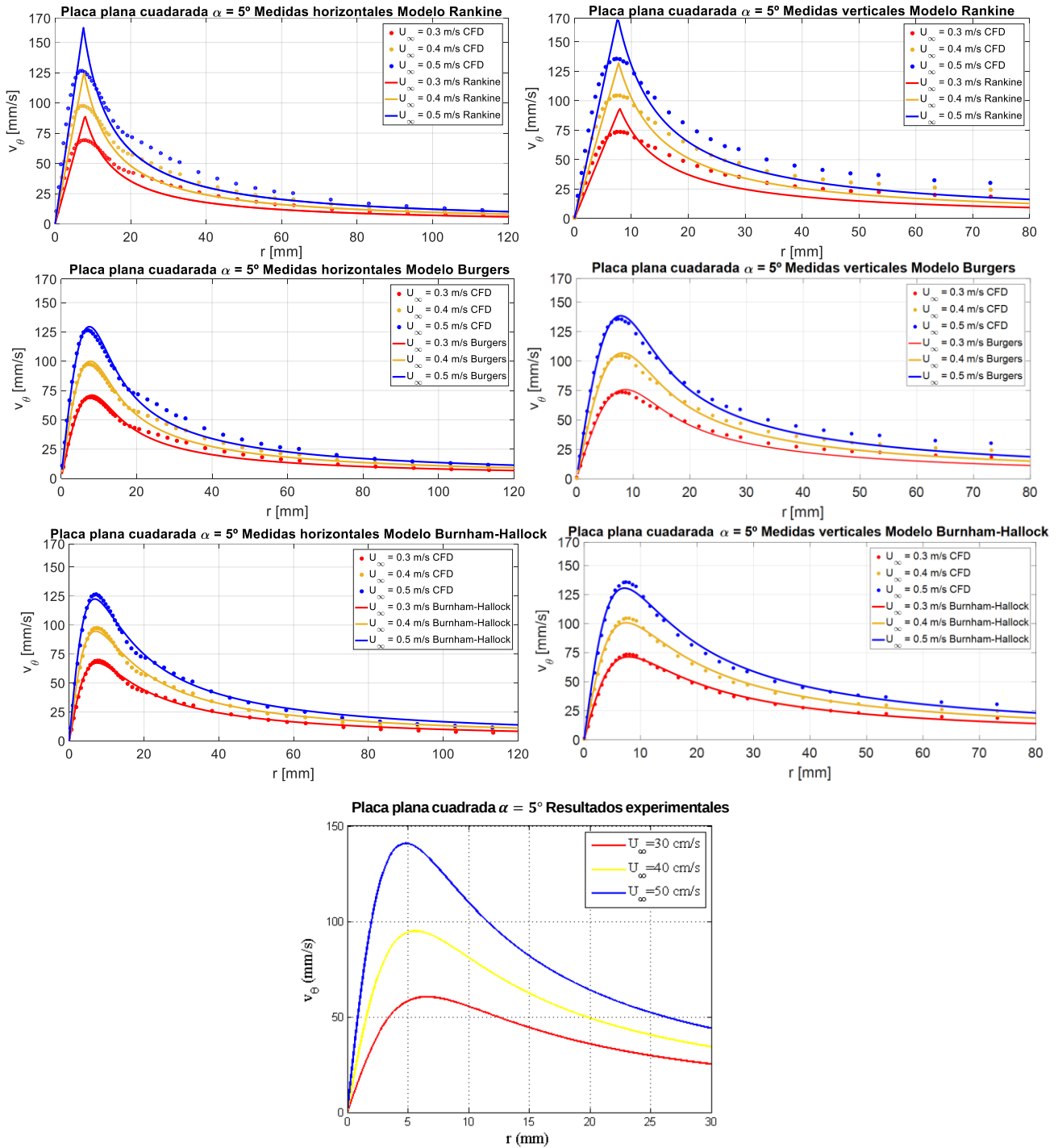


Figura 5.3: Perfiles de v_θ para la placa plana cuadrada con $\alpha = 5^\circ$

En cuanto a la comparación con los resultados experimentales, se puede ver como las simulaciones CFD se aproximan bastante a los ensayos. Para $U_\infty = 0.3$ m/s las curvas de las simulaciones se quedan algo por encima de la experimental, para $U_\infty = 0.4$ m/s si que se obtienen valores muy parecidos, con una velocidad tangencial máxima entorno a 0.1 m/s. Finalmente, para $U_\infty = 0.5$ m/s las velocidades tangenciales de las simulaciones son inferiores a las de los ensayos. Sin embargo, teniendo en cuenta que las medidas de los ensayos son un promedio a lo largo de un tramo del eje del vórtice los resultados de las simulaciones son adecuados.

Modelo de vórtice	Velocidad $U_\infty [m/s]$	MEDIDAS HORIZONTALES			MEDIDAS VERTICALES		
		$\Gamma [mm^2/s]$	$R_v [mm]$	Estadístico R^2	$\Gamma [mm^2/s]$	$R_v [mm]$	Estadístico R^2
Rankine	0.3	4451	7.914	0.8980	4683	7.945	0.8304
	0.4	6045	7.647	0.9095	6442	7.756	0.8613
	0.5	7636	7.482	0.9128	8178	7.611	0.8507
Burgers	0.3	5095	7.284	0.9851	5722	7.667	0.9783
	0.4	6826	6.933	0.9883	7609	7.235	0.9841
	0.5	8533	6.696	0.9892	9466	6.948	0.9841
Burnham-Hallock	0.3	6298	7.452	0.9947	7085	7.894	0.9941
	0.4	8405	7.069	0.9941	9418	7.442	0.9921
	0.5	10480	6.811	0.9943	11710	7.138	0.9903

Tabla V: Resultados del ajuste en v_θ para la placa plana cuadrada con $\alpha = 5$

Ahora se muestran los perfiles de v_θ para el caso de $\alpha = 7.5^\circ$ y $\alpha = 10^\circ$ utilizando el modelo de Burnham-Hallock. También se han añadido los resultados numéricos en la Tabla VI. El ajuste para $\alpha = 10^\circ$ es algo peor que para el resto de casos y esto se agrava al aumentar la velocidad como puede apreciarse tanto en las figuras como en el estadístico R^2 . No obstante, comparando las simulaciones con los ensayos se aprecia como son suficientemente parecidos en cuanto al valor máximo de la velocidad tangencial.

Ángulo de ataque α	Velocidad $U_\infty [m/s]$	MEDIDAS HORIZONTALES			MEDIDAS VERTICALES		
		$\Gamma [mm^2/s]$	$R_v [mm]$	Estadístico R^2	$\Gamma [mm^2/s]$	$R_v [mm]$	Estadístico R^2
7.5°	0.3	10190	8.449	0.9924	11570	8.854	0.9883
	0.4	14030	8.324	0.9828	15790	8.856	0.9852
	0.5	17470	7.936	0.9840	19570	8.446	0.9859
10°	0.3	14290	8.979	0.9891	16020	9.415	0.9885
	0.4	18790	8.331	0.9890	20950	8.750	0.9885
	0.5	24080	8.639	0.9808	26650	9.048	0.9838

Tabla VI: Resultados del ajuste en v_θ para la placa plana cuadrada con $\alpha = 7.5^\circ$ y 10°

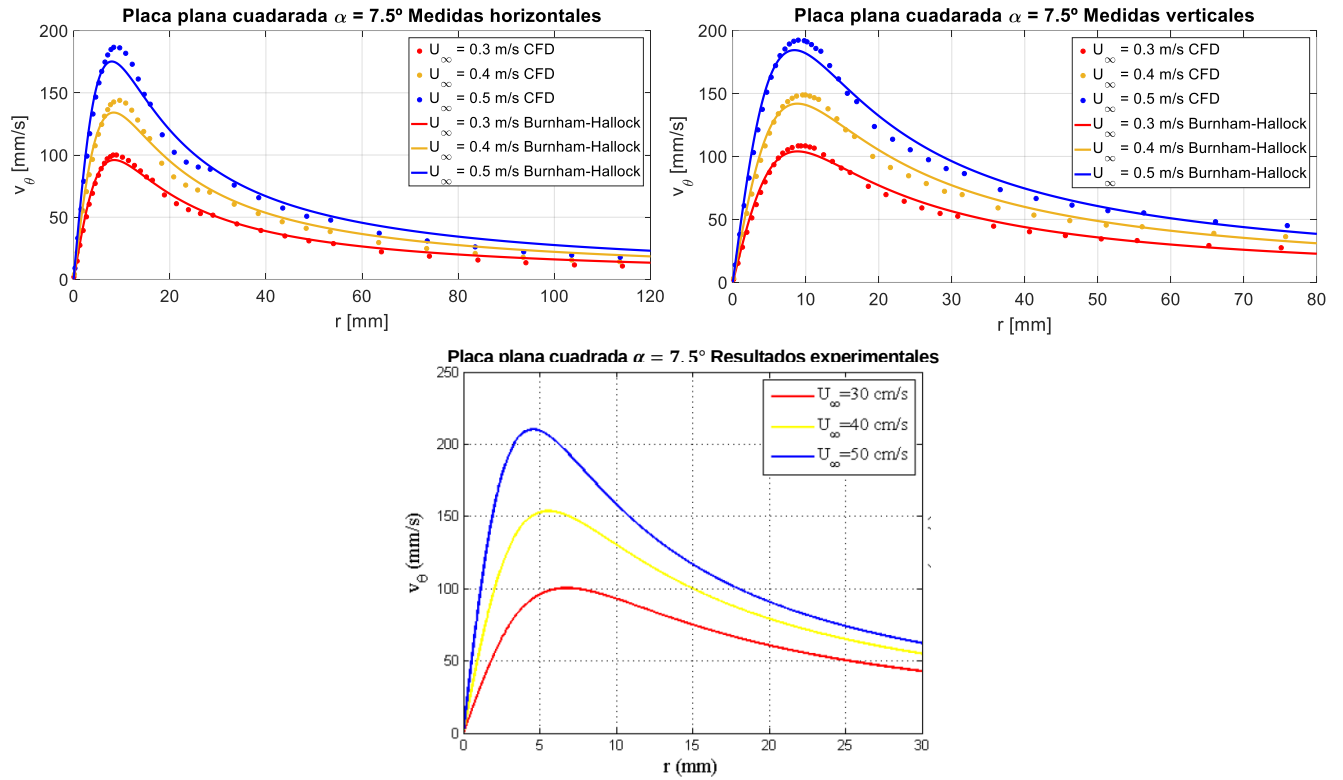


Figura 5.4: Perfiles de v_θ para la placa plana cuadrada con $\alpha = 7.5^\circ$

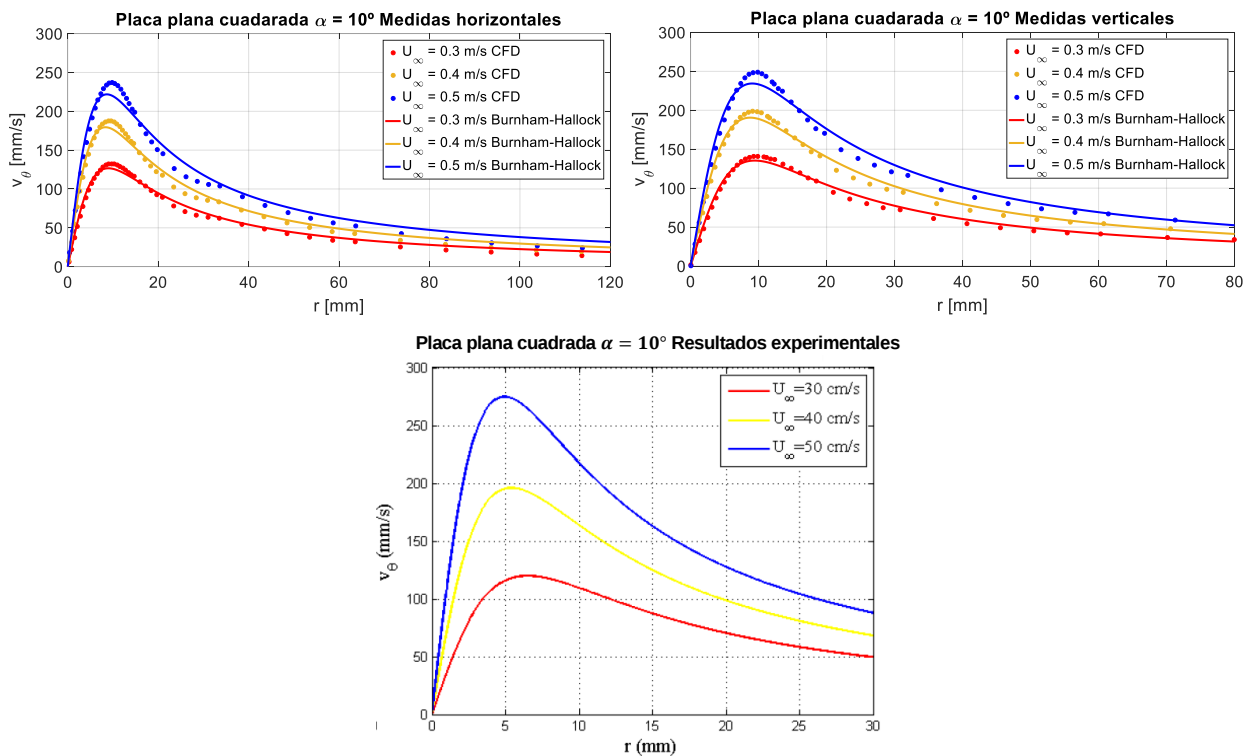


Figura 5.5: Perfiles de v_θ para la placa plana cuadrada con $\alpha = 10^\circ$

También se ha utilizado para caracterizar los vórtices el perfil de vorticidad. En este caso no puede compararse con resultados experimentales pero también podrán obtenerse los valores de Γ y R_v y

compararse con el resto de resultados. Como se puede apreciar en las siguientes figuras y en la TABLA, el ajuste en vorticidad se acerca mucho más a los puntos de la simulación logrando un R^2 superior a los obtenidos mediante el ajuste en velocidades.

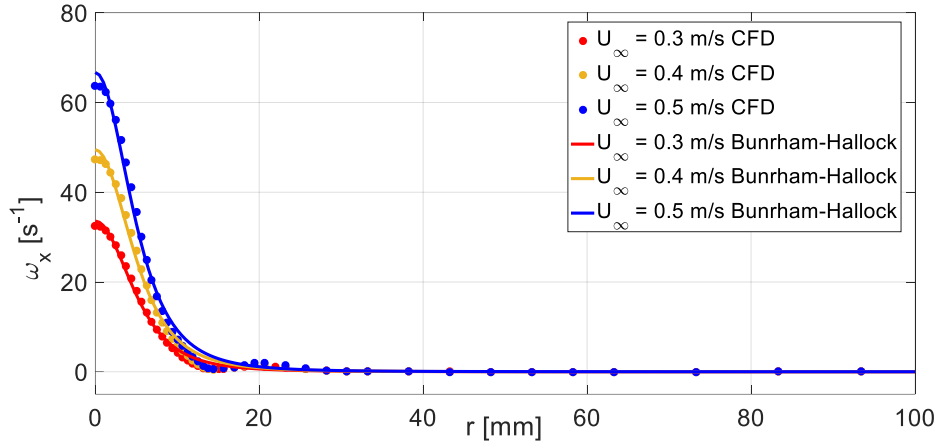


Figura 5.6: Perfiles de ω_x para la placa plana cuadrada con $\alpha = 5^\circ$

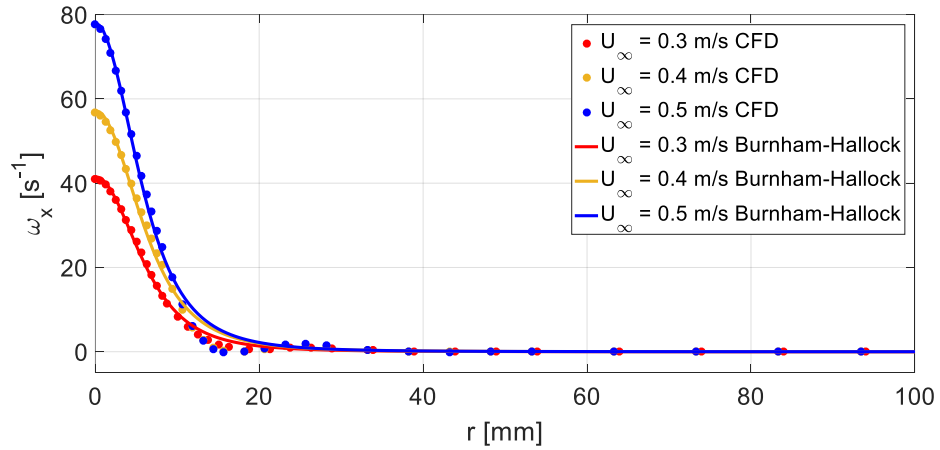


Figura 5.7: Perfiles de ω_x para la placa plana cuadrada con $\alpha = 7.5^\circ$

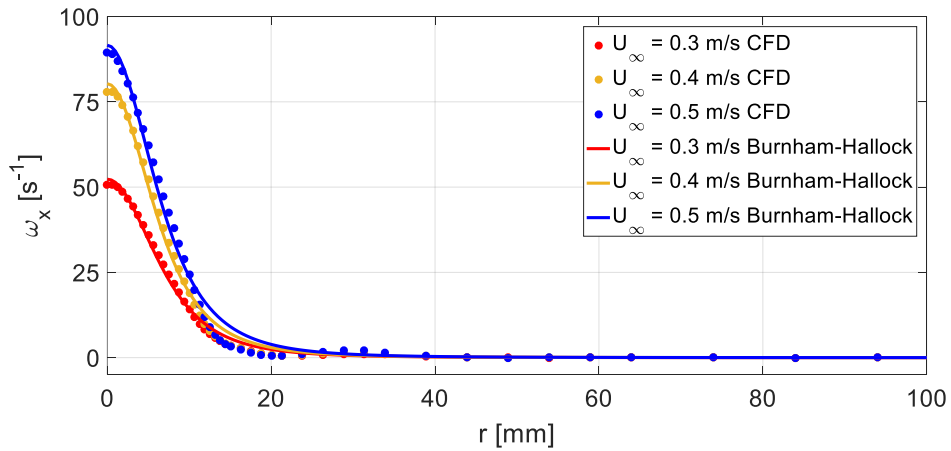


Figura 5.8: Perfiles de ω_x para la placa plana cuadrada con $\alpha = 10^\circ$

Ángulo de ataque α	Velocidad U_{∞} [m/s]	AJUSTE EN VORTICIDAD		
		Γ [mm ² /s]	R_v [mm]	Estadístico R ²
5°	0.3	6636	7.931	0.9956
	0.4	9672	7.887	0.9943
	0.5	12480	7.718	0.9942
7.5°	0.3	11520	9.393	0.9980
	0.4	16510	9.581	0.9945
	0.5	19770	8.984	0.9953
10°	0.3	18020	10.47	0.9956
	0.4	24000	9.753	0.9952
	0.5	29880	10.19	0.9912

Tabla VII: Resultado del ajuste en vorticidad para la placa plana cuadrada

Finalmente, se presentan la evolución de la circulación y el radio viscoso frente al ángulo de ataque para todos los casos estudiados. También se muestran los resultados experimentales de Navarro (2017) para poder compararlos.

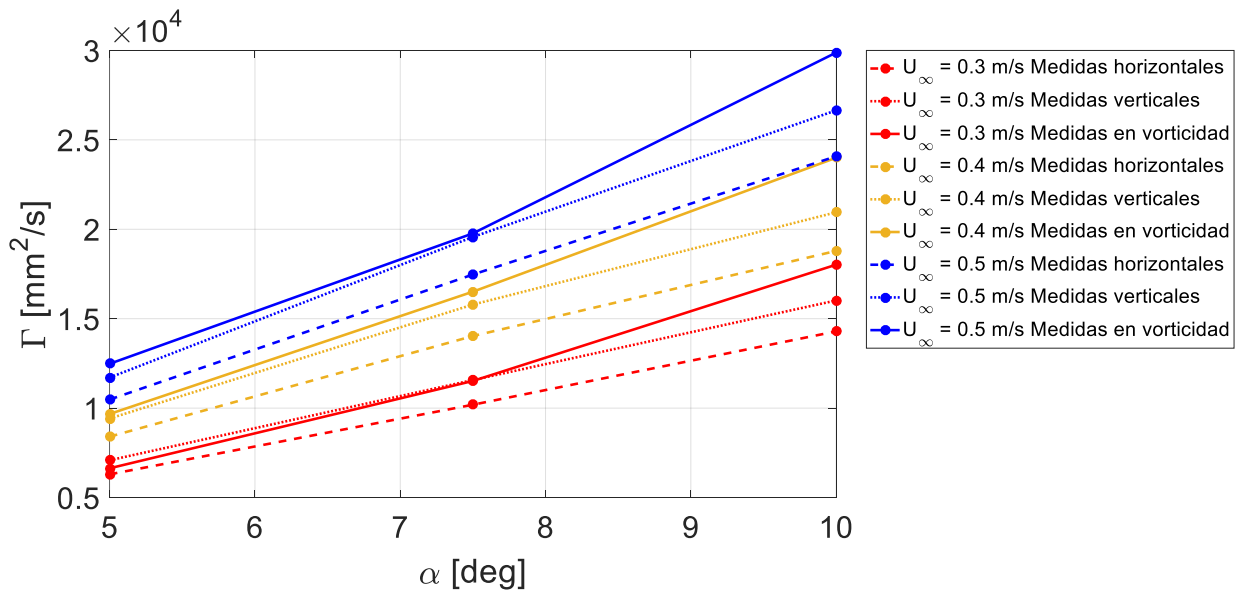


Figura 5.9: Evolución de Γ frente a α para la placa plana cuadrada, obtenido mediante CFD

En la Figura 5.9 se muestra con línea continua la circulación obtenida a través del ajuste del perfil de vorticidad, con línea discontinua la obtenida a través del ajuste del perfil de velocidades tangenciales en la dirección horizontal y con una línea de puntos los datos extraídos de ajustar el perfil de velocidades en la dirección vertical. Lo primero que llama la atención es que la evolución de Γ frente a α es claramente lineal. Es cierto que para el ajuste en vorticidad no sigue una tendencia lineal tan

clara, pero para los ajustes en velocidad si es evidente. Este hecho ya fue mostrado en Campillejo (2016) y Navarro (2017) ya que la intensidad de los vórtices de punta de ala depende del coeficiente de sustentación y éste tiene una dependencia lineal con el ángulo de ataque. Otro hecho destacable es que utilizando la vorticidad para caracterizar el vórtice se llega a una circulación más alta en todos los casos. Además como ya se venía explicando, en la dirección vertical hacia la superficie libre se consigue una circulación mayor que en la dirección horizontal. Por último y como era evidente al aumentar la velocidad también aumenta la intensidad del vórtice.

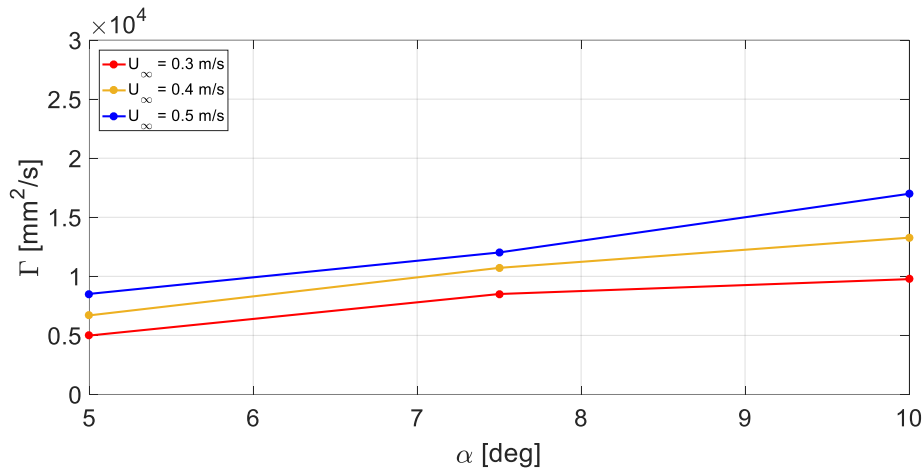


Figura 5.10: Evolución de Γ frente a α para la placa plana cuadrada de Navarro (2017)

Los resultados experimentales para Γ se muestran en la Figura 5.10. Comparando las simulaciones con los ensayos puede verse que la tendencia es similar pero los valores difieren bastante. Esto es debido fundamentalmente a la diferencia entre el R_v de las simulaciones y el experimental como puede comprobarse en la Figura 5.11 y Figura 5.12. En las simulaciones se obtiene un valor del radio viscoso superior al de los ensayos experimentales lo que provoca ese aumento de circulación. Este problema ya se planteó en Campillejo (2016) donde se obtenía una gran variabilidad del radio viscoso para las simulaciones. De hecho, en la literatura han sido sugeridos un amplio rango de valores para el radio viscoso mientras que en simulaciones se han obtenido valores mayores que los sugeridos por la literatura. (Ahmad et al, 2014; Delisi et al, 2003). En estos trabajos también se afirma que en las simulaciones numéricas se trabaja con radios viscosos algo mayores que en los ensayos experimentales. De esta forma, se puede corroborar que los resultados obtenidos en este estudio para el radio viscoso son lógicos y guardan relación con los obtenidos en otras investigaciones. Adicionalmente, hay que tener en cuenta que el tamaño de las celdas del núcleo del vórtice es del orden de milímetros, por lo que es esperable un error de estas magnitudes. Es por esta razón por la que las tendencias y valores del radio viscoso no son tan precisos. A pesar de esto, tanto en los ensayos como en las simulaciones el radio viscoso tiende a disminuir al aumentar la velocidad aunque en las simulaciones no se manifieste en todos los casos. También se vuelven a tener valores superiores, en este caso de R_v , para los ajustes en vorticidad y los valores más pequeños se dan para las medidas horizontales. En lo referente a la tendencia con el ángulo de ataque, mientras que para los ensayos experimentales no está clara, para las simulaciones se aprecia como éste aumenta con el ángulo de ataque. Aun así no se puede concluir esta dependencia debido a la falta de precisión a la hora de determinar el radio viscoso.

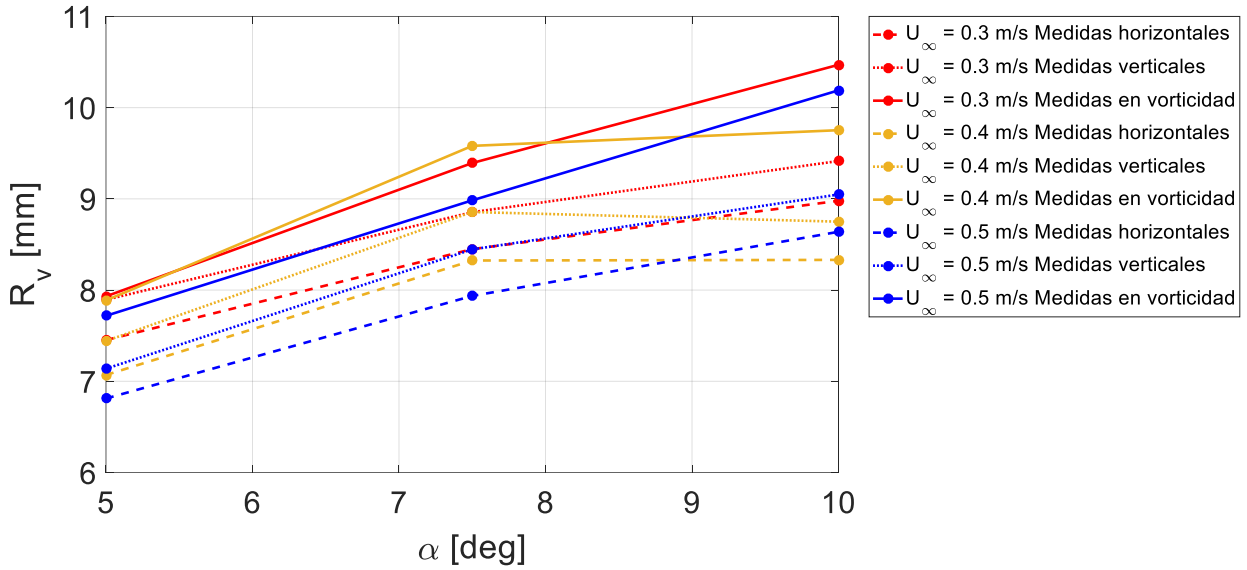


Figura 5.11: Evolución de R_v frente a α para la placa plana cuadrada, obtenido mediante CFD

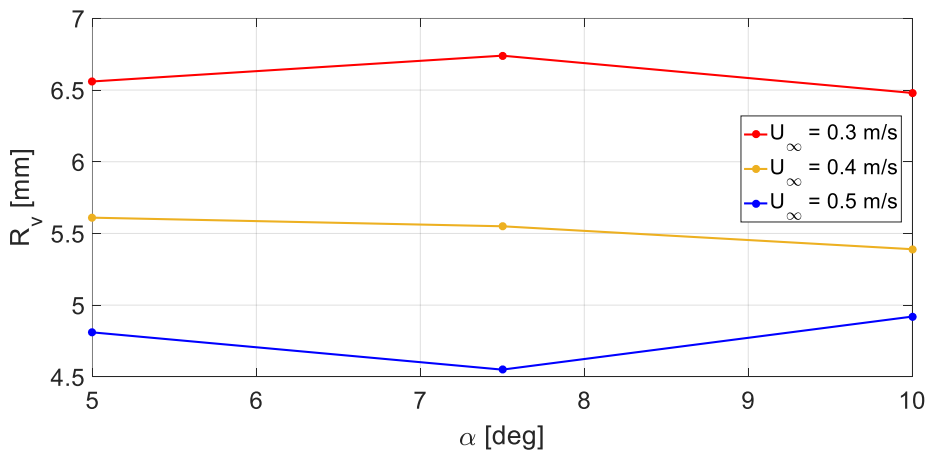


Figura 5.12: Evolución de R_v frente a α para la placa plana cuadrada de Navarro (2017)

5.1.4 Eficiencia

La eficiencia η se ha definido como el cociente entre la intensidad del vórtice, dada por la circulación de corriente, y el coeficiente de resistencia aerodinámico. Puesto que interesa generar los vórtices más intensos posibles pero generando poca pérdida de carga, es necesario evaluar esta eficiencia. Para que este valor de la eficiencia resulte adimensional, es necesario adimensionalizar la circulación. Para ello se ha dividido Γ entre la velocidad U_∞ , la cuerda media del álabe c y el parámetro 2π presente en todos los modelos de vórtice. De esta forma, la eficiencia queda definida según la ecuación (5.1).

$$\eta = \frac{\Gamma}{2\pi U_\infty c C_D} \quad (5.1)$$

Después de haber definido la eficiencia, se puede analizar la misma a partir de la Figura 5.13. En dicha figura se representa la eficiencia en función del ángulo de ataque para las distintas velocidades analizadas, separando entre los resultados obtenidos a partir del perfil de velocidades horizontal, del

perfil de velocidades vertical o del perfil de vorticidad. Para los dos primeros, las tendencias son muy similares, al aumentar el ángulo de ataque disminuye la eficiencia y al aumentar la velocidad aumenta la eficiencia. Esto no es tan claro de ver en la gráfica obtenida a través de la vorticidad pero también parece intuirse. El hecho de que la eficiencia caiga con el ángulo de ataque ya se comentó en la introducción que fue detectado en trabajos anteriores y se debe a que el ángulo de ataque óptimo, en el que se da la máxima eficiencia, se encuentra entre 2° y 5° . Por lo tanto, para $\alpha > 5^\circ$ la eficiencia cae. El aumento de la eficiencia con la velocidad también está claro, se ha visto como aumentar la velocidad genera unos vórtices más intensos pero C_D varía muy poco. Por último, queda comentar de nuevo que como se han obtenidos valores mayores de Γ mediante la utilización del perfil de velocidades vertical, la eficiencia también es mayor que para el caso del perfil de velocidades horizontal, habiendo algo más de variabilidad en los resultados obtenidos de caracterizar el vórtice a partir de ω_x .

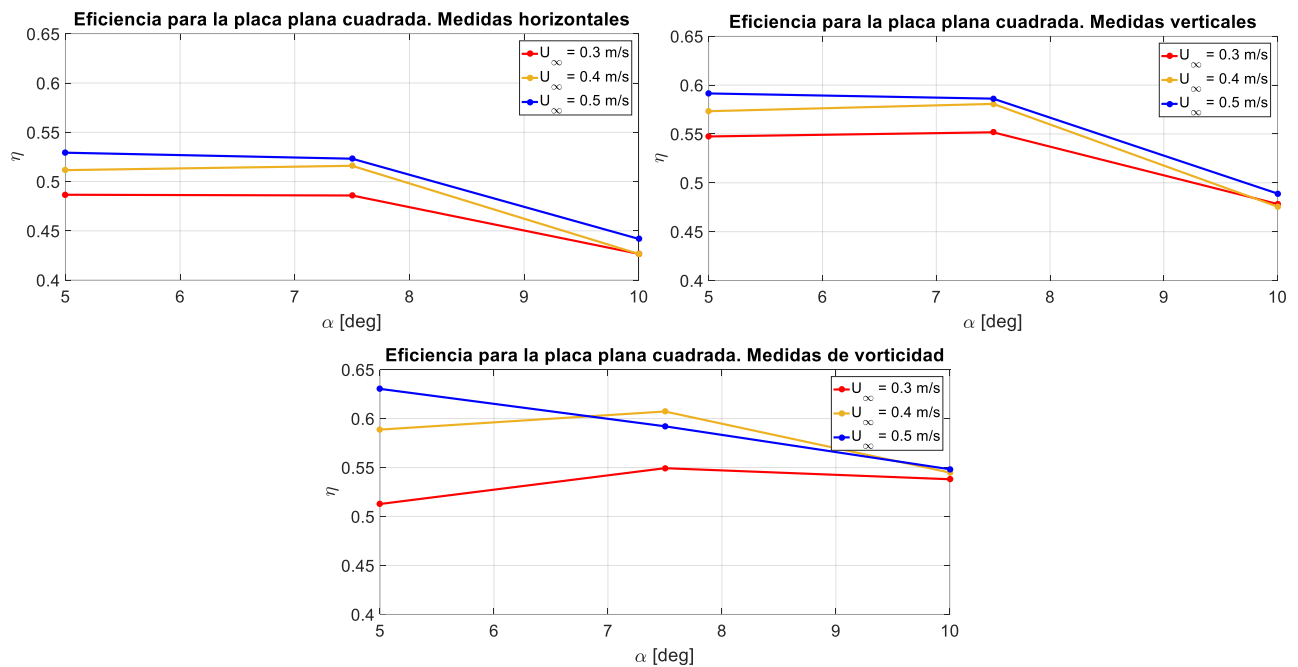


Figura 5.13: Eficiencia de los vórtices generados por la placa plana cuadrada

5.2 Placa plana con flecha

En este apartado se presentan los resultados obtenidos para el estudio de la influencia de la flecha del borde de ataque en los vórtices de punta de ala generados. Al haber estudiado ya la influencia del ángulo de ataque y la velocidad de la corriente, se han fijado en un valor de $\alpha = 7.5^\circ$ y $U_\infty = 0.3$ m/s.

5.2.1 Coeficiente de sustentación

De nuevo se presenta primero el coeficiente de sustentación obtenido de las simulaciones y el predicho por el método de Vortex-Lattice. En esta ocasión se ha representado en función del ángulo de flecha φ donde los valores negativos indican que la flecha es hacia adelante (flecha negativa) y los valores positivos flecha hacia atrás, hacia el sentido de movimiento de la corriente.

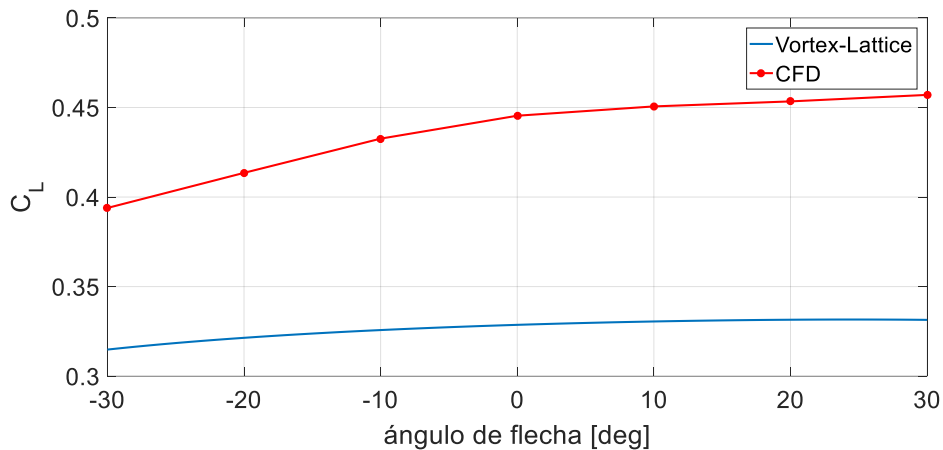


Figura 5.14: Evolución de C_L frente al ángulo de flecha

En la Figura 5.14 se puede ver una caída de la sustentación cuando se tiende a flechas cada vez más negativas. El método de Vortex-Lattice corrobora esta tendencia aunque no de forma tan acusada. Como era de esperar las simulaciones dan un valor de C_L mayor que el de la teoría al igual que en el caso de la placa plana cuadrada.

5.2.2 Coeficiente de resistencia aerodinámica

En la Figura 5.15 se han representado por separado el coeficiente de resistencia aerodinámica de las simulaciones y el de resistencia inducida del Vortex-Lattice ya que hay bastante diferencia entre ellos.

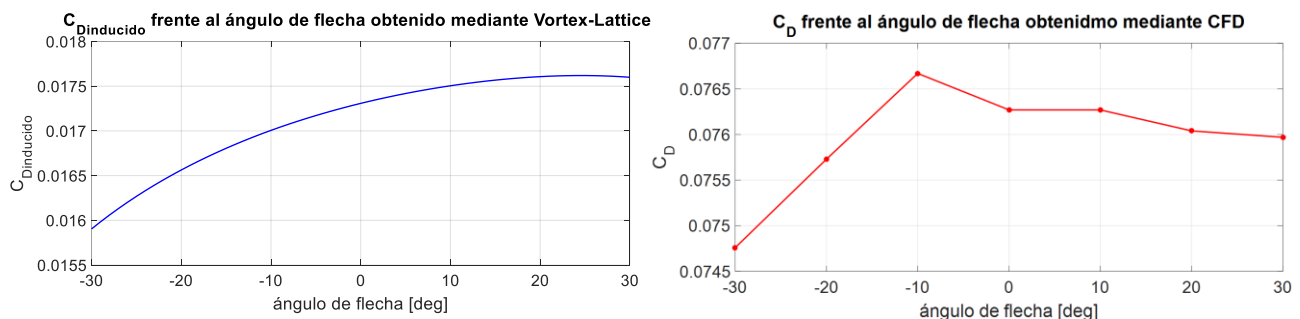


Figura 5.15: Evolución de C_{Di} (izquierda) y C_D (derecha) frente al ángulo de flecha

Como se ha comentado, hay una gran diferencia entre los valores de la resistencia inducida y los valores de la resistencia total. No sólo en cuanto al valor, sino también en cuanto a las tendencias. Mientras que la resistencia inducida parece crecer y llegar a un máximo para φ cercano a 30° para las simulaciones esto ocurre a los -10° . Además C_{Di} varía del orden del 10% entre los valores máximos y mínimos de la gráfica mientras que para las simulaciones CFD esta variación es muy baja, tan solo del 2%. Los valores exactos del coeficiente de sustentación junto con el coeficiente de resistencia obtenidos mediante CFD se presentan en la Tabla VIII.

Flecha φ	-30°	-20°	-10°	0°	10°	20°	30°
C_L	0.3939	0.4135	0.4326	0.4454	0.4506	0.4534	0.4570
C_D	0.07476	0.07573	0.07667	0.07627	0.07627	0.07604	0.07597

Tabla VIII : C_L y C_D para distintos valores de la flecha

5.2.3 Circulación de corriente y radio viscoso

Se pasa ahora a representar los perfiles de v_θ y de ω_x , junto con el ajuste según el modelo de Burnham-Hallock.

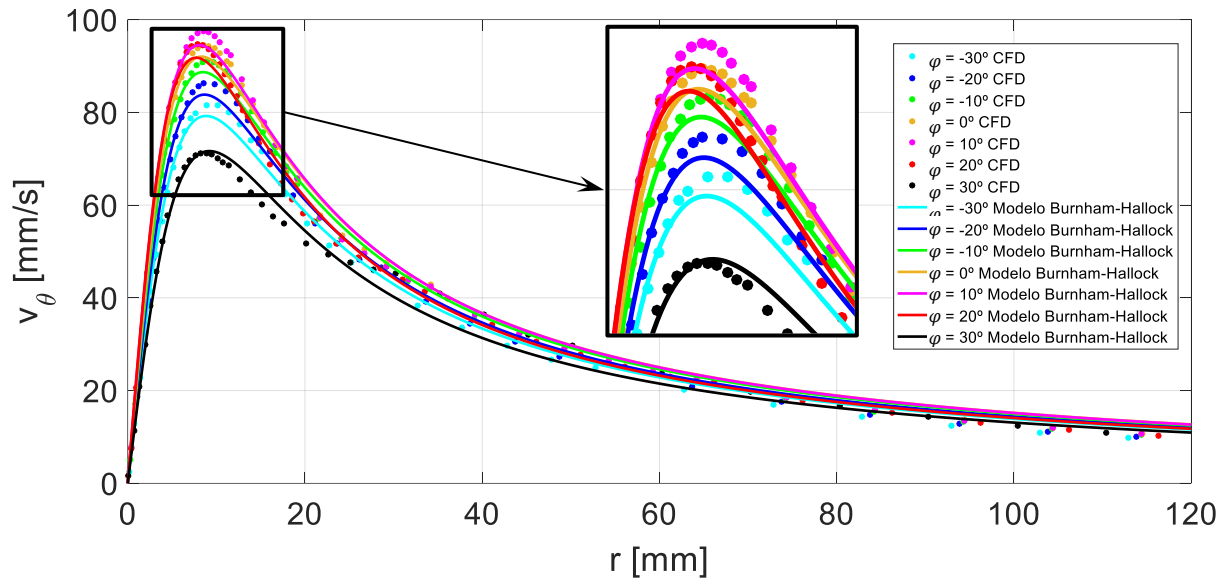


Figura 5.16: Perfiles de v_θ para varios ángulos de flecha medido en la dirección horizontal

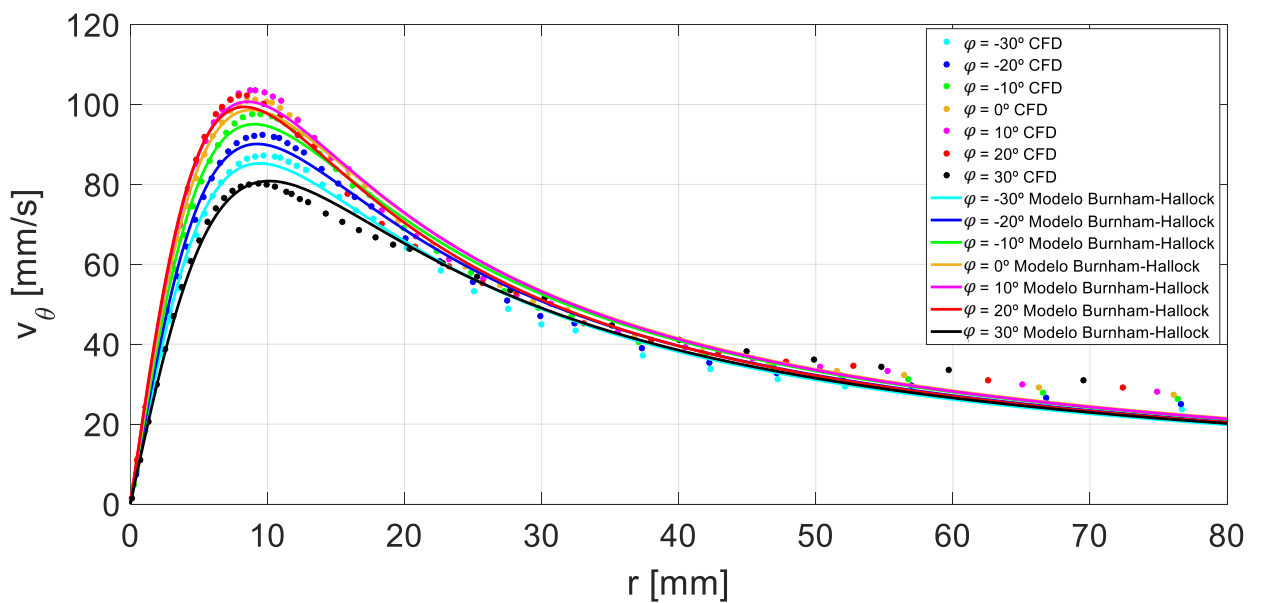


Figura 5.17: Perfiles de v_θ para varios ángulos de flecha medido en la dirección vertical

Para los dos perfiles de velocidades mostrados se alcanzan mayores velocidades tangenciales para la geometría sin flecha o con ángulos de flecha positiva entre 10° y 20° . Obsérvese que al pasar a $\varphi = 30^\circ$ la velocidad tangencial baja bastante. Un hecho similar es descrito en Jiménez (2018), donde para un álabe con flecha positiva similar al que se ha simulado en este trabajo apenas genera vórtices debido a un desprendimiento de la corriente. En las simulaciones no se ha detectado desprendimiento pero si un descenso brusco de la velocidad tangencial. En las anteriores figuras también puede apreciarse como las geometrías con flecha negativa generan una velocidad tangencial menor. Además hay que comentar que para estos casos el ajuste del modelo de Burnham-Hallock no ha sido tan bueno como para el caso anterior. Sobre todo, es destacable que en el perfil de v_θ medido en la dirección vertical el modelo no se adapta bien a los datos obtenidos por CFD en la zona potencial, habiendo grandes diferencias en esta parte del vórtice.

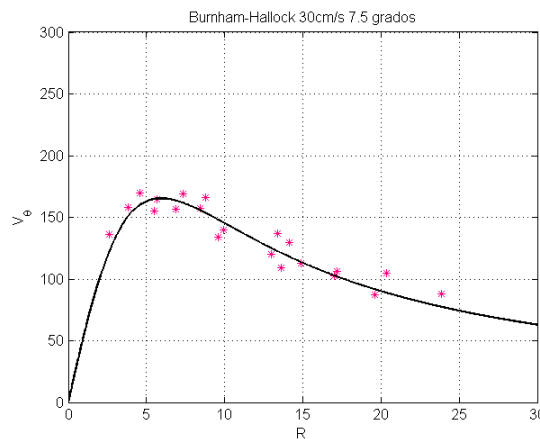


Figura 5.18: Resultados experimentales para $\varphi = -30^\circ$ de Jiménez (2018)

Como se comentó en el capítulo 3, se tienen datos experimentales para la geometría con un ángulo de flecha negativo de 30° los cuáles se muestran en la Figura 5.18. Estos resultados contrastan mucho con los obtenidos mediante CFD ya que son bastante diferentes. Según los resultados experimentales, se logra un aumento muy significativo de la velocidad tangencial mientras que los resultados de las simulaciones aquí mostrados señalan una disminución de dicha velocidad respecto a la placa plana cuadrada. Estas diferencias deben tenerse en cuenta ya que aunque en el caso de la placa plana cuadrada se obtenían resultados muy similares a los ensayos experimentales de Navarro (2017), para el caso de la flecha los resultados de las simulaciones se alejan bastante de los resultados experimentales de Jiménez (2018). Puesto que la forma de realizar las simulaciones ha sido idénticas en los dos casos, quizás sea necesario mejorar la simulación para el estudio de la flecha o contrastar los resultados con más experimentos.

Si observamos ahora la vorticidad en la Figura 5.19, se aprecia de nuevo como los picos de vorticidad más altos corresponden a geometrías con poca flecha positiva o sin flecha.

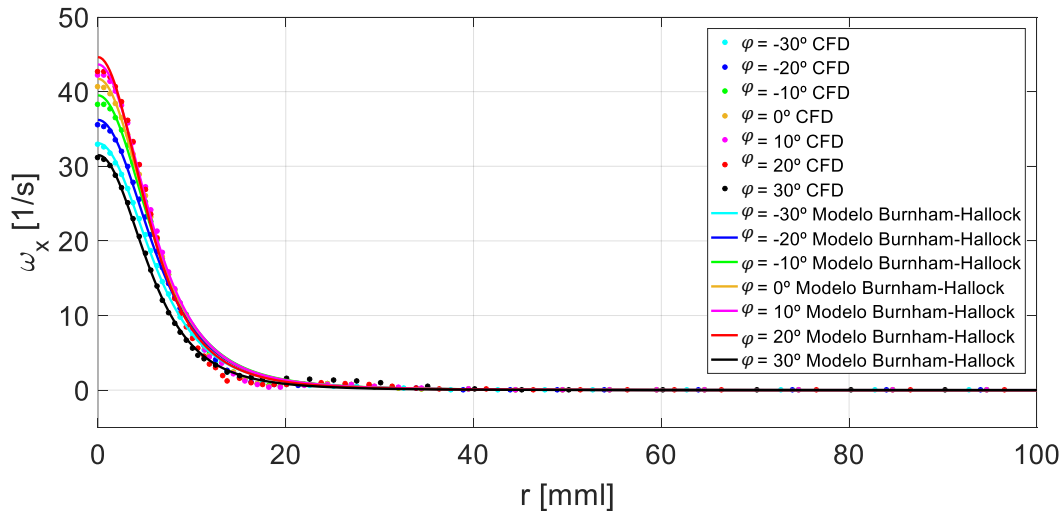


Figura 5.19: Perfiles de ω_x para varios ángulos de flecha

Para poder cuantificar mejor la intensidad de los vórtices se ha representado en la Figura 5.20 los valores de la intensidad del vórtice, para los ángulos de flecha estudiados. Como en el caso anterior, se han representado los valores obtenidos a partir de los dos ajustes en velocidad y del ajuste en vorticidad. Se aprecia cómo, mediante las tres formas de caracterización de los vórtices que se han empleado, aquellas geometrías con vórtices más intensos son las próximas a la placa plana cuadrada. Aunque en los perfiles de velocidad se daban mayores velocidades para ángulos de flecha entre 10° y 20° , estos valores de flecha tienen un radio viscoso menor, como se deduce de la Figura 5.21. Ya que se aprecia que al aumentar la flecha desde negativa a positiva el radio viscoso disminuye, a excepción del caso de $\varphi = 30^\circ$. Por eso finalmente los vórtices más intensos se generan en geometrías con flecha próxima a 0° .

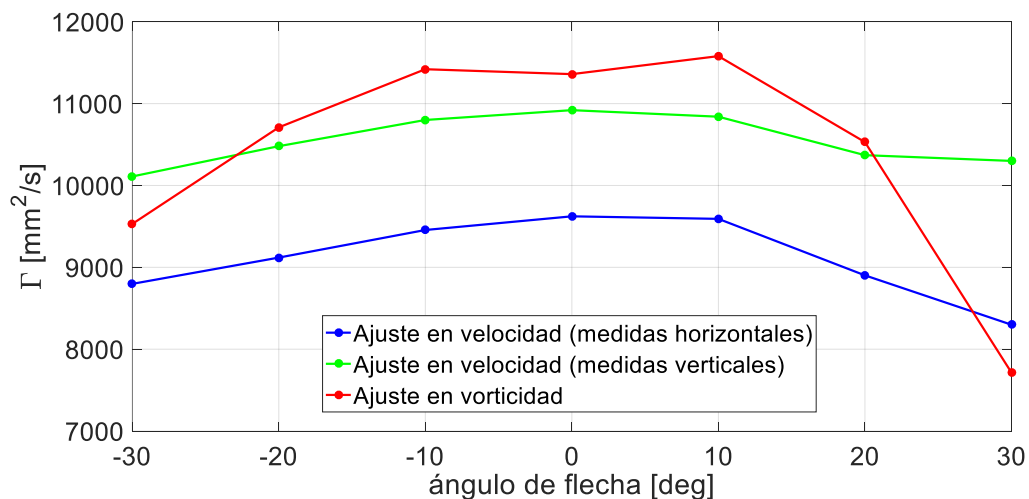


Figura 5.20: Evolución de la circulación con el ángulo de flecha

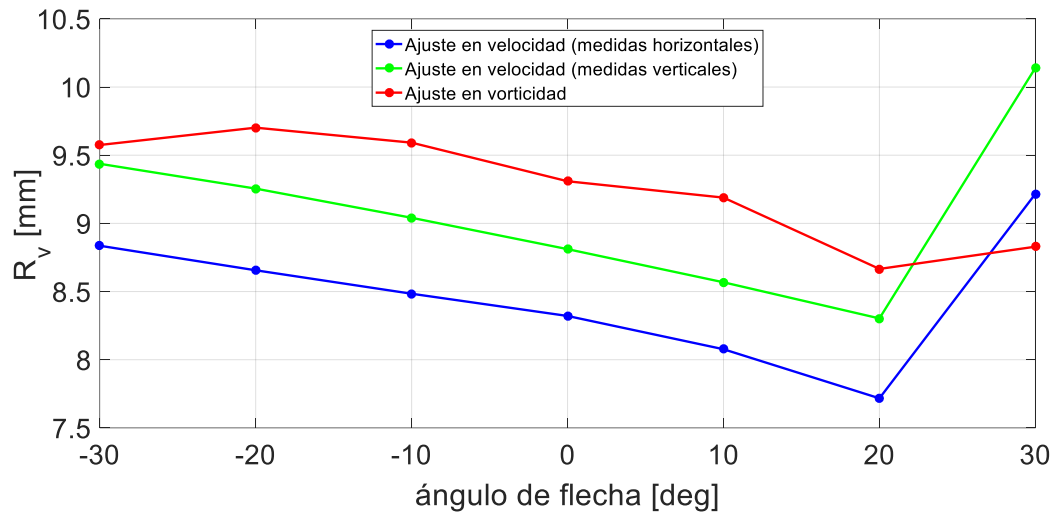


Figura 5.21: Evolución de R_v con el ángulo de flecha

Finalmente se presentan los valores exactos obtenidos del estudio CFD del ángulo de flecha en la siguiente tabla.

Método de caracterización	Flecha φ	-30°	-20°	-10°	0°	10°	20°	30°
Medidas horizontales	Γ [mm^2/s]	8798	9191	9456	9623	9592	8902	8299
	R_v [mm]	8.836	8.656	8.484	8.321	8.077	7.717	9.216
	Estadístico R^2	0.9942	0.9948	0.9953	0.9954	0.9940	0.9949	0.9901
Medidas verticales	Γ [mm^2/s]	10110	10480	10800	10920	10840	10370	10300
	R_v [mm]	9.437	9.255	9.041	8.811	8.568	8.303	10.140
	Estadístico R^2	0.9931	0.9931	0.9931	0.9926	0.9911	0.9893	0.9832
Vorticidad	Γ [mm^2/s]	9530	10710	11420	11360	11580	10530	7714
	R_v [mm]	9.575	9.702	9.592	9.309	9.189	8.666	8.829
	Estadístico R^2	0.9990	0.9984	0.9977	0.9979	0.9969	0.9950	0.9987

Tabla IX: Resultados del estudio CFD de la influencia de la flecha

5.2.4 Eficiencia

Debido a la poca variación del coeficiente de resistencia aerodinámica con la flecha, mostrado en la Figura 5.15, la evolución de la eficiencia en este caso, prácticamente coincide con la circulación, siendo las geometrías más eficientes aquellas con una flecha entre -10° y 10° .

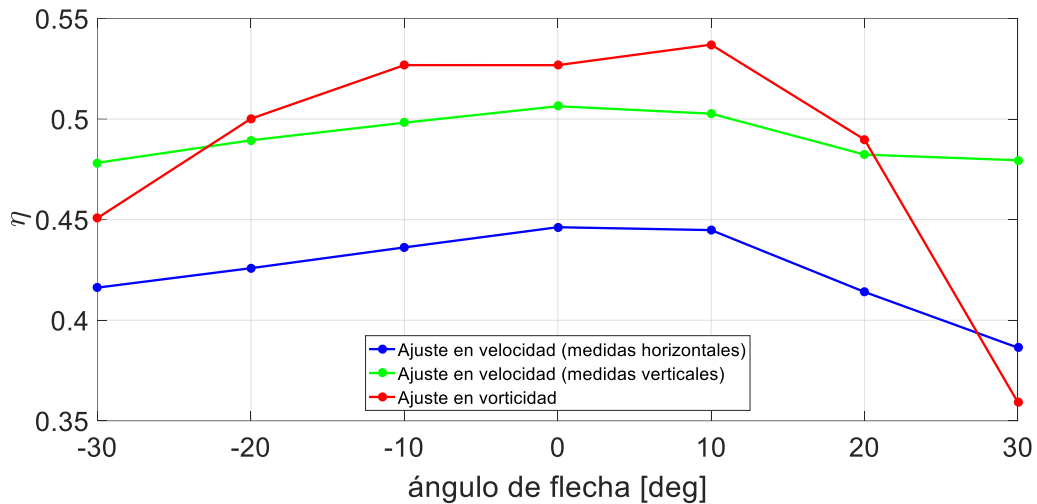


Figura 5.22: Evolución de η con el ángulo de flecha

5.3 Álabes con curvatura

Este caso se ha dividido en el estudio de la curvatura máxima y en el estudio de la posición de dicha curvatura. Para estos dos estudios se fijó el ángulo de ataque $\alpha = 7.5^\circ$ y la velocidad del flujo incidente $U_\infty = 0.3 \text{ m/s}$. Adicionalmente, también se ha comprobado si interesa más aumentar la curvatura máxima del perfil o aumentar el ángulo de ataque de operación.

5.3.1 Coeficiente de sustentación

Primero se muestra el coeficiente de sustentación en función de la posición de la curvatura máxima tanto para las simulaciones CFD como para el método de Vortex-Lattice. Hay que tener en cuenta que el método de Vortex-Lattice resuelve el problema de curvatura y no de espesor, por lo que realmente mediante este método se están analizando perfiles NACA XX00 mientras que en las simulaciones se han estudiado perfiles NACA XX03.

En la Figura 5.23 se aprecia las diferencias existentes entre la teoría potencial y el CFD. Para curvaturas adelantadas existe la diferencia típica que se ha ido apreciando en el resto de casos, las simulaciones CFD predicen un valor del coeficiente de sustentación mayor que el Vortex-Lattice. A medida que se retrasa la curvatura, mediante el método de Vortex-Lattice se obtienen valores de C_L mayores tendiendo a una evolución exponencial. Esto no ocurre para las simulaciones CFD en las que el valor de C_L aumenta muy levemente e incluso a partir del 60% de la cuerda disminuye. Un posible motivo de esta diferencia puede deberse al cambio tan abrupto que presenta el perfil en la zona del borde de salida cuando se retrasa mucho la curvatura. De hecho, en las Figura 5.24 y Figura 5.25 respectivamente se muestran los vectores de velocidad XY para el perfil NACA 5603 y para el NACA 5803, donde se puede observar como para este último aparece una burbuja de recirculación en el

extradós que puede ser la causante de la disminución de sustentación. Como el método de Vortex-Lattice no contempla desprendimientos de corriente ni burbujas de recirculación difieren mucho los resultados para estos perfiles.

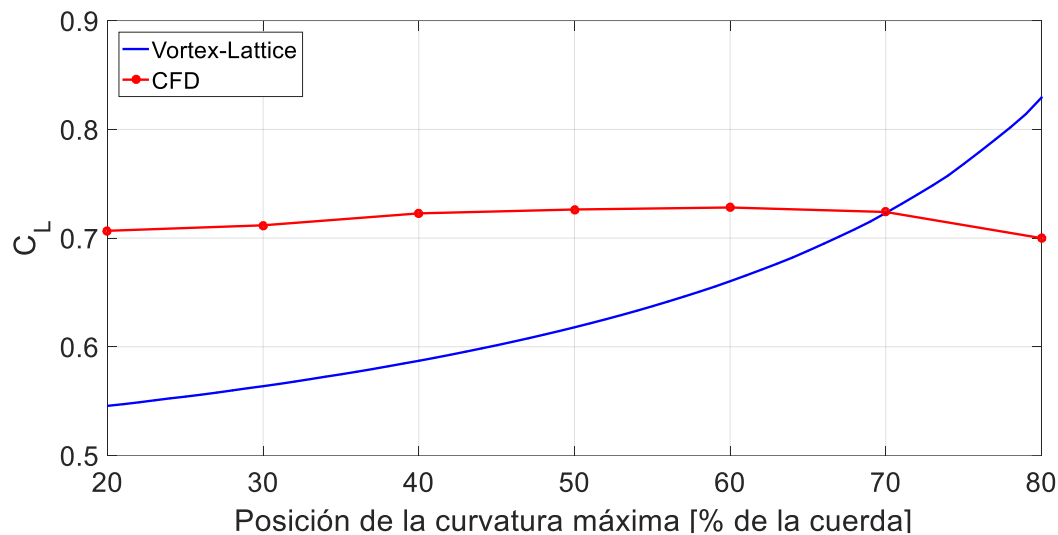


Figura 5.23: Evolución de C_L frente a la posición de la curvatura máxima en el perfil

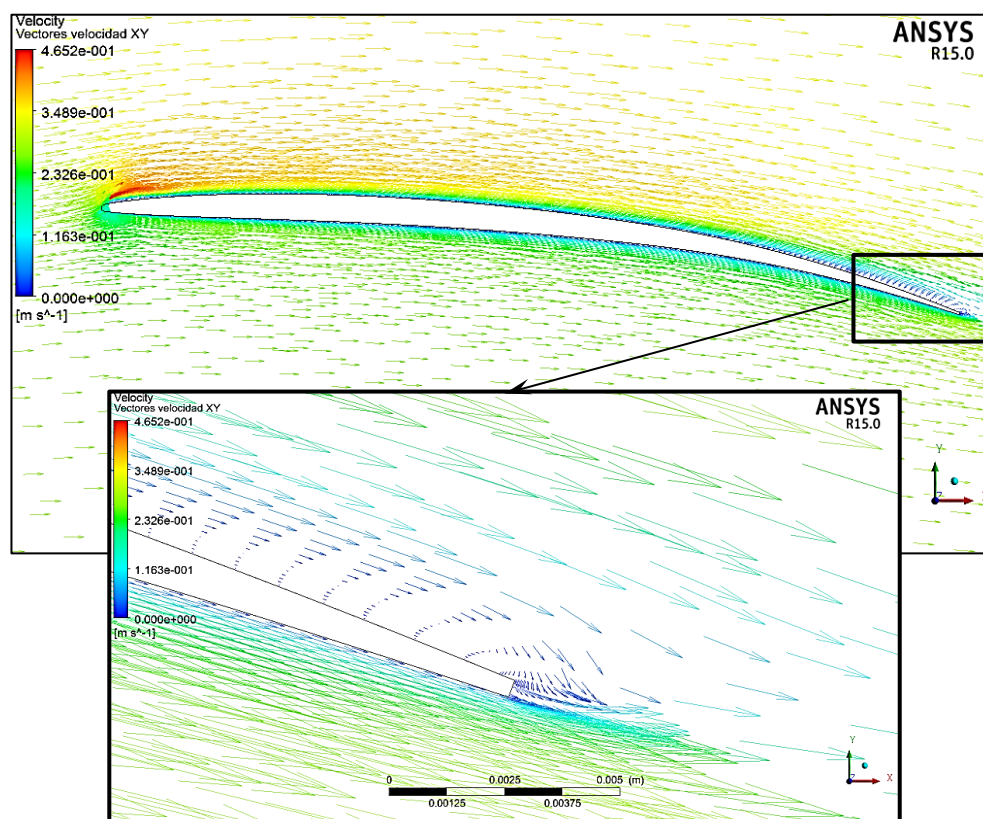


Figura 5.24: Vectores velocidad para una sección central del ala con NACA 5603

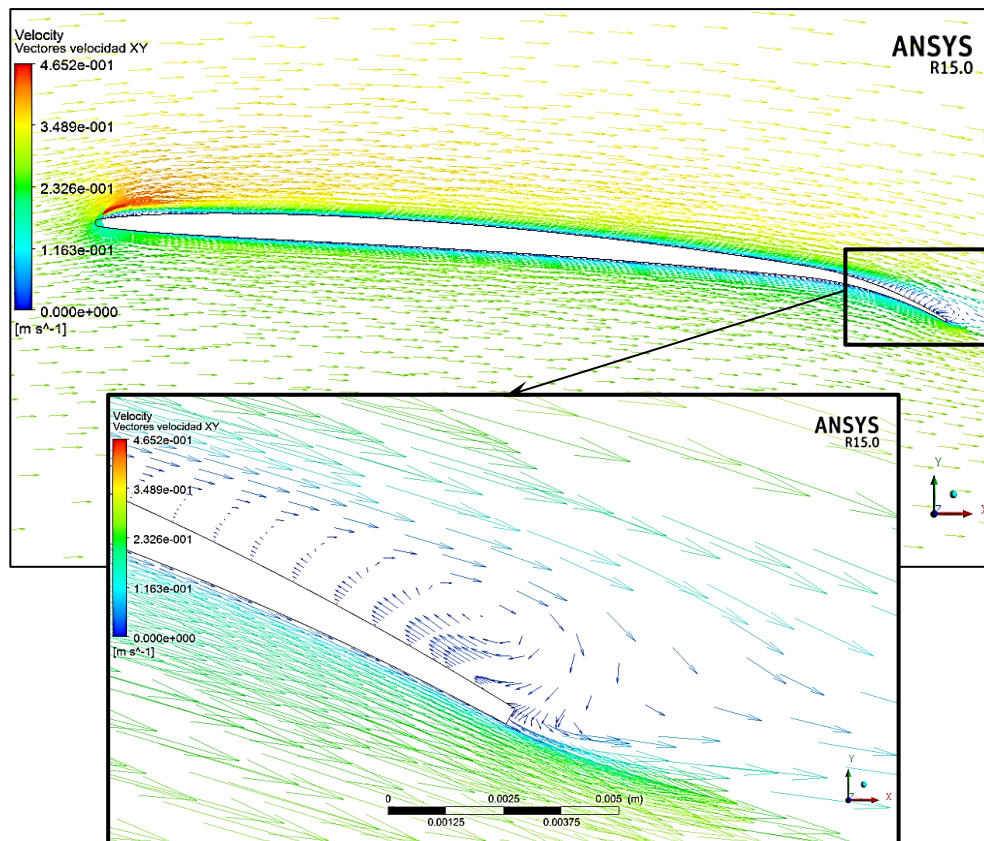


Figura 5.25: Vectores velocidad para una sección central del álab con NACA 5803

Para el caso de la curvatura máxima, sí se han obtenido tendencias similares estando de nuevo por encima los valores obtenidos mediante CFD. En ambos casos, el coeficiente de sustentación es prácticamente lineal con la curvatura máxima.

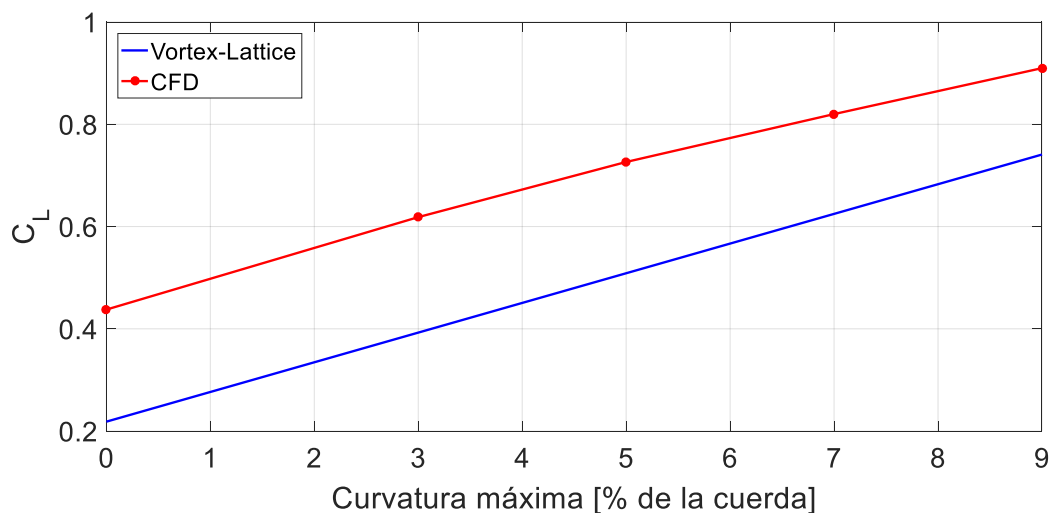


Figura 5.26: Evolución de C_L frente a la curvatura máxima del perfil del álab

Finalmente se muestra también la evolución de C_L del álab con perfil NACA5503 frente a varios ángulos de ataque. Como se puede apreciar, la tendencia es claramente lineal como la descrita en casos anteriores donde se ha estudio la influencia del ángulo de ataque. Para saber si es mejor aumentar el

ángulo de ataque o la curvatura será necesario analizar los resultados del coeficiente de resistencia aerodinámica, de la intensidad de los vórtices y fundamentalmente la eficiencia.

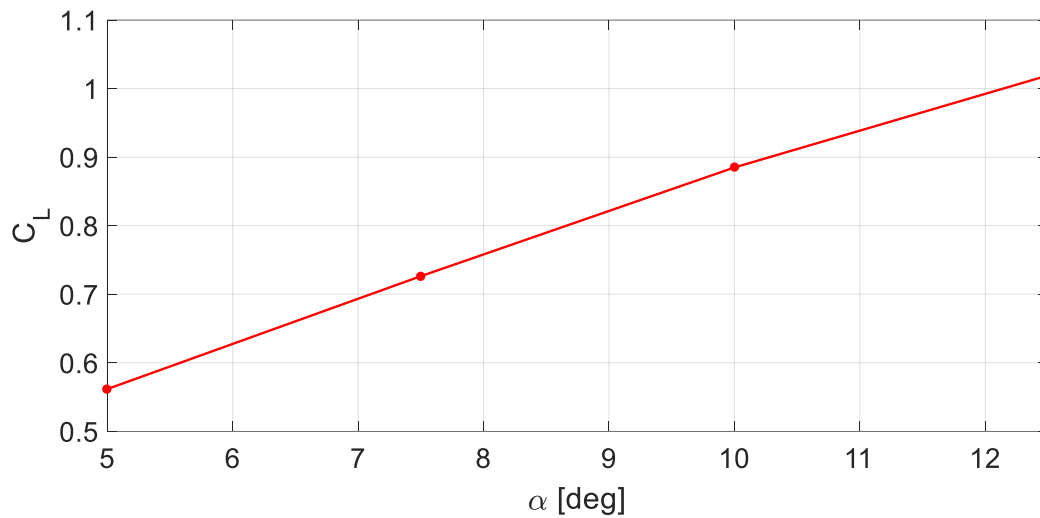


Figura 5.27: Evolución de C_L frente a α para el álabo con perfil NACA 5503

5.3.2 Coeficiente de resistencia aerodinámica

Para el estudio de la posición de la curvatura máxima se tiene una tendencia del coeficiente de resistencia muy similar a la mostrada con el coeficiente de sustentación, aumenta ligeramente al retrasar la curvatura pero mucho menos que lo predicho por el método Vortex-Lattice.

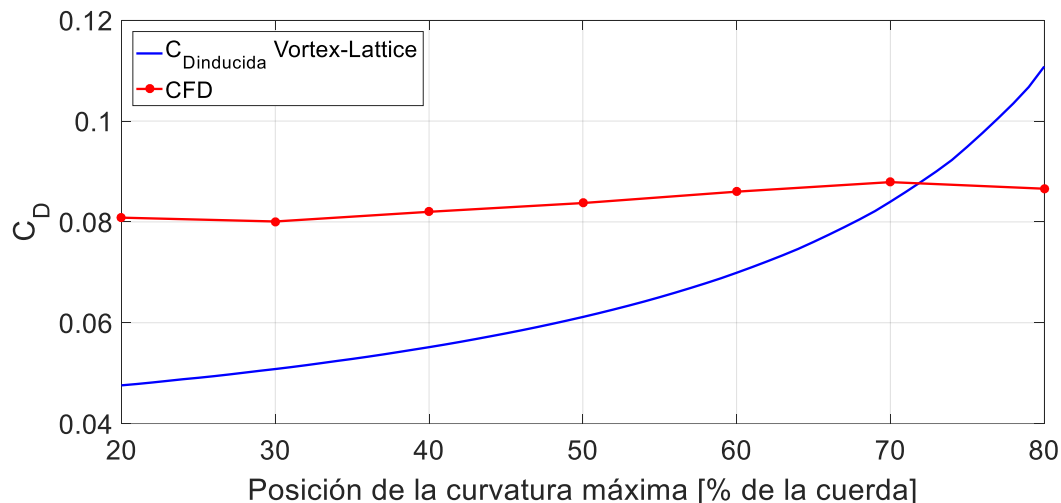


Figura 5.28: Evolución de C_D frente a la posición de la curvatura máxima en el perfil

En cuanto a la curvatura máxima, al igual que pasaba con el coeficiente de sustentación, la tendencia de la resistencia aerodinámica obtenida por CFD y la resistencia inducida del método Vortex-Lattice son bastante parecidas. Llama mucho la atención la reducción, en los resultados CFD, de C_D al pasar de una curvatura nula (placa plana) a una curvatura máxima del 3% a pesar del aumento de sustentación. Esto se debe a que los perfiles NACA tienen un borde de ataque con mucha curvatura

mientras que a curvatura del borde de ataque de la placa plana solamente consiste en un suave redondeo. Esta gran curvatura de los perfiles NACA reduce mucho la resistencia en comparación con la que se obtendría si se tuviese un borde de ataque similar al de la placa plana. Sin embargo, esto no se aprecia en el método Vortex-Lattice puesto que sólo se contempla el problema sustentador y no de espesor, con lo cual la influencia de estos acabados en el borde de ataque y borde marginal no puede reflejarse en los resultados de la teoría potencial.

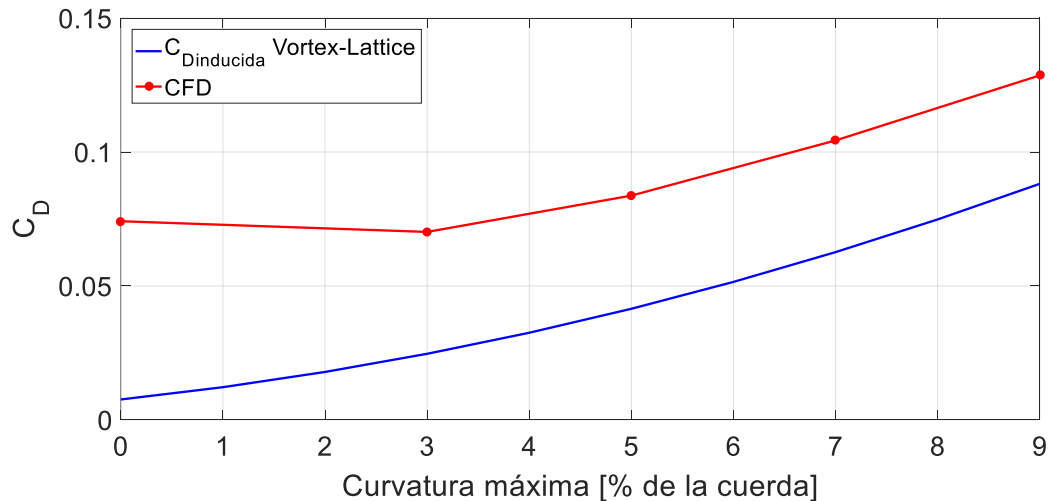


Figura 5.29: Evolución de C_D frente a la curvatura máxima del perfil del ala

En la Figura 5.30 se aprecia como el coeficiente de resistencia alcanza valores superiores al aumentar el ángulo de ataque que al aumentar la curvatura máxima. Este fenómeno era previsible debido a que también se consigue un aumento mayor de la sustentación al aumentar el ángulo de ataque que al aumentar la curvatura. En cuanto a la tendencia de C_D con el ángulo de ataque para el NACA 5503 es muy parecida a las ya comentadas en el caso de la placa plana cuadrada y a la esperada a partir de ensayos experimentales.

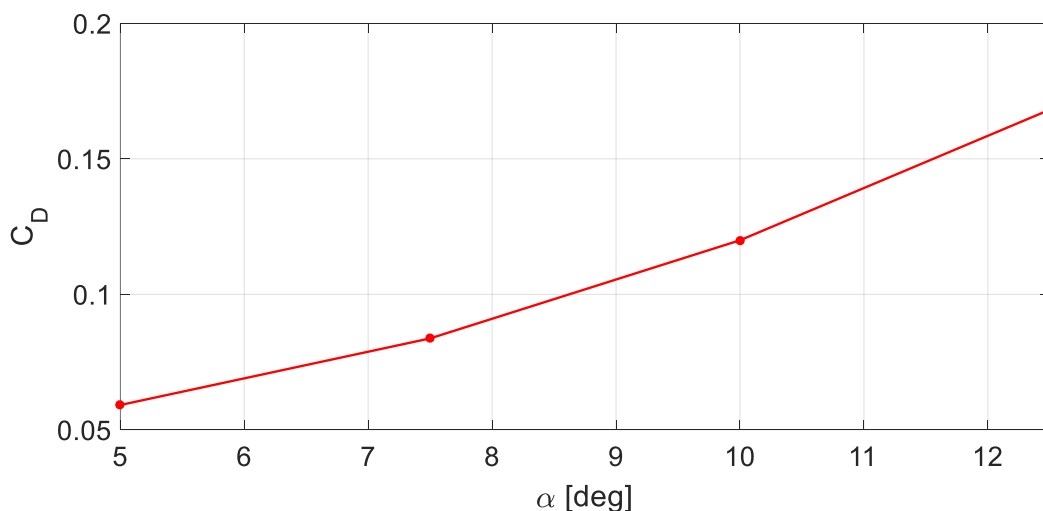


Figura 5.30: Evolución de C_D frente a α para el ala con perfil NACA 5503

Por último se muestran los resultados exactos de las simulaciones CFD para C_L y C_D para el caso del ala con curvatura en las siguientes tablas.

Perfil	NACA 5203	NACA 5303	NACA 5403	NACA 5503	NACA 5603	NACA 5703	NACA 5803
C_L	0.7067	0.7118	0.7227	0.7263	0.7281	0.7240	0.6700
C_D	0.08084	0.08008	0.08200	0.08374	0.08598	0.08789	0.08658

Tabla X: Resultados de C_L y C_D para el estudio de la posición de la curvatura en el perfil

Perfil	NACA 3503	NACA 5503	NACA 7503	NACA 9503
C_L	0.6184	0.7263	0.8170	0.9098
C_D	0.07018	0.08374	0.1043	0.1286

Tabla XI: Resultados de C_L y C_D para el estudio de la curvatura máxima del perfil

Perfil	NACA 5503			
Ángulo de ataque	$\alpha = 5^\circ$	$\alpha = 7.5^\circ$	$\alpha = 10^\circ$	$\alpha = 12.5^\circ$
C_L	0.5616	0.7263	0.8849	1.0191
C_D	0.05915	0.08374	0.1200	0.1682

Tabla XII: Resultados de C_L y C_D para el estudio del ángulo de ataque en el álabe con perfil NACA5503

5.3.3 Circulación de corriente y radio viscoso

Antes de presentar los perfiles de velocidad y vorticidad es necesario comentar que para el estudio de la posición de la máxima curvatura a lo largo del perfil aerodinámico no se van a representar todos los perfiles obtenidos para que la gráfica sea más clara. No obstante, todos los resultados son recogidos en las correspondientes tablas. También se muestran algunos resultados experimentales comparándolos con los obtenidos mediante CFD.

En la Figura 5.31 y Figura 5.32 se aprecia como a medida que se retrasa la curvatura del perfil el pico de velocidades aumenta ligeramente hasta que se llega al 60% de la cuerda. A partir de ese valor, se reduce el valor máximo de la velocidad tangencial. Este comportamiento es similar al observado para el coeficiente de sustentación. Al retrasar mucho la curvatura se genera una burbuja de recirculación que frena el aumento de la velocidad tangencial. Por otro lado, las variaciones en el perfil de velocidades son muy bajas por lo que no se consigue una importante mejora de unos casos respecto a los otros. Todos los perfiles de velocidad están muy próximos, en especial los casos en los que la curvatura máxima está localizada en la zona medida del perfil.

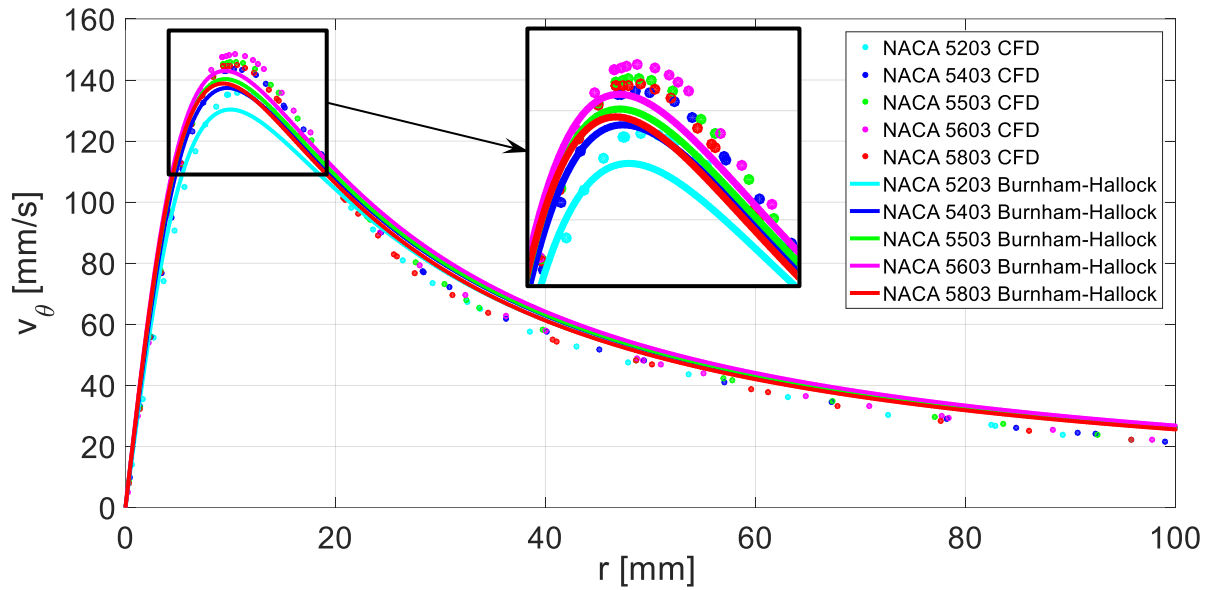


Figura 5.31: Perfiles de v_θ medidos en la dirección horizontal para diferentes perfiles NACA 5X03

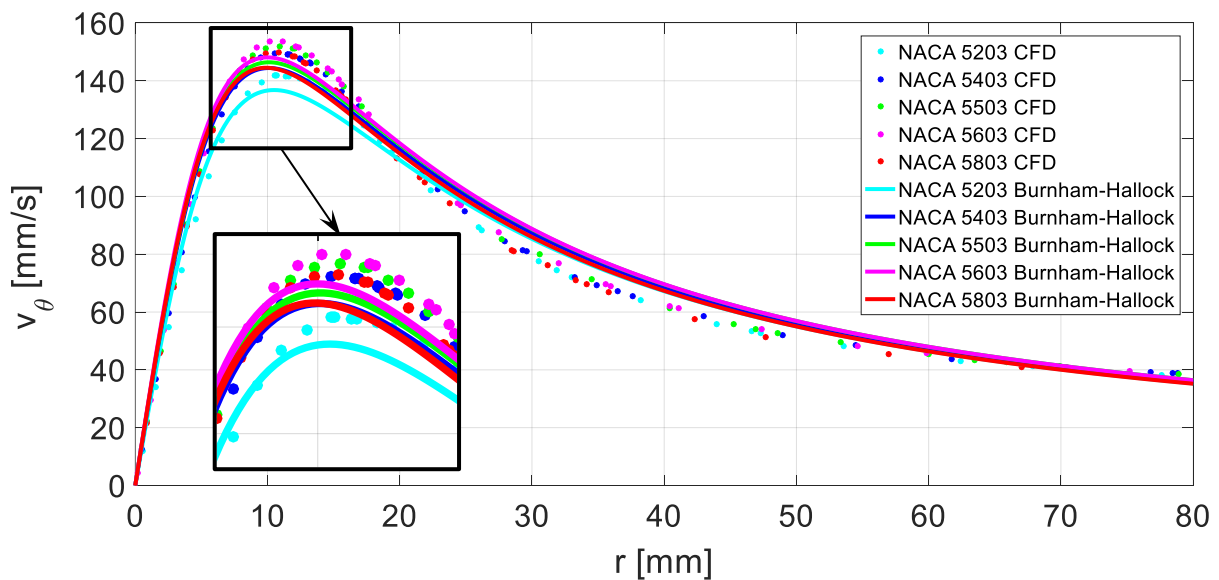


Figura 5.32: Perfiles de v_θ medidos en la dirección vertical para diferentes perfiles NACA 5X03

Para la curvatura máxima se observa un claro crecimiento de las velocidades tangenciales conforme se aumenta la curvatura. Como se comprobará más adelante, en las Figura 5.33 y Figura 5.34 se aprecia también como el pico de velocidad tangencial máxima se desplaza hacia la derecha a medida que se aumenta la curvatura. Es decir, también aumenta el radio viscoso con la curvatura. Este efecto es muy beneficioso puesto que no solamente se busca una velocidad tangencial alta sino que el vórtice sea lo más grande para inducir un movimiento rotatorio intenso a partículas fluidas alejadas del núcleo del vórtice. También se aprecia como el modelo de Burnham-Hallock se ajusta peor a los datos CFD a medida que aumenta la curvatura. Es posible que algún otro modelo como el de Burgers se adaptase mejor a vórtices generados con curvatura pero se ha preferido mantener el mismo modelo para todos los casos con el objetivo de comparar más fácilmente los valores de circulación y radio viscoso.

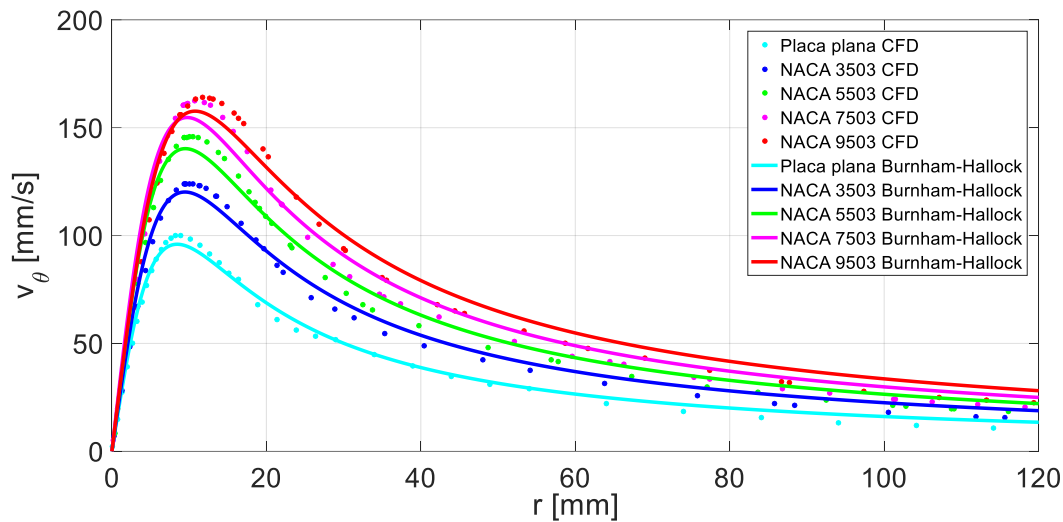


Figura 5.33: Perfiles de v_θ medidos en la dirección horizontal para diferentes NACA503

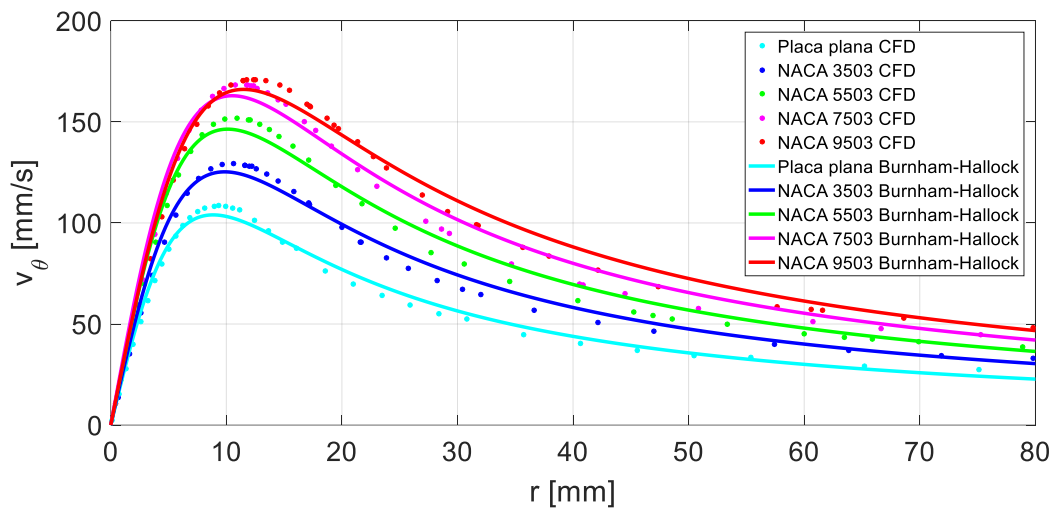


Figura 5.34: Perfiles de v_θ medidos en la dirección vertical para diferentes NACA503

En la comparación con el efecto de aumentar el ángulo de ataque, se siguen teniendo mejores resultados al aumentar α que la curvatura máxima como era de esperar. Además, el efecto del aumento del radio viscoso también se aprecia al aumentar el ángulo de ataque. Sin embargo este aumento del radio viscoso no ha sido comprobado experimentalmente, ya que según los resultados de Navarro (2017) el radio viscoso no sigue una tendencia clara con el ángulo de ataque y de Jiménez (2018) se puede extraer que incluso se reduce con el ángulo de ataque. A su vez hay que tener en consideración que estos resultados experimentales contemplaban pocos ángulos de ataque por lo que sería necesario un estudio experimental profundo de este parámetro para poder sacar conclusiones.

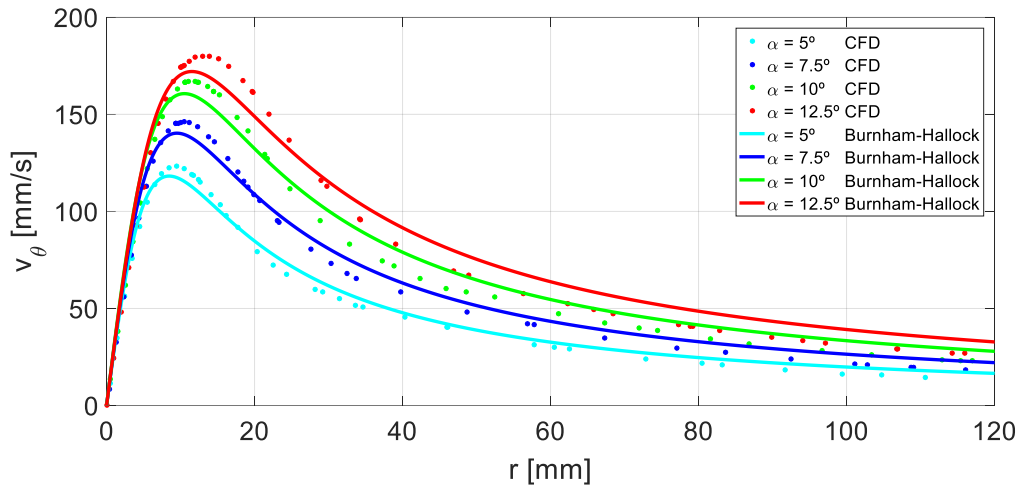


Figura 5.35: Perfiles de v_θ medidos en la dirección horizontal para varios α del álabe con NACA 5503

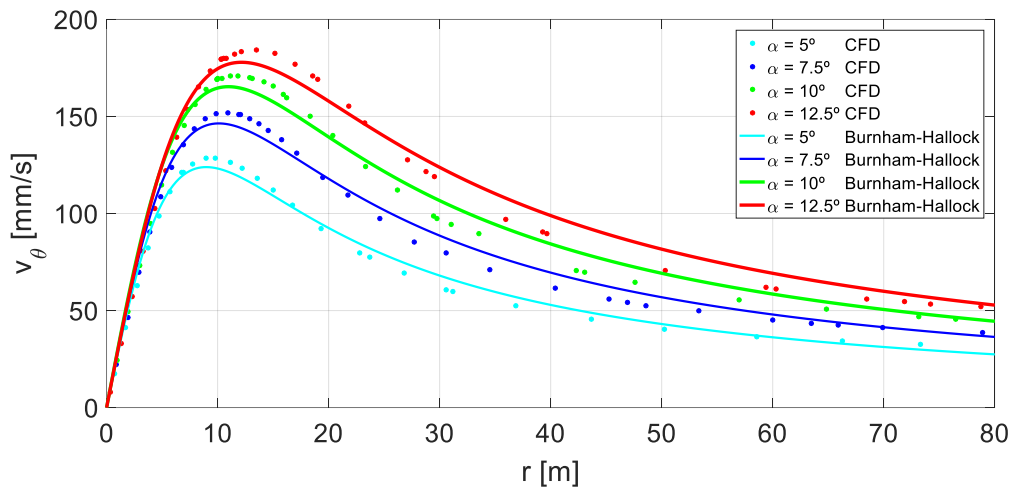


Figura 5.36: Perfiles de v_θ medidos en la dirección vertical para varios α del álabe con NACA 5503

Para validar estos resultados, se muestra en la Figura 5.37 los perfiles de velocidades obtenidos experimentalmente para un álabe con perfil muy similar a un NACA 5503 y distintos ángulos de ataque. En esta figura, los puntos representan los valores obtenidos directamente de los ensayos mientras que la curva roja es el ajuste según el modelo de Burnham-Hallock. Se puede comprobar como estos datos se aproximan bastante a los obtenidos mediante CFD en lo relativo a la velocidad tangencial máxima, ya que para el radio viscoso se siguen obteniendo valores mayores en la simulación que en los ensayos.

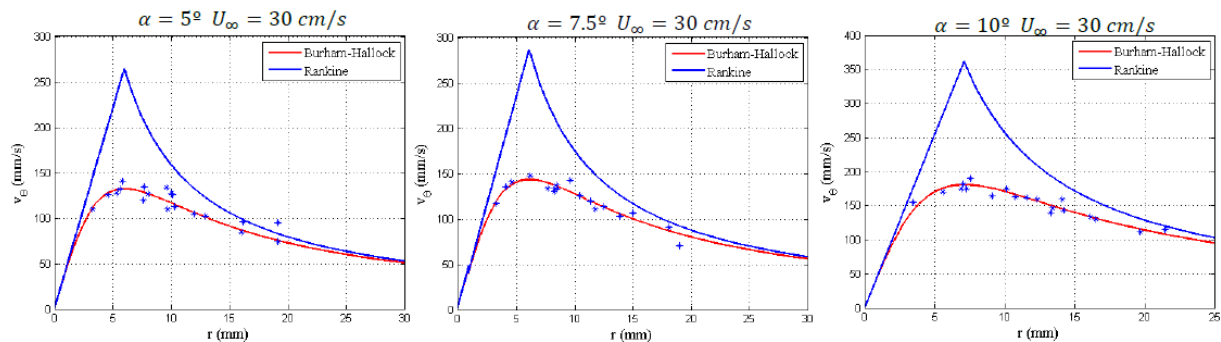


Figura 5.37: Resultados experimentales de Navarro (2017) para un álabe con geometría similar al NACA 5503

Ahora se muestran los perfiles de ω_x obtenidos en los tres diferentes estudios de curvatura que se han realizado. Aquellos casos que tenían una mayor velocidad tangencial máxima son los mismos que presentan un mayor valor máximo de vorticidad.

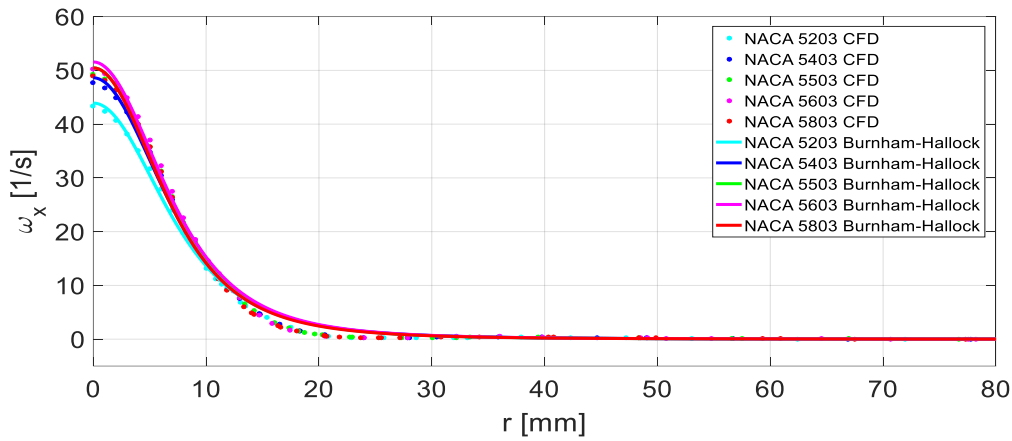


Figura 5.38: Perfiles de ω_x para diferentes NACA5X03

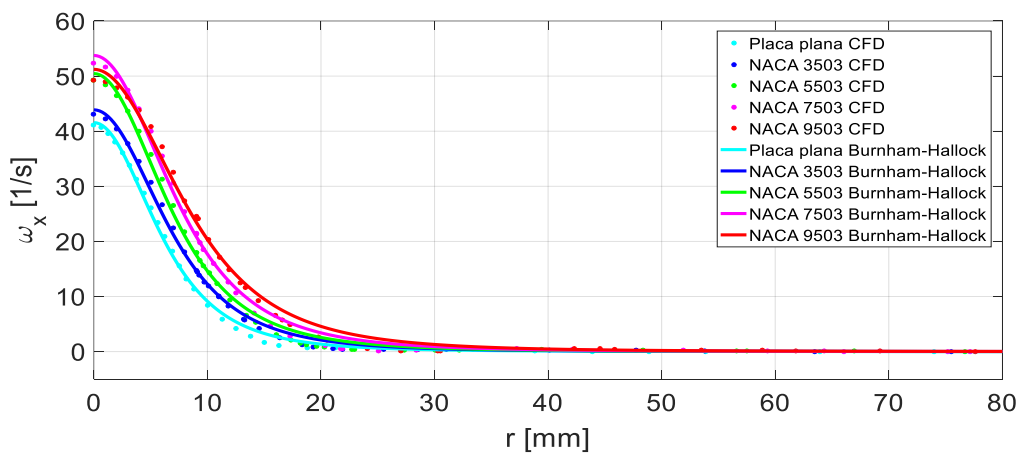


Figura 5.39: Perfiles de ω_x para diferentes NACA X503

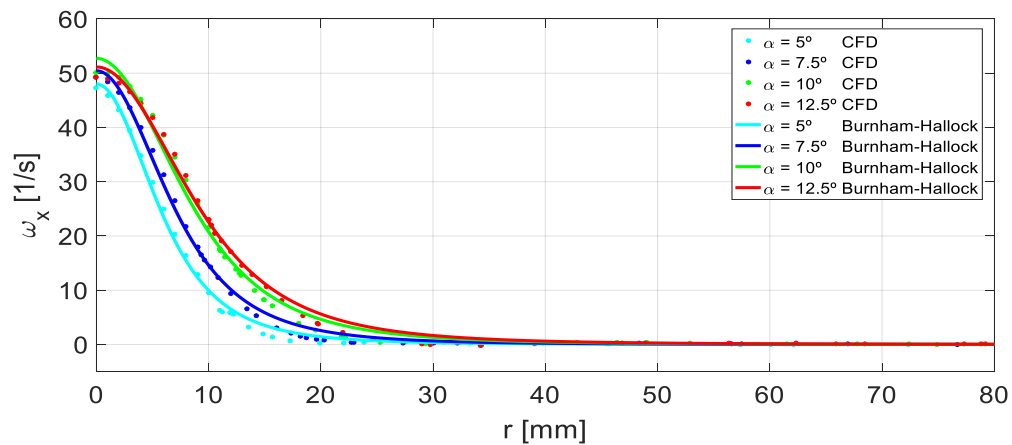


Figura 5.40: Perfiles de ω_x para varios α del NACA 5503

La evolución de la circulación de corriente entorno al vórtice frente a la posición de la curvatura máxima se muestra en la Figura 5.41. Aunque la tendencia no es la misma para los ajustes en velocidad y el ajuste en vorticidad, si se observa que a medida que se retrasa la curvatura aumenta la intensidad del vórtice, al igual que lo hacía el coeficiente de sustentación. Este aumento de Γ se frena a partir del 60% de la cuerda para los ajustes en velocidad y a partir del 70% de la cuerda para el ajuste en vorticidad. Por lo tanto, Γ tiene un comportamiento muy similar al coeficiente de sustentación.

Aunque R_v presenta oscilaciones, las tres formas de caracterizar el vórtice que se ha utilizado indican que el radio viscoso disminuye al retrasar la curvatura.

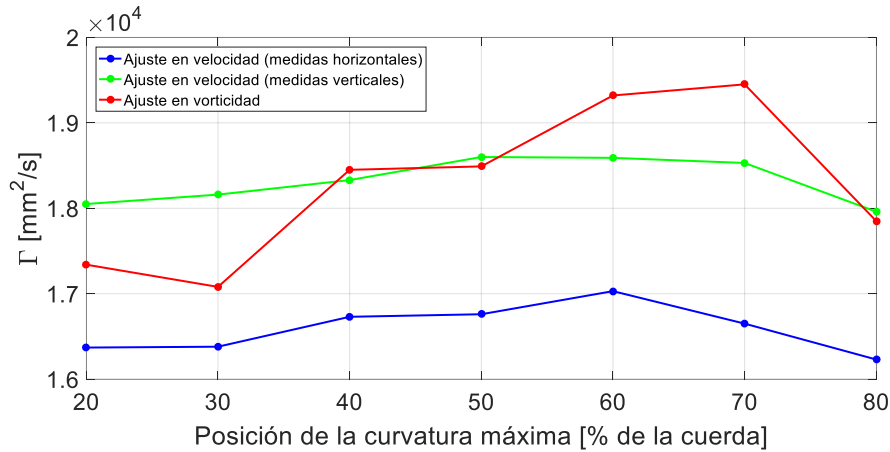


Figura 5.41: Evolución de Γ frente a la posición de la curvatura máxima a lo largo del perfil

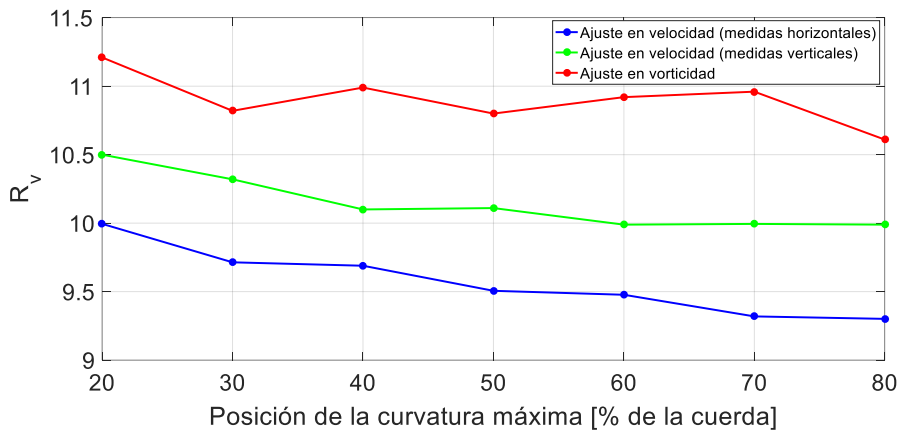


Figura 5.42: Evolución del R_v frente a la posición de la curvatura máxima a lo largo del perfil

Para el estudio de la influencia de la curvatura máxima se obtiene una dependencia prácticamente lineal de Γ con la curvatura. De hecho, la evolución que presenta la Figura 5.43 es muy similar a la que presentaba el coeficiente de sustentación en la Figura 5.26. Sin embargo, según los datos obtenidos del análisis de vorticidad, la circulación incluso aumentaría más rápidamente conforme se aumentase la curvatura. Además, como ya se comentó el radio viscoso también aumenta considerablemente con la curvatura. Este hecho ya ha sido comprobado en los ensayos experimentales de Navarro (2017) y Jiménez (2018) donde se conseguía un aumento del radio viscoso solamente con curvar el álabe. Por consiguiente, queda claro que aumentar la curvatura del perfil es sumamente beneficioso, tanto para aumentar la velocidad tangencial como para ensanchar el vórtice.

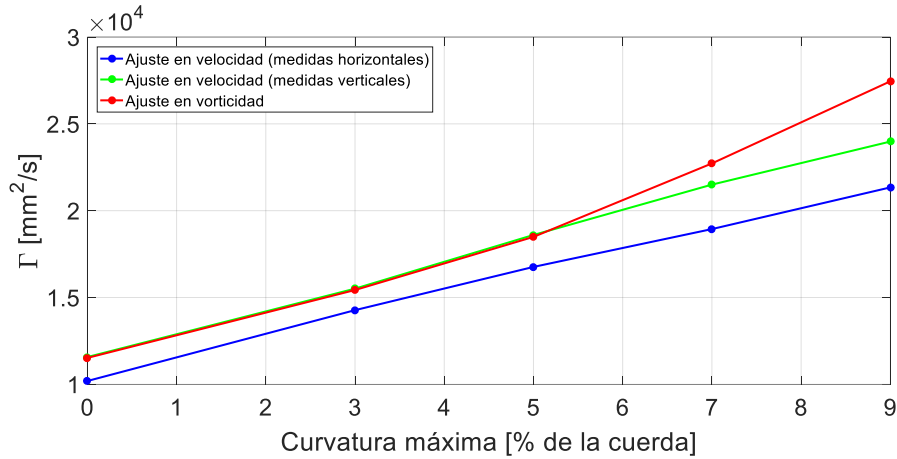


Figura 5.43: Evolución de Γ frente a la curvatura máxima del perfil del álabe

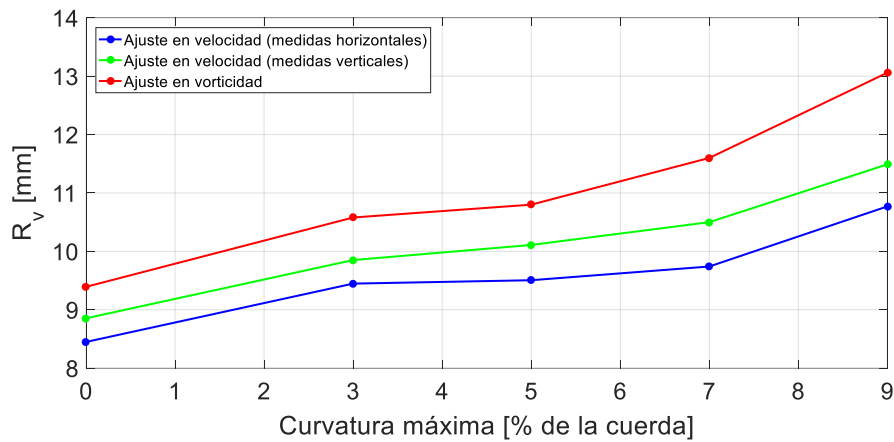


Figura 5.44: Evolución del R_v frente a la curvatura máxima del perfil del álabe

Al igual que en el caso de la placa plana cuadrada, tanto la circulación de la corriente mostrada en la Figura 5.45 como el radio viscoso representado en la Figura 5.46 evolucionan de forma lineal con el ángulo de ataque para el caso del NACA 5503. No obstante, la caracterización a través de la vorticidad no sigue de forma tan clara esta tendencia. También se observa que para ángulos de ataque elevados se consigue una mayor circulación de la que se consigue con una gran curvatura como se venía comentando anteriormente.

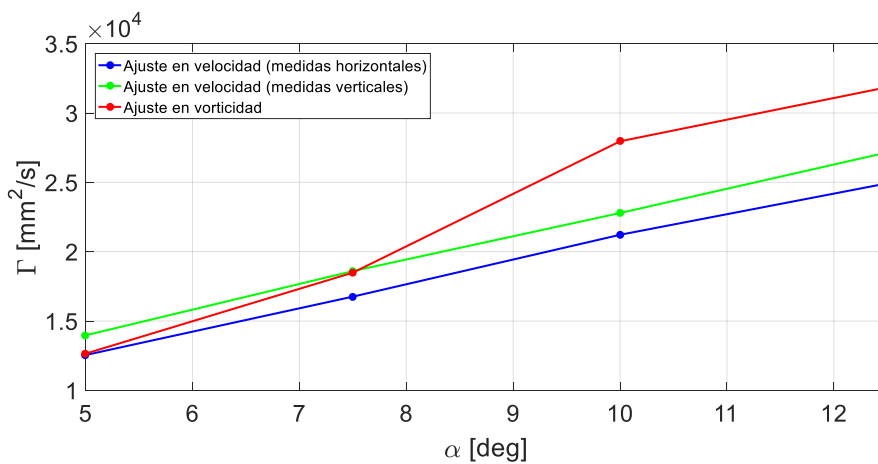


Figura 5.45: Evolución de Γ con α para el álabe con perfil NACA 5503

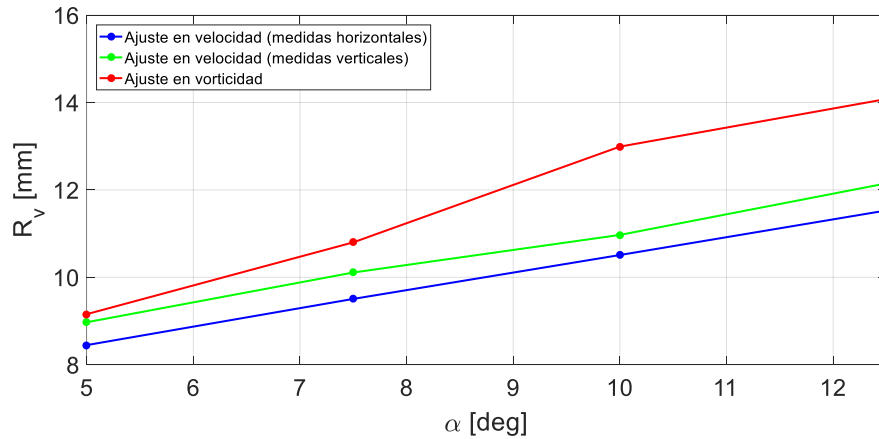


Figura 5.46: Evolución del R_v frente a α para el álabe con perfil NACA5503

Finalmente, se muestran los resultados experimentales obtenidos a partir de un álabe con un perfil aerodinámico similar al NACA 5503 para diferentes ángulos de ataque y para la misma velocidad incidente, 0.3 m/s . En la Figura 5.47, llama mucho la atención la brusca caída del radio viscoso por $\alpha = 7.5^\circ$. En otros resultados experimentales, como los de la Figura 5.12, el R_v es más independiente del ángulo de ataque, pero para el caso del NACA 5503, si se pasa por alto esa brusca caída del radio viscoso para $\alpha = 7.5^\circ$, se podría afirmar que la tendencia es similar a la obtenida experimentalmente. Además, esa caída del radio viscoso provoca que en los resultados experimentales, Γ sea menor de lo que debería ser para dicho ángulo de ataque ya que se aleja de la tendencia lineal. Por tanto, es muy probable que sea un error experimental y que la evolución del radio viscoso sea más parecida a la mostrada en los resultados de CFD.

Si se comparan los valores exactos de circulación y radio viscoso obtenidos mediante CFD y mediante los ensayos experimentales se vuelven a observar bastantes discrepancias fruto fundamentalmente del mayor radio viscoso obtenido mediante CFD que provoca que la circulación de corriente también sea mayor a la obtenida experimentalmente. Siendo conscientes de este hecho, se puede decir que las simulaciones CFD ofrecen una buena interpretación de la realidad.

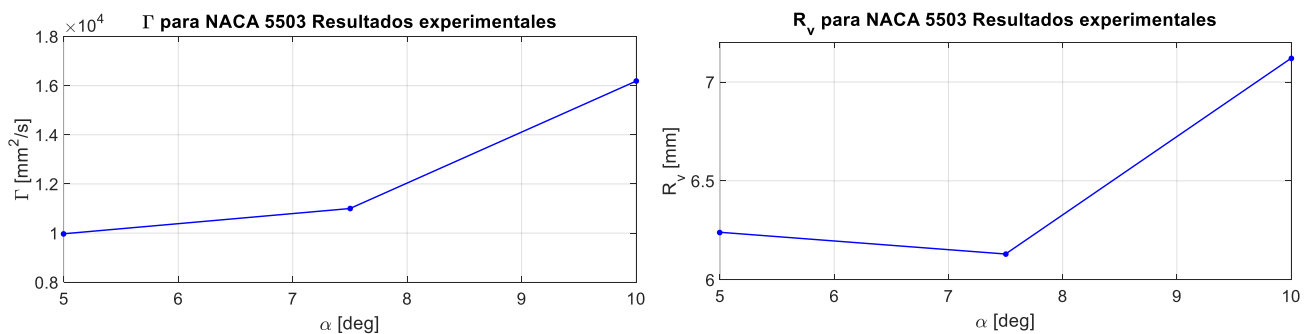


Figura 5.47: Resultados experimentales de Γ (izquierda) y R_v (derecha) para un álabe con perfil similar al NACA 5503 (Navarro, 2017)

Todos los valores de Γ y R_v , así como el estadístico R^2 obtenidos a partir de los diferentes ajustes de los resultados de las simulaciones se encuentran en las siguientes tablas.

Método de caracterización	Perfil	NACA 5203	NACA 5303	NACA 5403	NACA 5503	NACA 5603	NACA 5703	NACA 5803
Medidas horizontales	$\Gamma [mm^2/s]$	16370	16380	16730	16760	17030	16650	16230
	$R_v[mm]$	9.995	9.714	9.689	9.506	9.477	9.319	9.301
	Estadístico R^2	0.9871	0.9881	0.9873	0.9887	0.9877	0.9876	0.9869
Medidas verticales	$\Gamma [mm^2/s]$	18050	18160	18330	18600	18590	18530	17960
	$R_v[mm]$	10.50	10.32	10.10	10.11	9.989	9.994	9.989
	Estadístico R^2	0.9845	0.9846	0.9842	0.9861	0.9848	0.9847	0.9823
Vorticidad	$\Gamma [mm^2/s]$	17340	17080	18450	18490	19320	19450	17850
	$R_v[mm]$	11.21	10.82	10.99	10.80	10.92	10.96	10.61
	Estadístico R^2	0.9976	0.9973	0.9967	0.9961	0.9961	0.9963	0.9951

Tabla XIII: Resultados del estudio CFD de la influencia de la posición de la curvatura máxima a lo largo del perfil

Método de caracterización	Perfil	NACA 3503	NACA 5503	NACA 7503	NACA 9503
Medidas horizontales	$\Gamma [mm^2/s]$	14270	16760	18940	21340
	$R_v[mm]$	9.448	9.506	9.741	10.77
	Estadístico R^2	0.9901	0.9887	0.9856	0.9850
Medidas verticales	$\Gamma [mm^2/s]$	15510	18600	21500	23980
	$R_v[mm]$	9.851	10.11	10.50	11.49
	Estadístico R^2	0.9855	0.9861	0.9848	0.9874
Vorticidad	$\Gamma [mm^2/s]$	15430	18490	22720	27450
	$R_v[mm]$	10.58	10.80	11.60	13.06
	Estadístico R^2	0.9972	0.9962	0.9962	0.9956

Tabla XIV: Resultados del estudio CFD de la influencia de la curvatura máxima del perfil del álabe

Método de caracterización	Perfil	NACA 5503			
	Ángulo de ataque	$\alpha = 5^\circ$	$\alpha = 7.5^\circ$	$\alpha = 10^\circ$	$\alpha = 12.5^\circ$
Medidas horizontales	$\Gamma [mm^2/s]$	12550	16760	21220	24930
	$R_v[mm]$	8.449	9.506	10.51	11.53
	Estadístico R^2	0.9891	0.9887	0.9833	0.9808
Medidas verticales	$\Gamma [mm^2/s]$	13970	18600	22790	27160
	$R_v[mm]$	8.972	10.11	10.97	12.15
	Estadístico R^2	0.9874	0.9861	0.9829	0.9872
Vorticidad	$\Gamma [mm^2/s]$	12650	18490	27960	31860
	$R_v[mm]$	9.157	10.80	12.99	14.08
	Estadístico R^2	0.9965	0.9962	0.9938	0.9958

Tabla XV: Resultados del estudio CFD de la influencia de α para el álabe con perfil NACA 5503

5.3.4 Eficiencia

A pesar de que el hecho de retrasar la curvatura del perfil aumenta la intensidad de los vórtices hasta un cierto punto, también aumenta considerablemente la resistencia aerodinámica. Por este motivo, en la Figura 5.48 puede verse como la eficiencia disminuye a medida que se retrasa la curvatura según los ajustes en velocidad. El ajuste en vorticidad presenta mayores fluctuaciones en cuanto a la eficiencia y no predice una caída tan notable al retrasar la curvatura. Aun así como la caída de la eficiencia es más abrupta para posiciones muy retrasadas de la curvatura no es mala opción mantener la curvatura entorno al 50% de la cuerda con el objetivo de tener unos vórtices más intensos aunque la eficiencia sea algo menor.

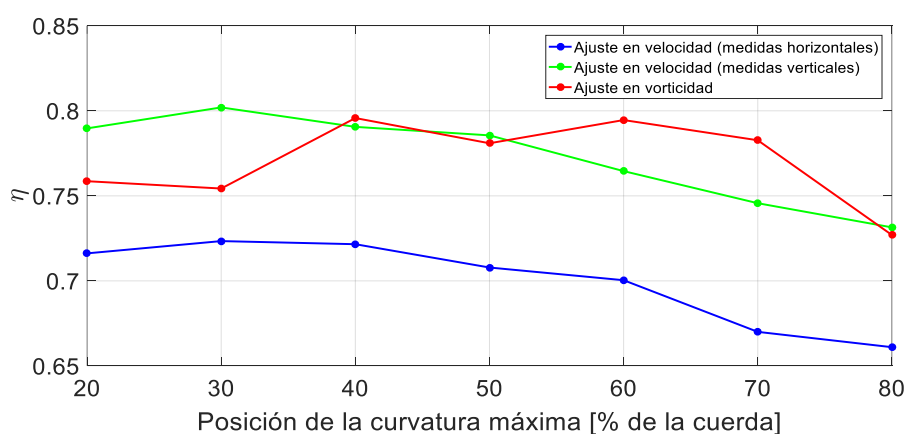


Figura 5.48: Evolución de η frente a la posición de la curvatura máxima a lo largo del perfil del álabe

Para la curvatura máxima del álabe se ve claramente una mejora de la eficiencia al pasar de la placa plana a los álaves curvados. Sin embargo, si se sigue aumentando la curvatura máxima por encima del 5% la eficiencia empieza a descender debido al mayor aumento de la resistencia. Si se quiere priorizar la intensidad de los vórtices frente a la pérdida de carga es aconsejable un valor de la curvatura lo más alto posible ya que el aumento de la circulación es bastante elevado. Una solución de compromiso sería un álabe con una curvatura de un 7% que generaría unos vórtices bastante intensos sin aumentar en exceso la pérdida de carga.

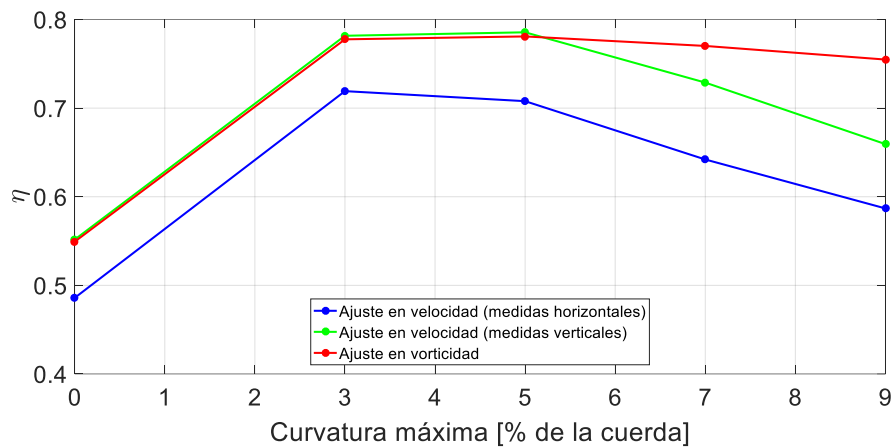


Figura 5.49: Evolución de η frente a la curvatura máxima

A la hora de decidir si es mejor aumentar la curvatura o el ángulo de ataque del álabe es fundamental comparar la eficiencia en ambos casos. Para el ángulo de ataque, la Figura 5.50 muestra la típica tendencia descendente ya observada de la eficiencia con respecto al ángulo de ataque. Es cierto que en el ajuste en vorticidad hay un aumento de esta eficiencia con el ángulo de ataque. Como en muchos otros casos, el ajuste en vorticidad muestra resultados con más fluctuaciones y más difíciles de interpretar. Por consiguiente, centrándonos en los ajustes en velocidad, se puede decir que para el perfil NACA 5503 la eficiencia de los vórtices cae con el ángulo de ataque. Esto también es lo que pasa con la curvatura máxima a partir del 5%. Sin embargo, para el caso de la curvatura máxima la eficiencia cae más despacio que para el ángulo de ataque.

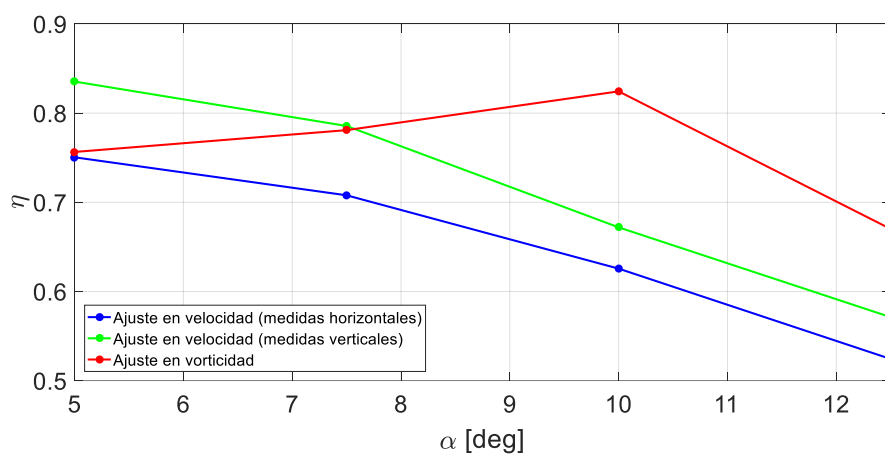


Figura 5.50: Evolución de η frente a α para el álabe con perfil NACA 5503

6 CONCLUSIONES

Antes de enumerar las conclusiones a las que se pueden llegar después de analizar todos los datos, se muestra una tabla resumen de los resultados más importantes para ayudar a clarificar como afecta cada parámetro a las tres magnitudes más importantes relacionada con los vórtices de punta de ala de este estudio, la intensidad del vórtice (medida a través de Γ), el radio viscoso R_v y la eficiencia de los vórtices generados η . En la Tabla XVI y la Tabla XVII se analiza la influencia de variar el ángulo de ataque para el caso de placa planaca cuadrada con $U_\infty = 0.3 \text{ m/s}$ y del NACA 5503, la influencia de la flecha, de la posición de la curvatura y de la curvatura máxima.

PARÁMETRO		MEDIDAS HORIZONTALES			MEDIDAS VERTICALES			MEDIDAS VORTICIDAD		
		Γ [mm^2/s]	R_v [mm]	η [%]	Γ [mm^2/s]	R_v [mm]	η [%]	Γ [mm^2/s]	R_v [mm]	η [%]
α Placa plana	5°	6298	7.452	48.66	7085	7.894	54.74	6636	7.931	51.27
	7.5°	10190	8.449	48.59	11570	8.854	55.17	11520	9.393	54.93
	10°	14290	8.979	42.66	16020	9.415	47.83	18020	10.47	53.80
α NACA 5503	5°	12550	8.449	75.05	13970	8.972	83.54	12650	9.157	75.64
	7.5°	16760	9.506	70.79	18600	10.11	78.56	18490	10.80	78.09
	10°	21220	10.51	62.56	22790	10.97	67.19	27960	12.99	82.44
	12.5°	24930	11.53	52.43	27160	12.15	57.13	31860	14.08	67.01
Flecha φ	-30°	8798	8.836	41.62	10110	9.437	47.83	9530	9.575	45.08
	-20°	9191	8.656	42.59	10480	9.255	48.94	10710	9.702	50.02
	-10°	9456	8.484	43.62	10800	9.041	49.82	11420	9.592	52.68
	0°	9623	8.321	44.62	10920	8.811	50.64	11360	9.309	52.68
	10°	9592	8.077	44.48	10840	8.568	50.27	11580	9.189	53.70
	20°	8902	7.717	41.41	10370	8.303	48.23	10530	8.666	48.98
	30°	8299	9.216	38.64	10300	10.140	47.95	7714	8.829	35.91

Tabla XVI: Resumen resultados 1

PARÁMETRO		MEDIDAS HORIZONTALES			MEDIDAS VERTICALES			MEDIDAS VORTICIDAD		
		Γ [mm ² /s]	R_v [mm]	η [%]	Γ [mm ² /s]	R_v [mm]	η [%]	Γ [mm ² /s]	R_v [mm]	η [%]
Posición de la curvatura máxima a lo largo del perfil [% de la cuerda] NACA 5X03	20%	16370	9.995	71.62	18050	10.50	78.97	17340	11.21	75.86
	30%	16380	9.714	72.34	18160	10.32	80.20	17080	10.82	75.43
	40%	16730	9.689	72.16	18330	10.10	79.06	18450	10.99	79.57
	50%	16760	9.506	70.79	18600	10.11	78.56	18490	10.80	78.09
	60%	17030	9.477	70.04	18590	9.989	76.45	19320	10.92	79.46
	70%	16650	9.319	67.00	18530	9.994	74.57	19450	10.96	78.27
	80%	16230	9.301	66.10	17960	9.989	73.15	17850	10.61	72.70
Curvatura máxima [% de la cuerda] NACA X503	Placa plana (0%)	10190	8.449	48.59	11570	8.854	55.17	11520	9.393	54.93
	3%	14270	9.448	71.92	15510	9.851	78.17	15430	9.157	77.76
	5%	16760	9.506	70.79	18600	10.11	78.56	18490	10.80	78.09
	7%	18940	9.741	64.20	21500	10.50	72.88	22720	12.99	77.02
	9%	21340	10.77	58.68	23980	11.49	65.94	27450	14.08	75.48

Tabla XVII: Resumen resultados 2

Tras la realización de este trabajo y analizar las tablas anteriores se puede llegar a las siguientes conclusiones:

- A través de la comparación entre los resultados de la placa plana cuadrada mediante CFD y los resultados de los ensayos se puede conseguir una simulación bastante precisa de las características del campo de velocidades en la generación de los vórtices de punta de álabe. No obstante, queda patente el hecho de que el valor del radio viscoso obtenido mediante simulaciones CFD es notablemente mayor que el obtenido experimentalmente. Por consiguiente, los valores de circulación también son mayores a los medidos experimentalmente. A pesar de esto las tendencias de las magnitudes físicas son claramente comparables. Adicionalmente, se tienen referencias de que en las simulaciones numéricas se registran valores mayores que los obtenidos experimentalmente tal y como se describe en los trabajos de Ahmad et al (2014) y Delisi et al (2003)
- A partir de las simulaciones se ha podido identificar el carácter no simétrico del campo de velocidades del vórtice en el canal ensayado. Los métodos de caracterización del vórtice a partir del perfil de velocidades en varias direcciones han aportado tendencias claras y ha

demostrado ser una buena forma de estudiarlo. A pesar de esta asimetría del campo de velocidades, el comportamiento ha sido similar en las dos direcciones estudiadas. Aunque la caracterización del vórtice a través del perfil de vorticidad se ha ajustado mejor al modelo de vórtice de Burnham-Hallock, no se ha podido extraer tanta información de la influencia de los distintos parámetros. Puesto que los resultados obtenidos del ajuste de los perfiles de vorticidad presentaba en ocasiones bastante fluctuaciones difíciles de analizar.

- Como en anteriores trabajos, se ha corroborado la dependencia lineal de la intensidad de los vórtices con el ángulo de ataque α . A su vez, se ha corroborado que la eficiencia disminuye con el ángulo de ataque para valores de α superiores a 5° .
- A partir de las simulaciones CFD se ha demostrado como el radio viscoso crece con el ángulo de ataque. Al comprobar estos resultados con los ensayos se ha detectado que en ciertos casos, como en el álabe con curvatura, esta tendencia también se da en los resultados experimentales. Sin embargo hay otros ensayos que no muestran una dependencia clara entre el radio viscoso y el ángulo de ataque.
- La intensidad de los vórtices y la eficiencia de los mismos, lo que resulta aún más interesante, aumenta con la velocidad del flujo incidente. El aumento de la intensidad de los vórtices era algo ya comprobado en anteriores trabajos y en ensayos experimentales, sin embargo este estudio CFD también ha permitido confirmar el aumento de la eficiencia.
- La influencia del ángulo de flecha no ha quedado del todo aclarada. Por un lado, en los resultados experimentales parece claro que una flecha negativa mejora importante los resultados obteniendo un aumento de la velocidad tangencial y por ende de la intensidad de los vórtices. Sin embargo, a partir de los resultados numéricos ni la flecha positiva ni la flecha negativa han dado signos de aumento de la intensidad de los vórtices o aumento de la eficiencia. Por lo tanto, sería necesario un análisis mucho más detallado de este aspecto.
- El hecho de retrasar la curvatura del álabe hacia el borde de salida presenta una mejora en la intensidad de los vórtices hasta que se llega a un valor entre el 60% y 70% de la cuerda. Esto se debe a que al desplazar la curvatura hacia atrás, cerca del borde de salida hay más diferencia de presiones por lo que en la zona final del álabe se produce un mayor rebordeo de la corriente que genera una mayor intensidad. Esta mejora no es muy grande, en algunos casos se puede llegar a un incremento del 4% en la intensidad de los vórtices al situar la curvatura en el 60% de la cuerda en lugar de en el 20%. Si se sigue retrasando la curvatura, el gradiente de presiones se vuelve tan adverso que se produce una zona de recirculación disminuyendo la intensidad de los vórtices y la eficiencia. Además, también se puede concluir que el radio viscoso disminuye al retrasar la curvatura.
- Aumentar la curvatura máxima del álabe también conduce a un aumento bastante importante de la intensidad de los vórtices. Se puede afirmar que la tendencia es prácticamente lineal con la curvatura máxima en cuanto a la intensidad de los vórtices. Además, hay un aumento evidente del radio viscoso con la curvatura máxima el cual ha sido también demostrado experimentalmente. Por otro lado, la eficiencia de los vórtices aumenta hasta una curvatura máxima de un 5%. A partir de ese punto si se sigue aumentando la curvatura el coeficiente de resistencia aerodinámica crece más rápido que la intensidad de los vórtices reduciéndose la eficiencia.

- Se ha comparado si resulta más interesante aumentar el ángulo de ataque de operación del alabe con curvatura o aumentar la curvatura máxima del mismo. Ambos casos presentan una dependencia lineal por lo que los resultados son similares. Resulta un poco más eficiente aumentar la curvatura máxima del perfil. Pero para lograr las mejores prestaciones es necesario una combinación de ambos parámetros

Finalmente, el objetivo de este estudio no era únicamente estudiar la influencia de los distintos parámetros sino también seleccionar la geometría más adecuada. Se proponen dos formas diferentes de definir esta geometría.

Por un lado, si el interés es maximizar a toda costa la eficiencia, a pesar de no generar unos vórtices tan intensos, se propone un álabe con un ángulo de ataque bajo, unos 5° . En cuanto a la forma en planta del álabe, atendiendo a los resultados numéricos sería recomendable una geometría sin flecha o con poca flecha. No obstante hay que tener en cuenta que experimentalmente se han obtenido mejores resultados para un álabe con unos 30° de flecha negativa. Para maximizar la eficiencia se recomienda una curvatura máxima del 5% localizada en el 50% o 60% de la cuerda.

Por otro lado, si se pretende obtener unos vórtices más intensos, a pesar de que aumentar ligeramente la pérdida de carga, es recomendable aumentar el ángulo de ataque de operación a valores cercanos a los 10° . Además, la curvatura máxima debería ser del 7% o incluso del 9% si no importa penalizar más la eficiencia. Esta curvatura, también debería estar localizada en el 50% o 60% de la cuerda.

Finalmente, si se permite ajustar la velocidad, debería seleccionarse la velocidad del flujo más alta, siempre y cuando las velocidades estén cercanas al rango estudiado en este trabajo.

7 LÍNEAS FUTURAS

A pesar de que este Trabajo Fin de Máster forma parte de una serie de estudios enfocados a optimizar la generación de vórtices de punta de ala con aplicación a mezcladores y agitadores, aún queda bastantes líneas en las que se puede seguir trabajando y que no han sido abordadas todavía.

Antes de empezar a hablar sobre aspectos que no han sido contemplados, cabe destacar la necesidad de un estudio detallado de la influencia de la flecha en la generación de vórtices. Se han obtenido resultados contradictorios entre las simulaciones CFD y los ensayos experimentales. Por consiguiente, si se pretende estudiar esta geometría es necesario refinar tanto la toma de medidas experimentales como las simulaciones CFD.

Una vía interesante en cuanto a las simulaciones CFD sería la incorporación de simulaciones no estacionarias. Se ha comentado en el documento que ciertos modelos de turbulencia sugieren un comportamiento no estacionario que podría ser el causante de la divergencia entre datos numéricos y datos experimentales. Para poder aplicar este tipo de simulación sería necesario fijar una forma de promediar los resultados con el tiempo. También sería necesario fijar una forma de tener en cuenta la falta de simetría radial del campo de velocidades tangenciales del vórtice. También se podría probar a sustituir la condición de contorno de simetría que se ha utilizado en las simulaciones CFD para la superficie superior del canal por una condición de superficie libre y comprobar si se mejora la precisión de los resultados experimentales. Un punto más a comprobar en las simulaciones podría ser estudiar el efecto del tamaño del dominio. En este trabajo, el dominio venía determinado por las dimensiones del canal en el que se han realizado los ensayos y esas dimensiones podrían influir sobre los resultados. El hecho de que el álabe esté más cerca de las paredes o más lejos puede influir en un aumento del efecto suelo o una atenuación del mismo. Por tanto, se podría estudiar el mismo álabe dentro de distintos canales.

Un aspecto geométrico importante que sería interesante analizar es la influencia del alargamiento del álabe en la generación de vórtices. A partir de la expresión de la resistencia inducida obtenida en la teoría del ala larga de Prandtl se puede apreciar como al aumentar el alargamiento, la resistencia inducida disminuye. Esto podría resultar beneficioso para disminuir la pérdida de carga. También es cierto, que este aspecto se basa en que al aumentar el alargamiento el efecto de los vórtices afecta a una menor superficie del álabe, por lo que realmente habría que analizar si resulta de interés en el mezclador. Adicionalmente hay que tener en cuenta las dimensiones de la sección del canal. Una envergadura demasiado grande o demasiado pequeña podría generar el vórtice muy cerca de las paredes del canal provocando una rápida disipación. Por tanto, habría que controlar muy bien estos parámetros.

Otro aspecto geométrico muy interesante sería incorporar torsión al álabe. Un mayor ángulo de ataque en las puntas generaría unos vórtices más intensos mientras que si en el resto del álabe el ángulo de ataque es bajo se mantendría una resistencia aerodinámica baja aumentando la eficiencia. No obstante es necesario una simulación detallada y comprobaciones mediante ensayos experimentales para poder recoger adecuadamente estos efectos.

Un parámetro a tener en cuenta es el redondeo del borde marginal. En algunos ensayos descritos en Navarro (2017) se hicieron pruebas con un álabe cuyo borde marginal había sido recrecido para provocar un radio viscoso mayor. Sería necesario también un estudio numérico de este fenómeno para poder seleccionar el tipo y tamaño del acabado del borde marginal que ayudase a generar unos vórtices mayores. La idea sería que al ensanchar el borde marginal se está obligando a la corriente a realizar un rebordeo más ancho. Si la corriente mantiene ese radio inducido se lograría obtener un radio viscoso mayor. Sin embargo, si se aumenta demasiado serviría de barrera al flujo, de forma similar al efecto buscado por los *winglets* de los aviones comerciales, pudiendo reducir la velocidad tangencial.

Finalmente, una opción muy a tener en cuenta podría ser la generación de vórtices contrarrotatorios. Mediante la utilización de varios álabes o un ala completa (con dos bordes marginales) se formarían dos vórtices con sentidos opuestos que ayudarían en el proceso de agitación pudiendo aumentar la eficiencia del mismo. Cómo disponer estos álabes para generar más de un vórtice sería un tema crucial en la investigación de este fenómeno

BIBLIOGRAFÍA

- Acheson, D. J. (1990). *Elementary Fluid Dynamics*. Oxford: Oxford University Press, 1990. ISBN: 0-19-859679-0
- Ahmad, N. & Proctor, F. H., Duparcmeur, F. M. L. y Jacob, D. (2014). *Review of Idealized Aircraft Wake Vortex Models*. American Institute of Aeronautics and Astronautics.
- Barrero, A. y Pérez-Saborid, M. (2005). *Fundamentos y aplicaciones de la mecánica de fluidos*. Madrid: McGraw-Hill, 2005. ISBN: 84-481-9890-5
- Blazek, J. (2001). *Computational fluid dynamics: principles and applications*. Elsevier, 2001. ISBN: 0080430090
- Burnham, D.C. y Hallock, J.N. (1982). *Chicago monostatic acoustic vortex sensing system. Volume IV: wake vortex decay*, Report No. DOT-TSC-FAA-79-104.IV.
- Breitsamter, C. y Allen, A. (2010). *Aerodynamic body and carrier wing comprising an aerodynamic body, actuating drive control module, computer, computer program and method for influencing post-turbulences*. U. S., 2010/0006706
- Campillejo, A. D. (2016). *Estudio numérico de la generación de vórtices de punta de álabe en una placa plana* (Trabajo Fin de Grado). Universidad de Sevilla, Sevilla.
- Croser, H. L. (1972). *Mixer*. U.S., 3672640
- Delisi, D., Greene, G., Robins, R., Vicroy, D. y Wang, F. (2003). *Aircraft wake vortex core size measurements*. 21st AIAA Applied Aerodynamics Conference, Orlando, Florida.
- Gordillo, J. M. y Riboux, G. (2012). *Introducción a la aerodinámica potencial*. Madrid: Paraninfo, 2012. ISBN: 978-84-9732-994-1
- Grobbelaar, J. (2013). *Mass production of microalgae at optimal photosynthetic rates*. En: Dubinsky, Z. (Coord.) *Photosynthesis*, pp. 357-371.
- Hedman, P. O., Fletcher, T., Graham, S. G, Timothy, G. W., Flores, D. V. y Haslam, J. K. (2002). *Observations of Flame Behavior in a Laboratory-Scale Pre-Mixed Natural Gas/Air Gas Turbine Combustor From PLIF Measurements of OH*. American Society of Mechanical Engineers, International Gas Turbine Institute, Turbo Expo.
- Hommes, T., Bosschers, J. y Hoeijmakers, H. W. M. (2015). *Evaluation of the radial pressure distribution of vortex models and comparison with experimental data*. En: *Journal of Physics: 9th International Symposium on Cavitation*.
- Houghton, E. L., Carpenter, P. W., Collicott, S. H. y Valentine, D. T. (2013). *Aerodynamics for engineering students*. Sexta edición. Elsevier, 2013. ISBN: 978-0-08-096632-8.
- Jiménez, M. (2018). *Estudio experimental de generación de vórtices de punta de ala en distintas geometrías alares* (Trabajo Fin de Grado). Universidad de Sevilla, Sevilla.

- Mattingly, J. D. (1996). *Elements of Gas Turbine Propulsion*. Singapur: McGraw-Hill International Editions, 1996. ISBN: 0-07-114521-4.
- Navarro, F. J. (2017). *Generación de vórtices de punta de ala en canal hidráulico* (Trabajo Fin de Grado). Universidad de Sevilla, Sevilla.
- Rodríguez, M. A. (2016). *Estudio de la mecánica de fluidos y los efectos de un hidrociclón en el crecimiento de la microalga *Scenedesmus incrassatulus** (Tesis). Instituto Politécnico Nacional, Ciudad de México.
- Yadav, A., Jianwen, L., Koch, C. K. y Mital, R. (2018). *Low pressure drop swirling flow mixer*. U.S., 2018/078912

