

UNIVERSIDAD DE ALMERIA

ESCUELA SUPERIOR DE INGENIERÍA

“Diseño y optimización de una vela rígida
para propulsión de embarcaciones”

Curso 2019/2020

Alumno/a:

Carlos Reca Luque

Director/es:

Antonio Giménez Fernández
Fernando José Aguilar Torres





Universidad de Almería
Escuela Superior de Ingeniería

Trabajo Fin de Grado
Ingeniería Mecánica

Diseño y optimización de una vela rígida para propulsión de embarcaciones

Autor:

Carlos Reca Luque

Director:

Antonio Giménez Fernández

Codirector:

Fernando José Aguilar Torres

Almería, mayo 2020

Índice

Nomenclatura	III
Acrónimos	V
Lista de figuras	VII
Lista de tablas.....	XI
Resumen	XIII
1 Introducción	1
1.1 Interés y objetivos	1
1.2 Fases de realización del TFG y su cronograma asociado.....	1
1.3 Competencias aplicadas en el TFG	2
1.4 Breve historia de la propulsión de embarcaciones	3
1.5 Descripción de los sistemas de propulsión eólicos	4
1.5.1 Velas	5
1.5.2 Rotores Flettner.....	11
1.5.3 Cometas.....	14
1.5.4 Sistemas de propulsión eólicos indirectos	16
1.6 Estructura de la memoria	17
2 Principios aerodinámicos.....	19
2.1 Perfiles aerodinámicos	19
2.1.1 Historia	19
2.1.2 Definición y descripción del perfil aerodinámico.....	21
2.1.3 Clasificación de los perfiles	22
2.1.4 Alargamiento	23
2.2 Números adimensionales	25
2.2.1 Número de Reynolds	25
2.2.2 Número de Mach.....	26
2.3 Fuerzas aerodinámicas y sus coeficientes	27
2.4 Efecto de punta de ala e influencia en el análisis CFD	35
2.5 Viento en la navegación	39
2.5.1 Escala de Beaufort	39
2.5.2 Viento aparente.....	41
3 Proceso de diseño y optimización de la vela	45
3.1 Perfiles aerodinámicos seleccionados	45
3.2 Condiciones iniciales del estudio.....	46
3.3 Métodos para la obtención de los coeficientes aerodinámicos.....	47

3.3.1	Programas CFD	47
3.3.2	Ensayos y modelos experimentales	56
3.3.3	Cálculo del coeficiente de empuje y vuelco	65
3.3.4	Esquema y resumen del cálculo de los coeficientes	69
3.4	Método para el cálculo del rendimiento de la vela	71
4	Resultados y conclusiones	75
4.1	Resultados	75
4.1.1	Coeficientes de sustentación y arrastre prepérdida	75
4.1.2	Ajustes de los coeficientes de sustentación y arrastre	77
4.1.3	Importancia de la zona postpérdida en el estudio de los coeficientes de empuje.	88
4.1.4	Coeficientes de empuje y vuelco junto a la orientación de la vela	99
4.1.5	Comparativa de los coeficientes de empuje y vuelco	110
4.1.6	Rendimientos obtenidos con la vela rígida óptima.....	113
4.2	Conclusiones.....	115
5	Bibliografía	117
6	Anejos.....	119
6.1	Anejo I: Programa comparativo de los modelos utilizados.....	119
6.2	Anejo II: Programa para el cálculo de los coeficientes de empuje y vuelco.....	121
6.3	Anejo III: Coeficientes de sustentación y arrastre	125
6.3.1	NACA 0010.....	125
6.3.2	NACA 0012.....	126
6.3.3	NACA 0014.....	127
6.3.4	NACA 0015.....	128
6.3.5	NACA 0016.....	129
6.3.6	NACA 0017.....	130
6.3.7	NACA 0018.....	131
6.3.8	NACA 0020.....	132
6.3.9	NACA 0022.....	133
6.3.10	NACA 0025.....	134
6.4	Anejo IV: Tabla comparativa de los coeficientes de empuje y vuelco	135
6.4.1	Valores medios de empuje y vuelco	135
6.4.2	Valores máximos de empuje y vuelco.....	135
6.4.3	Valores mínimos de empuje y vuelco	135
6.5	Anejo V: Rendimientos y ahorros obtenidos con una vela rígida óptima	136
6.5.1	Rendimiento de la vela en función de la velocidad del viento y de la superficie velar	136
6.5.2	Ahorro económico asociado en euros por kilómetro	136

Nomenclatura

Notación	Significado	Unidades
A	Área o Superficie alar	$[m^2]$
AR	Alargamiento	Adimensional
c	Cuerda media del perfil	$[m]$
C	Velocidad del sonido	$[m/s]$
C_D	Coefficiente de arrastre	Adimensional
C_e	Consumo específico	$[g/kWh]$
C_L	Coefficiente de sustentación	Adimensional
C_P	Coefficiente de presión	Adimensional
c_r	Cuerda del inicio del ala	$[m]$
c_t	Cuerda de la punta del ala	$[m]$
C_x	Coefficiente de empuje	Adimensional
C_y	Coefficiente de vuelco	Adimensional
d	Distancia recorrida	$[km]$
F_D	Fuerza de arrastre	$[N]$
F_L	Fuerza de sustentación	$[N]$
F_x	Fuerza de empuje	$[N]$
F_y	Fuerza de vuelco	$[N]$
H	Poder calorífico	$[kJ/kg]$
l	Parámetro geométrico	$[m]$
m_c	Masa del combustible	$[kg]$
p_c	Precio del combustible	$[€/kg]$
P	Presión	$[N/m^2]$
s	Envergadura del perfil	$[m]$
t	Grosor del perfil	$[\%]$
V	Velocidad del fluido	$[m/s]$
V_A	Velocidad del viento aparente	$[m/s]$
V_E	Velocidad de la embarcación	$[m/s]$
V_V	Velocidad del viento verdadero	$[m/s]$
W_{motor}	Trabajo del motor	$[W]$
W_{vela}	Trabajo de la vela	$[W]$
y_t	Valor de las líneas exteriores del perfil	$[m]$
α	Ángulo de ataque	$[rad]$ o $[^\circ]$
α_i	Ángulo de ataque inducido	$[rad]$ o $[^\circ]$
α_{ef}	Ángulo de ataque efectivo	$[rad]$ o $[^\circ]$
γ	Ángulo de ataque del viento aparente	$[rad]$ o $[^\circ]$
β	Ángulo de la vela	$[rad]$ o $[^\circ]$
η_h	Rendimiento de la hélice	Adimensional
η_m	Rendimiento global del motor	Adimensional
η_{st}	Rendimiento del sistema de transmisión	Adimensional
η_{vela}	Rendimiento de la vela	Adimensional
θ	Ángulo entre la componente normal y la dirección del flujo	$[rad]$ o $[^\circ]$
λ	Estrechamiento del perfil	Adimensional
μ	Viscosidad dinámica	$[Pa \cdot s]$
ρ	Densidad	$[kg/m^3]$

Notación	Significado	Unidades
τ_w	Esfuerzo cortante	$[N/m^2]$
$\Delta CE_{c,km}$	Variación en el coste del carburante por km	$[\text{€}/km]$
ν	Viscosidad cinemática	$[m^2/s]$
φ	Ángulo de ataque del viento verdadero	$[rad]$

Acrónimos

Abreviatura	Denominación original	Significado en castellano
AEMET	Agencia Estatal de Meteorología	Agencia Estatal de Meteorología
AoA	Angle of attack	Ángulo de ataque
CFD	Computational Fluid Dynamics	Dinámica de Fluidos Computacional
CODAG	Combined Diesel and Gas	Combinado de Diésel y Gas
CODLAG	Combined Diesel-Electric and Gas	Combinado diésel-eléctrico y gas
CODOG	Combined Diesel or Gas	Combinado de Diésel o Gas
COGAG	Combined Gas And Gas	Combinado de Gas y Gas
JAMDA	Japan Marine Machinery Development Association	Asociación de Desarrollo de Maquinaria Marina de Japón
MARAD	United States Maritime Administration	Administración Marítima de los Estados Unidos
MARPOL	International Convention for the Prevention of Pollution from Ships	Convenio internacional para prevenir la contaminación por los buques
MIT	Massachusetts Institute of Technology	Instituto tecnológico de Massachusetts
NACA	National Advisory Committee for Aeronautics	Comité Asesor Nacional para la Aeronáutica
NASA	National Aeronautics and Space Administration	Administración Nacional de la Aeronáutica y del Espacio
RAF	Royal Air Force	Real Fuerza Aérea Británica
XFOIL	Subsonic Airfoil Development System	Sistema de desarrollo para perfiles subsónicos

Lista de figuras

Figura 1.1. Diferentes alternativas para la propulsión eólica según MARAD (Administración marítima de los estados unidos) en 1981.	4
Figura 1.2. Tipos de velas más habituales.	5
Figura 1.3. Velamen de un velero de tres palos.	5
Figura 1.4. Crucero Windsurf de la compañía WingStar Cruises.	6
Figura 1.5: Yate Maltese Falcon.	6
Figura 1.6. Fuerzas generadas en una vela rígida.	7
Figura 1.7. Partes que conforman una vela rígida de tres elementos.	7
Figura 1.8. Buques con velas rígidas cuadradas JAMDA.	8
Figura 1.9. Buque MV Ashington.	8
Figura 1.10. Vela rígida Modern Windship.	9
Figura 1.11. Plano del buque propuesto por la universidad de Southampton.	9
Figura 1.12. Vela rígida Multiwing.	10
Figura 1.13. Imagen renderizada de un buque con las velas Bound4Blue instaladas.	10
Figura 1.14. Buque con velas semiluna.	11
Figura 1.15. Buque EU-CargoXpress.	11
Figura 1.16: Esquema de instalación del rotor Flettner.	11
Figura 1.17: Efecto magnus en un cilindro.	12
Figura 1.18: Buque Baden-Baden.	12
Figura 1.19: Buque Barbara.	13
Figura 1.20. Barco Alcyone.	14
Figura 1.21: Buque de carga E-Ship1.	14
Figura 1.22. Distribución de fuerzas en un sistema de propulsión eólica por cometa.	15
Figura 1.23. Momento de vuelco generado y direcciones posibles de impulso en mediante una cometa.	15
Figura 1.24: Buque BBC SkySails.	16
Figura 1.25. Aerogeneradores en el buque Stena Juliana.	16
Figura 2.1. Perfiles alares del siglo XIX.	19
Figura 2.2. Perfiles alares del siglo XX.	20
Figura 2.3. Características geométricas de un perfil alar.	21
Figura 2.4. Método para la obtención de perfiles NACA.	22
Figura 2.5. Perfil NACA 0012.	23
Figura 2.6. Alargamiento alar.	23
Figura 2.7. Parámetros geométricos de un ala.	24
Figura 2.8. Capa límite en una placa plana.	25
Figura 2.9. Modelo pequeño del trasbordador espacial Orbiter que se prueba a Mach 3 en un túnel de viento supersónico.	26
Figura 2.10. Fuerzas sobre un perfil alar.	27
Figura 2.11. Distribución de presiones en un perfil NACA 0012 a 10° obtenido con XFLR5.	28
Figura 2.12. Separación de capa límite en un perfil NACA 0012 a 10°.	29
Figura 2.13. Evolución de la burbuja de separación a medida que aumenta el ángulo de ataque.	29
Figura 2.14. Líneas de corriente en una placa plana.	30
Figura 2.15. Coeficientes aerodinámicos prepérdida del perfil NACA 0012.	32
Figura 2.16. Coeficientes aerodinámicos completos del perfil NACA 0012.	33
Figura 2.17. Distribución del coeficiente de presión en un perfil NACA 0012 a 10° obtenido con XFLR5.	34

Figura 2.18. Representación del efecto de punta de ala.	35
Figura 2.19. Diagrama de fuerzas sobre un ala teniendo en cuenta el efecto de punta de ala.	36
Figura 2.20. Relación entre alargamiento y efecto de punta de ala en el coeficiente de sustentación para un ala de perfil alar NACA 65-410.	37
Figura 2.21. Factores de corrección para un ala sin estrechamiento (rectangular) en función de AR.	38
Figura 2.22. Escala gráfica de Beaufort.	40
Figura 2.23. Diagrama de vientos en una embarcación.	41
Figura 2.24. Magnitud de la velocidad del viento aparente en función del ángulo de incidencia γ	42
Figura 3.1. Perfiles estudiados representados en XFLR5.	45
Figura 3.2. Perfil alar NACA 0012 en SolidWorks.	47
Figura 3.3. Escenarios para el análisis fluidomecánico en SolidWorks de un perfil NACA 0012.	48
Figura 3.4. Mallado para análisis del perfil NACA 0012 con un ángulo de ataque de 10°	49
Figura 3.5. Relación entre los coeficientes aerodinámicos de la base de datos airfoiltools.com frente a los obtenidos mediante FlowSimulation.	50
Figura 3.6. Interfaz principal de XFLR5.	51
Figura 3.7. Asistente de perfiles de XFLR5.	52
Figura 3.8. Interfaz módulo de análisis.	53
Figura 3.9. Ventana para la inserción de datos para el análisis simple.	54
Figura 3.10. Resultados del análisis fluidomecánico mediante XFLR5 de un perfil NACA 0016.	56
Figura 3.11. Coeficientes aerodinámicos estimados por el modelo de Viterna.	59
Figura 3.12. Desviaciones entre los valores de los coeficientes máximos calculados y los medidos.	60
Figura 3.13. Configuraciones de los modelos de AERODAS propuestos para calcular los coeficientes de elevación y arrastre en los regímenes de prepérdida y postpérdida.	63
Figura 3.14. Comparativa entre los coeficientes obtenidos para un NACA 0016.	64
Figura 3.15. Orientaciones de la vela frente al viento.	65
Figura 3.16. Criterio de signos de las fuerzas de empuje y de vuelco.	66
Figura 3.17. Fragmento del programa de cálculo de los coeficientes de empuje y vuelco en pseudocódigo.	68
Figura 3.18. Esquema de la metodología para obtener los coeficientes de empuje y vuelco.	69
Figura 3.19. Petrolero del estudio.	72
Figura 4.1. Resultados del análisis fluidomecánico mediante XFLR5.	76
Figura 4.2. Ajuste polinómico de los coeficientes aerodinámicos prepérdida del perfil NACA 0010.	77
Figura 4.3. Ajuste polinómico de los coeficientes aerodinámicos prepérdida del perfil NACA 0012.	78
Figura 4.4. Ajuste polinómico de los coeficientes aerodinámicos prepérdida del perfil NACA 0014.	79
Figura 4.5. Ajuste polinómico de los coeficientes aerodinámicos prepérdida del perfil NACA 0015.	80
Figura 4.6. Ajuste polinómico de los coeficientes aerodinámicos prepérdida del perfil NACA 0016.	81
Figura 4.7. Ajuste polinómico de los coeficientes aerodinámicos prepérdida del perfil NACA 0017.	82
Figura 4.8. Ajuste polinómico de los coeficientes aerodinámicos prepérdida del perfil NACA 0018.	83
Figura 4.9. Ajuste polinómico de los coeficientes aerodinámicos prepérdida del perfil NACA 0020.	84
Figura 4.10. Ajuste polinómico de los coeficientes aerodinámicos prepérdida del perfil NACA 0022.	85
Figura 4.11. Ajuste polinómico de los coeficientes aerodinámicos prepérdida del perfil NACA 0025.	86
Figura 4.12. Diagramas polares de C_x para cada NACA 0010.	89
Figura 4.13. Diagramas polares de C_x para cada NACA 0012.	90
Figura 4.14. Diagramas polares de C_x para cada NACA 0014.	91
Figura 4.15. Diagramas polares de C_x para cada NACA 0015.	92
Figura 4.16. Diagramas polares de C_x para cada NACA 0016.	93
Figura 4.17. Diagramas polares de C_x para cada NACA 0017.	94
Figura 4.18. Diagramas polares de C_x para cada NACA 0018.	95

Figura 4.19. Diagramas polares de C_x para cada NACA 0020.	96
Figura 4.20. Diagramas polares de C_x para cada NACA 0022.	97
Figura 4.21. Diagramas polares de C_x para cada NACA 0025.	98
Figura 4.22. Coeficientes de empuje y vuelco junto al ángulo de ataque para NACA 0010.	100
Figura 4.23. Coeficientes de empuje y vuelco junto al ángulo de ataque para NACA 0012.	101
Figura 4.24. Coeficientes de empuje y vuelco junto al ángulo de ataque para NACA 0014.	102
Figura 4.25. Coeficientes de empuje y vuelco junto al ángulo de ataque para NACA 0015.	103
Figura 4.26. Coeficientes de empuje y vuelco junto al ángulo de ataque para NACA 0016.	104
Figura 4.27. Coeficientes de empuje y vuelco junto al ángulo de ataque para NACA 0017.	105
Figura 4.28. Coeficientes de empuje y vuelco junto al ángulo de ataque para NACA 0018.	106
Figura 4.29. Coeficientes de empuje y vuelco junto al ángulo de ataque para NACA 0020.	107
Figura 4.30. Coeficientes de empuje y vuelco junto al ángulo de ataque para NACA 0022.	108
Figura 4.31. Coeficientes de empuje y vuelco junto al ángulo de ataque para NACA 0025.	109
Figura 4.32. Comparativa del coeficiente de empuje medio para los diferentes perfiles.	111
Figura 4.33. Comparativa del coeficiente de vuelco medio para los diferentes perfiles.	112
Figura 4.34. Rendimiento de la vela para una ruta Rotterdam-Nueva Orleans.	114
Figura 4.35. Ahorro económico en euros por kilómetro de la vela para una ruta Rotterdam-Nueva Orleans.	114

Lista de tablas

Tabla 1.1. Cronograma del proyecto	1
Tabla 2.1. Escala de Beaufort.	39
Tabla 3.1. Relación de perfiles estudiados numerados.	46
Tabla 3.2. Tabla de variables para el análisis CFD.....	48
Tabla 3.3. Coeficientes aerodinámicos obtenidos mediante FlowSimulation y la base de datos airfoiltools.com.	49
Tabla 3.4. Información demandada para cada tipo de análisis simple.	53
Tabla 3.5. Variables intervinientes en el cálculo del número de Reynolds.	55
Tabla 3.6. Características del petrolero.	72
Tabla 3.7. Características de la ruta.....	72
Tabla 3.8. Rendimientos pertenecientes al sistema de propulsión tradicional.	73
Tabla 4.1. Ajustes polinómicos de los coeficientes aerodinámicos prepérdida.....	87
Tabla 4.2. Coeficientes de empuje y vuelco junto a sus coeficientes de variación para todos los perfiles estudiados.	110

Resumen

El ser humano desde el inicio de su existencia ha utilizado las embarcaciones para poder realizar el transporte de mercancías y personas. Durante toda la historia de la navegación, las embarcaciones han ido modificando sus métodos de propulsión con la llegada de nuevas tecnologías que les permitían ser más grandes, más rápidas y tener mayores prestaciones. Sin embargo, en los últimos años se están empezando a dar los primeros pasos para cambiar la historia de la navegación una vez más. El salto tecnológico que se está gestando tiene como objetivo garantizar la sostenibilidad medioambiental de las embarcaciones reduciendo, e incluso eliminando, la emisión de gases contaminantes a la atmósfera que contribuyen al calentamiento global. Una de las alternativas para conseguirlo es la utilización de velas rígidas como sistemas de propulsión eólicos auxiliares.

El objetivo del trabajo consiste en la optimización fluidomecánica del perfil alar que define la geometría de la vela rígida. Para ello se ha llevado a cabo un estudio de los diferentes perfiles existentes y de los principios aerodinámicos que actúan sobre ellos. Además, se ha analizado el comportamiento del viento en la navegación.

Una vez determinados los perfiles a estudiar y las condiciones climatológicas que actúan sobre la vela, se ha procedido a determinar una metodología que permita obtener los coeficientes aerodinámicos del perfil para cualquier posición de la vela con respecto del viento. Esta metodología está compuesta de dos partes. En primer lugar, se obtuvieron los coeficientes aerodinámicos anteriores a la entrada en pérdida del perfil mediante un programa de mecánica de fluidos computacional específico del campo de la aeronáutica, el software XFLR5. Los coeficientes obtenidos fueron ajustados a una función polinómica de tercer grado a través de Excel. En segundo lugar, se utilizaron modelos fluidomecánicos experimentales de la NASA ligados a la ingeniería aplicada en sector de los aerogeneradores, con el objetivo de poder determinar los coeficientes una vez que el perfil ha entrado en pérdida.

Posteriormente, se propuso un procedimiento para el cálculo de las fuerzas de empuje y vuelco que generan las velas rígidas sobre la embarcación, a partir de los modelos predictivos de los coeficientes aerodinámicos indicados. Este procedimiento se ha implementado en MATLAB para poder realizar el cálculo de manera automatizada con todos los perfiles.

En virtud de los resultados obtenidos, se llegó a la conclusión de que el perfil óptimo dentro de la serie de perfiles analizada, serie NACA de cuatro dígitos simétrica, es el perfil NACA 0015. Además, se ha realizado un estudio del rendimiento de la vela óptima en una situación real.

Palabras clave: Propulsión asistida por viento, Perfil alar, Fuerzas aerodinámicas, Análisis CFD, Modelos experimentales.

1 Introducción

1.1 Interés y objetivos

La propulsión de embarcaciones ha ido evolucionando a lo largo de la historia, permitiendo que con cada salto tecnológico obtuviéramos embarcaciones cada vez más grandes, más rápidas y con mayores prestaciones. Sin embargo, el salto tecnológico que se está produciendo en la época actual tiene un objetivo diferente, se trata de garantizar la sostenibilidad medioambiental de las embarcaciones minimizando el impacto que tienen estas en problemas transcendentales como el cambio climático o la contaminación del aire que respiramos. Diferentes estudios han propuesto en estos últimos años, diversos sistemas de propulsión eólicos alternativos a la vela tradicional para apoyar a los motores principales de las embarcaciones que se alimentan fundamentalmente de combustibles fósiles. De todos ellos, el sistema de propulsión eólica más visible últimamente en los medios de comunicación y en páginas web, es la vela rígida.

El objetivo primordial de este proyecto es el de ayudar a dar este último salto en la historia de la propulsión de embarcaciones, facilitando la optimización fluidomecánica del perfil alar que define la geometría de la vela rígida. Para ello, se deben de alcanzar los siguientes subobjetivos:

- Determinación de la familia de perfiles más adecuada.
- Obtención de los coeficientes aerodinámicos de cada perfil.
- Cálculo de las fuerzas de empuje y vuelco que se producen en la embarcación.

1.2 Fases de realización del TFG y su cronograma asociado

Las diferentes fases seguidas para la elaboración del TFG junto al tiempo invertido en cada una de ellas se muestran en el cronograma (Tabla 1.1).

Se estima que el tiempo dedicado a este proyecto es de 63 días, es decir, alrededor de 2 meses de trabajo intenso. Como el tiempo dedicado diariamente durante este periodo es de 7 horas, el tiempo en horas invertido asciende a un total de 441 horas.

Periodo de tiempo	Actividad Realizada	Duración
Abril	Redacción del anteproyecto	3 días
	Estudio de la historia de la propulsión naval	2 días
	Análisis del estado del arte en los diferentes tipos de sistemas de propulsión eólicos	4 días
	Estudio del viento en la navegación	3 días
	Estudio de los perfiles alares y sus principios aerodinámicos	10 días
Abril-Mayo	Selección de los perfiles para su análisis	2 días
	Determinación de los coeficientes aerodinámicos prepérdida	8 días
Mayo	Estudio sobre los modelos aerodinámicos postpérdida	5 días
	Determinación de los coeficientes aerodinámicos postpérdida	1 día
	Programación de la herramienta de software para la obtención de los coeficientes de empuje y vuelco	2 días
	Obtención de las fuerzas de empuje y vuelco	2 días
	Resultados	3 días
	Conclusiones	1 día
	Elaboración de la memoria	17 días

Tabla 1.1. Cronograma del proyecto

1.3 Competencias aplicadas en el TFG

Las competencias utilizadas para llevar a cabo los objetivos propuestos en este trabajo se dividen en tres bloques: i) competencias Básicas y Generales, ii) competencias Transversales, y iii) competencias Específicas. Estas competencias se indican a continuación:

Competencias Básicas y Generales

- CB1 - Que los estudiantes hayan demostrado poseer y comprender conocimientos en un área de estudio que parte de la base de la educación secundaria general, y se suele encontrar a un nivel que, si bien se apoya en libros de texto avanzados, incluye también algunos aspectos que implican conocimientos procedentes de la vanguardia de su campo de estudio.
- CB2 - Que los estudiantes sepan aplicar sus conocimientos a su trabajo o vocación de una forma profesional y posean las competencias que suelen demostrarse por medio de la elaboración y defensa de argumentos y la resolución de problemas dentro de su área de estudio.
- CB3 - Que los estudiantes tengan la capacidad de reunir e interpretar datos relevantes (normalmente dentro de su área de estudio) para emitir juicios que incluyan una reflexión sobre temas relevantes de índole social, científica o ética.
- CB4 - Que los estudiantes puedan transmitir información, ideas, problemas y soluciones a un público tanto especializado como no especializado.
- CB5 - Que los estudiantes hayan desarrollado aquellas habilidades de aprendizaje necesarias para emprender estudios posteriores con un alto grado de autonomía.

Competencias Transversales

- UAL001 - Conocimientos básicos de la profesión.
- UAL002 - Habilidad en el uso de las TIC.
- UAL003 - Capacidad para resolver problemas.
- UAL004 - Comunicación oral y escrita en la propia lengua.
- UAL005 - Capacidad de crítica y autocrítica.
- UAL007 - Aprendizaje de una lengua extranjera.
- UAL008 - Compromiso ético.
- UAL009 - Capacidad para aprender a trabajar de forma autónoma.

Competencias Específicas

- CRI002 - Conocimientos de los principios básicos de la mecánica de fluidos y su aplicación a la resolución de problemas en el campo de la ingeniería. Cálculo de tuberías, canales y sistemas de fluidos.
- CTEM006 - Conocimiento aplicado de los fundamentos de los sistemas y máquinas fluidomecánicas.
- CT003 - Conocimiento en materias básicas y tecnológicas, que les capacite para el aprendizaje de nuevos métodos y teorías, y les dote de versatilidad para adaptarse a nuevas situaciones.
- CB003 - Conocimientos básicos sobre el uso y programación de los ordenadores, sistemas operativos, bases de datos y programas informáticos con aplicación en ingeniería.

1.4 Breve historia de la propulsión de embarcaciones

Las primeras embarcaciones desarrolladas por el ser humano se propulsaban gracias al impulso que estos ejercían con los pies y las manos, u otros sistemas más sofisticados como tablas de madera o pértigas que eran clavadas en el lecho de ríos tranquilos. Las tablas de madera evolucionarían hasta convertirse en remos, donde un grupo de remeros realizarían la labor de propulsión aumentando la velocidad y la potencia de las embarcaciones.

Cuando se descubre que el viento, lejos de ser un problema, puede llegar a ser beneficioso para el impulso de las embarcaciones, se empiezan a crear velas muy rudimentarias a partir de hojas o trozos de tela. Las velas irían desarrollándose de forma paulatina, llegando a convertirse, junto a los remos, en el sistema de propulsión principal en la época antigua. Los egipcios, romanos, fenicios y vikingos utilizaban una combinación de ambos métodos para impulsar barcos destinados a la conquista y el comercio.

Posteriormente, las embarcaciones dejaron de utilizar remeros y se centraron en la utilización de grandes velas, siendo el barco más influyente en este aspecto *la coca*. Esta embarcación, también conocida como velero hanseático debido a la importancia que tuvo en el comercio de la liga Hanseática en el siglo XII, fue desarrollada en el siglo X y se propulsaba gracias a una gran vela cuadrada sostenida por un sólido mástil de madera. Este barco se convirtió en el punto de referencia para la elaboración de los grandes veleros que surgen en el siglo XV, las carabelas.

El desarrollo de métodos de orientación unido al estudio de los vientos dominantes propició que los grandes veleros del siglo XV comenzaran a surcar los grandes océanos. Estos veleros, provistos de varias velas latinas, permitieron a varios países descubrir nuevos territorios. Este fue el caso de España, que de la mano de Cristóbal Colón descubrió el nuevo mundo, América.

Tres siglos más tarde, en 1776, el francés Claude François Jouffroy d'Abans introdujo las máquinas de vapor para accionar un sistema de remos, que posteriormente, en 1780, sustituyó por unas ruedas con álabes que instaló en el buque *piróscafo*. En ese momento nació la propulsión mediante máquinas de vapor en embarcaciones.

Durante el siglo XIX, y mientras que la idea de utilizar máquinas de vapor en embarcaciones se empezaba a considerar, los barcos dominantes durante esa época eran los *Clippers*. Eran barcos alargados con una gran cantidad de velas que permitían navegar a una gran velocidad. A medida que la máquina de vapor para la impulsión de embarcaciones se fue perfeccionando y se empezaron a sustituir las ruedas por hélices, comenzó una lucha entre ambos sistemas de propulsión que terminaría con la hegemonía de los Clippers.

Los avances científicos en el siglo XX y XXI evolucionaron nuevamente los sistemas de propulsión, introduciendo los motores de combustión interna, las turbinas de gas, motores eléctricos y los sistemas de propulsión nuclear, así como combinaciones de estos sistemas como CODOG (Combinado de diésel o gas), CODAG (Combinado de Diesel y Gas), COGAG (Combinado de gas y gas) y CODLAG (Combinado diésel-eléctrico y gas), entre otros (De la Llana Martínez 2011).

1.5 Descripción de los sistemas de propulsión eólicos

Los sistemas de propulsión eólicos como sistema auxiliar empiezan a considerarse a partir de los años 70, debido a las crisis del petróleo, como un sistema que permitiera ahorrar costes en la industria de transporte marítimo. En ese momento, a causa del aumento en el precio del combustible, se empiezan a desarrollar métodos de propulsión mediante energía eólica alternativos a la vela tradicional que puedan ayudar a impulsar las embarcaciones reduciendo el consumo de combustible. Durante ese tiempo se crearon prácticamente todos los tipos de propulsión eólica que se conocen hoy en día. Sin embargo, la caída en el precio del combustible años después imposibilitó la viabilidad de estos sistemas de asistencia a la propulsión. Con la llegada del siglo XXI y el aumento de la preocupación por la emisión de gases contaminantes, se volvió a poner en consideración estos sistemas. Durante estos últimos años se han desarrollado diversos trabajos de análisis de estos métodos de propulsión y han nacido algunas empresas que comercializan dichos productos, llegándose a instalar estas tecnologías en varios buques.

Los sistemas de propulsión eólica se pueden dividir en 3 grandes grupos: las velas, los rotores flettner y las cometas. Además, hay que tener en cuenta que el uso moderno de propulsores diésel-eléctrico en buques, es decir, el uso de motores eléctricos para mover la embarcación alimentados a partir de un motor térmico, generalmente diésel, permite el uso de sistemas eólicos alternativos de generación eléctrica que contribuyan a alimentar dichos motores eléctricos y, por lo tanto, reducir el uso de los motores de combustión interna. Este último grupo se puede denominar sistemas de propulsión eólicos indirectos.

Una clasificación de las diferentes alternativas para los sistemas de propulsión eólicos auxiliares realizada por MARAD (Administración marítima de los estados unidos) en 1981 se muestra en la figura 1.1.

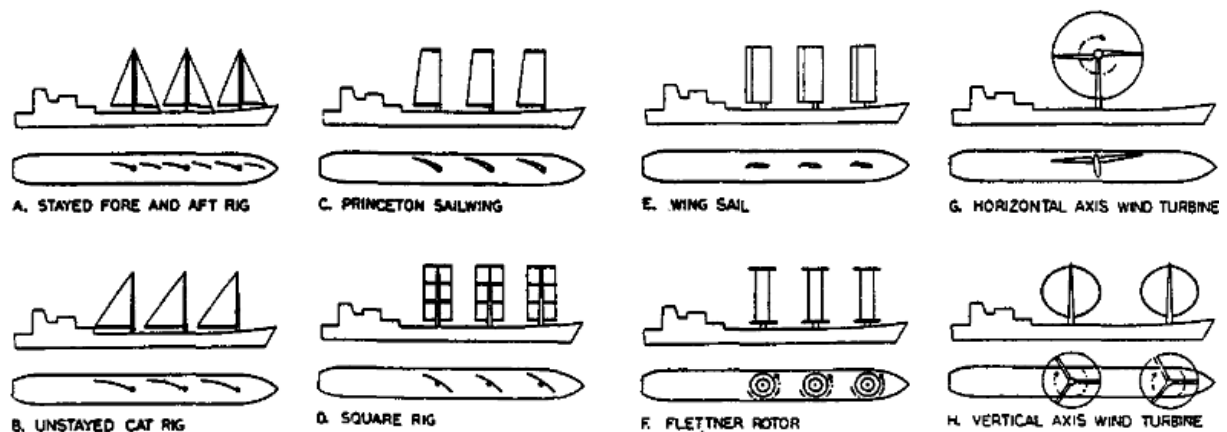


Figura 1.1. Diferentes alternativas para la propulsión eólica según MARAD (Administración marítima de los estados unidos) en 1981. Fuente: Bergeson y C. Kent 1985.

1.5.1 Velas

Existen dos tipos de velas para impulsar embarcaciones, las velas tradicionales y las velas rígidas.

Vela tradicional

Una vela tradicional, según la Gran enciclopedia Larrousse (Larrousse 1991), es “un conjunto de paños o piezas de lona, lienzo fuerte u otro tejido cualquiera, cortados de diversos modos y cosidos entre sí formando una superficie capaz de recibir el viento, y que, montado en el palo de la embarcación sirve para propulsarla o hacerla evolucionar”.

Las velas presentan diversas denominaciones según su forma, siendo las más habituales las velas cuadra, las velas latinas y las velas áuricas o de cuchillo (véase figura 1.2).

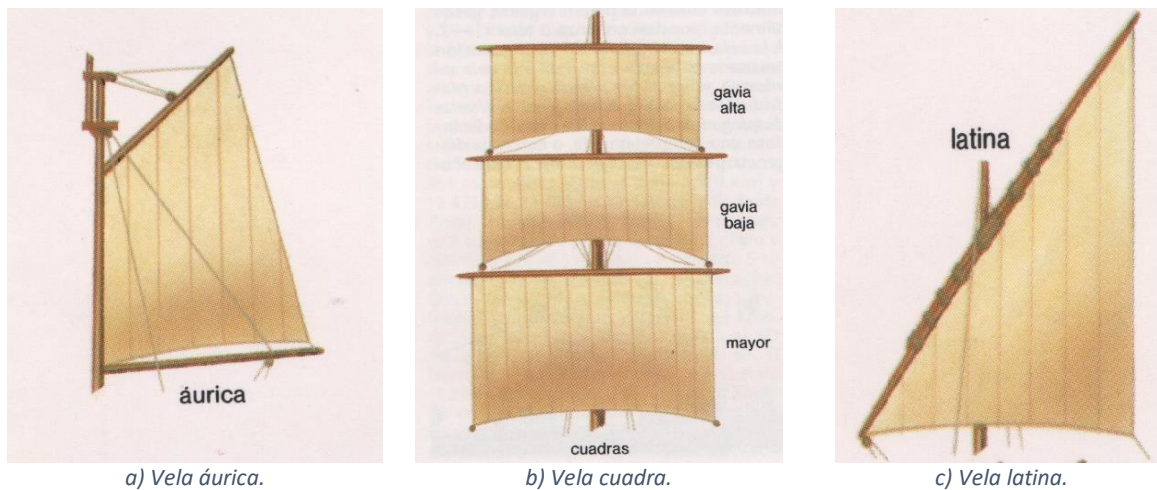


Figura 1.2. Tipos de velas más habituales. Fuente Enciclopedia Larrousse.

Las velas tradicionales no suelen colocarse de forma individual, como al principio de la historia de la navegación, sino que se colocan de forma conjunta para maximizar el empuje que estas realizan en la embarcación. A este conjunto de velas se le denomina velamen. Debido a esto, las velas presentan una geometría y un tamaño concreto dependiendo de la posición que ocupen en el velamen (véase figura 1.3).



Figura 1.3. Velamen de un velero de tres palos. Fuente: Enciclopedia Larrousse.

Introducción

El uso de las velas tradicionales se ve actualmente relegado, en la mayoría de los casos, a pequeños veleros de uso particular, a regatas, a buques escuela y algún crucero turístico relativamente pequeño.

Este último, es el caso de la compañía *WingStar Cruises*, que opera desde 1984 con cruceros de lujo impulsados mediante motores eléctricos, alimentados por generadores diésel, y por velas tradicionales. Uno de estos cruceros es el caso de la embarcación *Windsurf* (figura 1.4).



Figura 1.4. Crucero *Windsurf* de la compañía *WingStar Cruises*. Fuente: www.cruise critic.com.

Esta idea de cohabitación entre velas tradicionales y otro sistema de propulsión fue lo que llevó al ingeniero alemán Wilhelm Prölß, en colaboración con la universidad de Hamburgo, a desarrollar sus propias velas en 1960. Estas velas, denominadas *Dynarig*, están formadas a partir de velas cuadradas más pequeñas que presentan un perfil curvo. Según los estudios de Wilhelm, estas permitirían ahorrar entre un 40% y un 60% de combustible para un barco de 160 metros de eslora con seis mástiles. Debido a dificultades tecnológicas de la época, este prototipo no se pudo llevar a cabo en ese momento. En el año 2000, gracias a los avances tecnológicos en el ámbito de la ingeniería de materiales y de control, se instalaron las velas *Dynarig* en el yate de lujo *Maltese Falcon* (figura 1.5) (Colomar Lix 2012; Gantes 2018).



Figura 1.5. Yate *Maltese Falcon*. Fuente: www.puentedemando.com.

Vela rígida

Las velas rígidas, a diferencia de las velas tradicionales, tienen un origen reciente. El nacimiento de este tipo de velas está motivado por la búsqueda de mayores empujes en las embarcaciones. Estas consisten en una estructura rígida cuya morfología permite que, al pasar fluido a través de ella, se genere una diferencia de presiones entre ambas caras que origina dos fuerzas conocidas como fuerza de sustentación y fuerza de arrastre, también denominada fuerza de resistencia. Será el uso inteligente de ambas fuerzas lo que permita generar un mayor empuje en la dirección de avance de la embarcación que facilite la reducción en el uso del motor de combustión interna. Estas fuerzas se pueden visualizar en la figura 1.6.

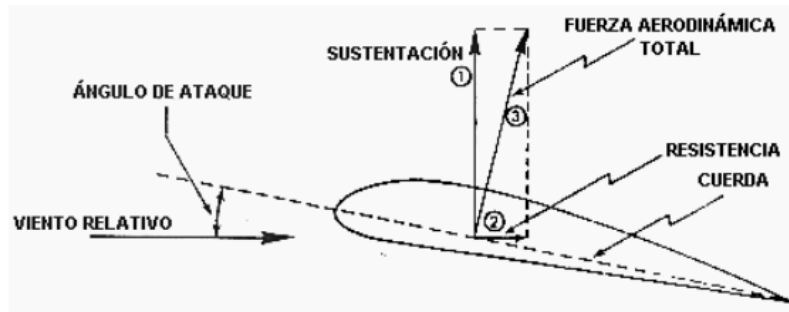


Figura 1.6. Fuerzas generadas en una vela rígida. Fuente: Colomar Lix 2012.

La diferencia fundamental entre las diferentes velas rígidas es el perfil que presentan, siendo lo más común utilizar perfiles alares simétricos provenientes de la industria aeronáutica. El uso de perfiles simétricos se debe a la estabilidad que estos presentan frente a cambios bruscos en la dirección del viento, a diferencia de los perfiles alares no simétricos. Es decir, en este tipo de perfiles un cambio en la dirección de viento no genera una variación brusca en la fuerza generada que pueda desestabilizar la embarcación. Sin embargo, esta estabilidad se gana a costa de perder empuje en la embarcación. En efecto, los perfiles no simétricos presentan una mayor fuerza de sustentación, por lo que la asimetría de los perfiles alares es una constante en aquellas aplicaciones que buscan una fuerza de sustentación alta y que tienen una corriente fluida cuyo ángulo de incidencia varía de forma suave, como es el caso de la aviación. Para minimizar este problema y, por tanto, aumentar el empuje, al perfil alar se le puede añadir lo que se denomina “flap”, e incluso otro perfil alar simétrico contiguo al primero. Se denomina flap a un perfil alar ajustable en el ángulo que está instalado dentro del perfil alar principal, y que tiene como misión aumentar la fuerza de empuje generada (figura 1.7).

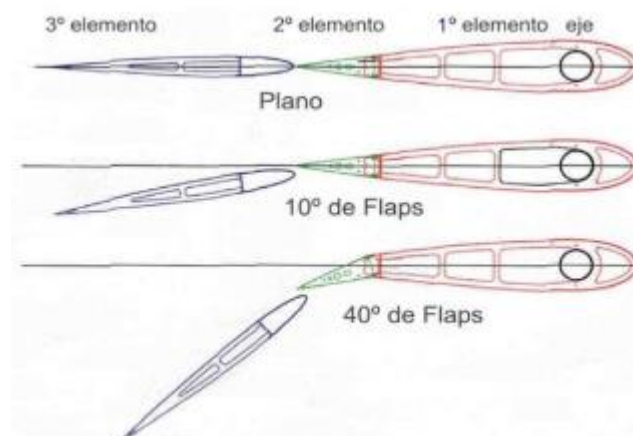


Figura 1.7. Partes que conforman una vela rígida de tres elementos. Fuente: Colomar Lix 2012.

Las investigaciones en este campo comienzan a partir de los años 70 impulsadas por el aumento del precio del petróleo debido a las crisis petroleras de los años 1973 y 1979. En un primer momento, la vela rígida que se propone dista mucho de las propuestas actualmente, con formas de perfiles alares tal y como se ha comentado. Esta se trataba de una vela cuadra fabricada con chapa metálica que fue diseñada por la compañía JAMDA (Japan Marine Machinery Development Association). Estas velas se llegaron a instalar en el buque Shin Aitoku Maru en 1980 y posteriormente en el buque Usuki Pioneer en 1984 (figura 1.8). El ahorro de combustible estimado debido a la instalación de estas velas en buques de carga era de un 10%.



a) Buque Shin Maru.



b) Buque Usuki Pioneer.

Figura 1.8. Buques con velas rígidas cuadradas JAMDA. Fuente Colomar Lix 2012.

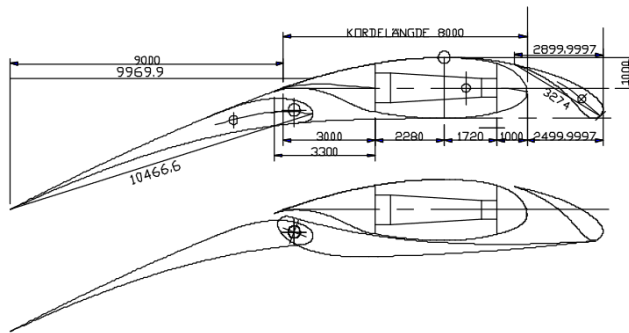
Entre los años 1986 y 1988 se instala en el buque de carga MV Ashington una vela denominada "Walker", con el fin de estudiar cuál era su comportamiento (figura 1.9). Sin embargo, debido a la disminución del precio del crudo y a los costes de mantenimiento, ambas velas dejaron de ser rentables y dejaron de utilizarse en el transporte de mercancías. Las velas Walker fueron relegadas a ser instaladas en buques de lujo (Colomar Lix 2012; O'Rourke 2006).



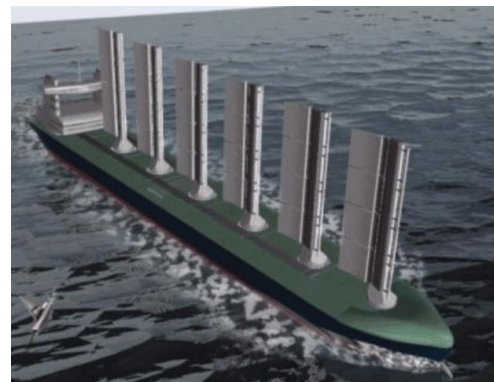
Figura 1.9. Buque MV Ashington. Fuente: www.tynebuiltships.co.uk.

En el año 1995, el ministerio de medio ambiente y energía de Dinamarca destinó fondos a los consultores e ingenieros navales Knud E. Hansen A/S para que diseñaran una vela rígida que fuera viable económicamente y que fuera capaz de reducir la contaminación. El resultado de esta investigación fue una vela denominada *Modern WindShip*, una vela compuesta de tres partes móviles que pretenden maximizar el empuje (véase figura 1.10).

Según el informe oficial (Rosander et al. 2000), WindShip sólo puede resultar beneficiosa económicamente en aquellas zonas en las que la velocidad del viento sea relativamente constante y cercana a los 8 m/s, la cual coincide con la velocidad de viento estimada inicialmente por ellos y, por tanto, se debe de estudiar que las condiciones de viento de la ruta sean favorables. Además, el informe advierte que hay que tener en cuenta el tipo de mercancías a transportar, ya que el transporte de mercancías que demande alta velocidad y puntualidad no son compatibles con el uso de la propulsión eólica. Teniendo en cuenta esto, el ahorro de combustible promedio obtenido en una ruta de Rotterdam (Países Bajos) a Nueva York (EEUU) es de entre el 20,5 y el 27%.



a) Estructura de una vela Modern Windship.



b) Buque con velas Modern WindShip.

Figura 1.10. Vela rígida Modern Windship. Fuente: Rosander et al 2000.

En el año 2010, la universidad de Southampton pone en marcha un proyecto con el objetivo de diseñar un buque portacontenedores rápido y asistido por vela que pueda considerarse económica y medioambientalmente sostenible. El resultado de este proyecto fue el diseño de un buque de carga listo para poder entrar en operación en 2020 (figura 1.11). Este buque está impulsado por un motor eléctrico, que a su vez está alimentado por un generador que utiliza gas natural licuado (GNL). El uso de este sistema permite a la embarcación alcanzar una velocidad de servicio de 25 nudos, es decir, aproximadamente 46 km/h, cumpliendo con el anexo VI de la normativa MARPOL (Convenio internacional para prevenir la contaminación por los buques) publicada en 2005, que habla de las reglas para prevenir la contaminación atmosférica ocasionada por los buques. En cuanto al sistema de impulsión eólica utilizada, optaron por un sistema tipo Walker, con perfiles alares NACA 0015 con flap incorporado que denominaron sistema Multiwing (figura 1.12). En las condiciones de funcionamiento del barco, el beneficio proporcionado por el sistema de vela Multiwing instalado es bajo. Para que el uso de las velas rígidas sea viable, la velocidad del buque debería reducirse a 15 nudos (aproximadamente 28 km/h). En estas condiciones y con condiciones de viento favorables, la compañía estima un ahorro de combustible de un 30% aproximadamente (Burden et al. 2009).

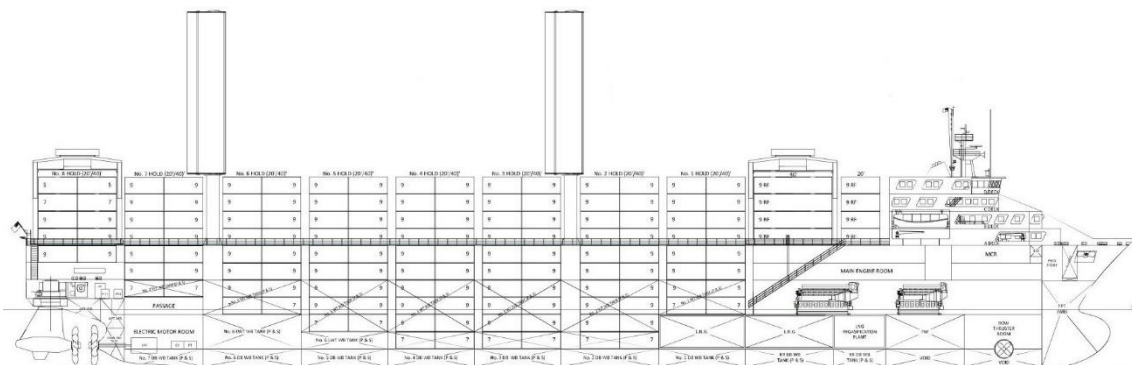


Figura 1.11. Plano del buque propuesto por la universidad de Southampton. Fuente: Burden et al 2009.

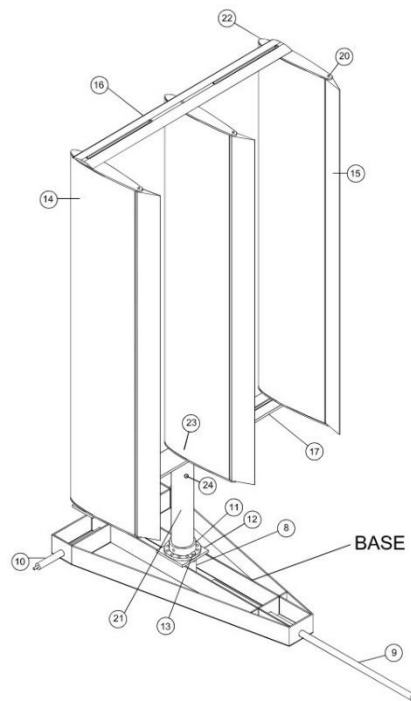


Figura 1.12. Vela rígida Multiwing. Fuente: Burden et al. 2009.

En el año 2014 nace Bound4Blue, una start-up española destinada al aprovechamiento del aire para propulsar las embarcaciones. Según sus investigaciones el uso de sus velas rígidas, perfiles alares NACA 0025 según su página web, permitiría ahorrar más de un 35% de combustible y hasta un 40% de emisiones contaminantes.

Esta compañía de reciente nacimiento ha sido ampliamente galardonada, contando con premios como el premio Fundación Princesa de Girona (FPdGi) Empresa 2018, ganador del premio emprendedor XXI 2018, seleccionados como una de las 1000 soluciones eficientes de la Fundación Solar Impulse, entre otros (Ramos 2019; Bound4Blue 2020).



Figura 1.13. Imagen renderizada de un buque con las velas Bound4Blue instaladas. Fuente:bound4blue.com

Además de estas investigaciones, se han elaborado estudios con otros tipos de velas rígidas. Por un lado, el estudio de velas con forma de semiluna realizado por los investigadores Ouchi y Uzawa, de la universidad de Tokio, en el año 2009 (véase figura 1.14). Por otro lado, se ha estudiado el uso de velas estructurales, es decir, velas que forman parte de la propia estructura de la embarcación. Este es el caso del proyecto europeo del buque portacontenedores con vela estructural solar “EU-CargoXpress” realizado en 2012, el cual se puede observar en la figura 1.15 (Colomar Lix 2012).



Figura 1.14. Buque con velas semiluna. Fuente: Colomar Lix 2012



Figura 1.15. Buque EU-CargoXpress. Fuente: www.futura-sciences.com

1.5.2 Rotores Flettner

Un rotor Flettner es un sistema de propulsión eólica, inventado por el ingeniero alemán Anton Flettner en 1924, que aprovecha el efecto magnus para impulsar la embarcación. Para ello, el sistema consta de un cilindro al cual se le acopla un motor que induce el movimiento rotacional (véase figura 1.16).

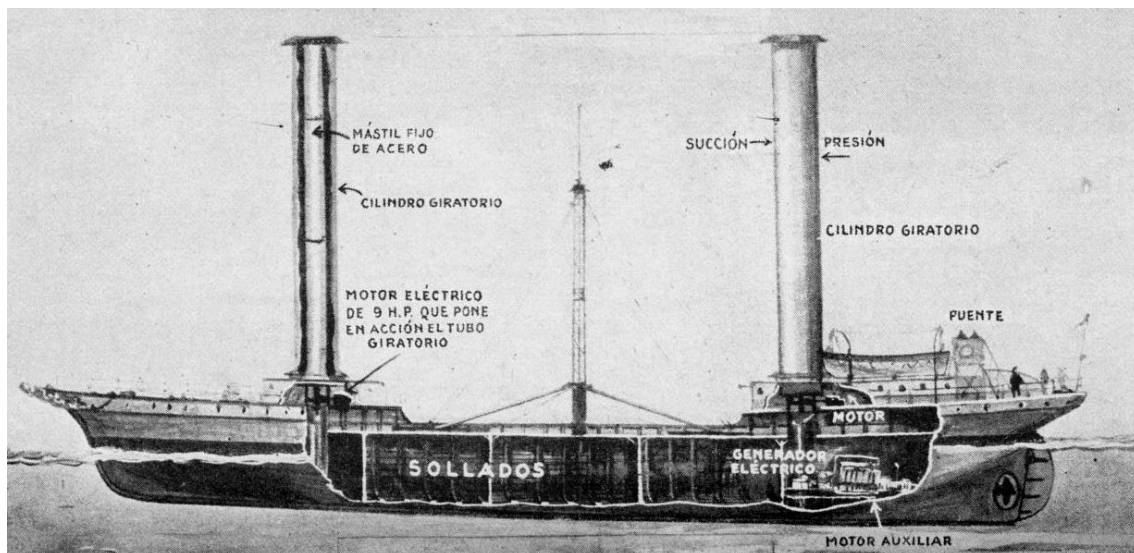
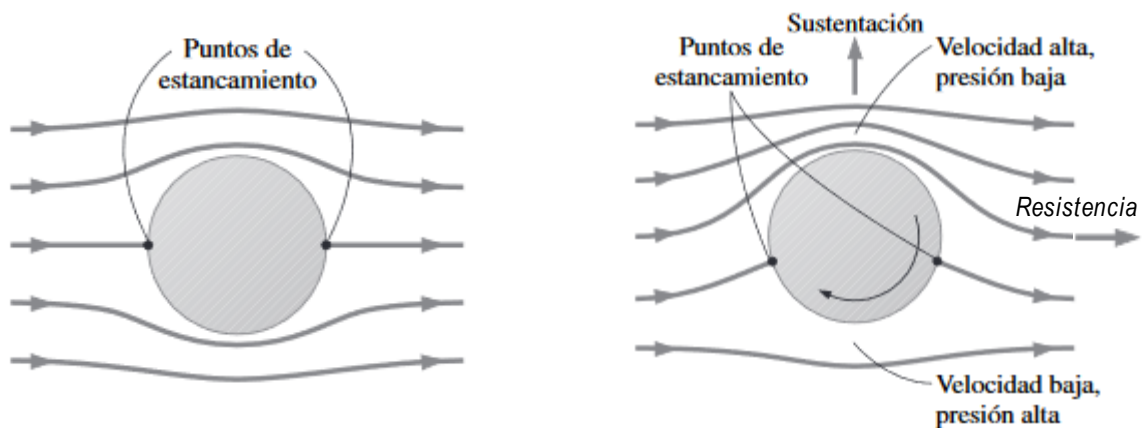


Figura 1.16: Esquema de instalación del rotor Flettner. Fuente: <https://www.histarmar.com>

Para comprender como trabaja el motor Flettner, se debe conocer en que consiste el efecto magnus. El efecto magnus consiste en la aparición de una fuerza de sustentación debido al movimiento rotacional de un cuerpo en el seno de un fluido, como es el aire en nuestro caso. Cuando el cilindro se encuentra en reposo la sustentación generada es nula, puesto que, debido a la simetría, las líneas de corriente se comportan de la misma manera tanto en la parte superior del cilindro como en su parte inferior, como se puede ver en la figura 1.17a. Sin embargo, si se hace rotar al cilindro alrededor de su eje, las partículas fluidas más próximas a la pared de la estructura se mueven solidariamente con ella

debido a la condición de no deslizamiento, provocando que a un lado del cilindro el fluido aumente su velocidad y, al otro lado, la velocidad de este se vea disminuida. La velocidad neta de dicho fluido, por tanto, será la suma vectorial de la velocidad inicial del fluido más la velocidad lineal en la periferia del cilindro. Este hecho produce dos efectos importantes. En primer lugar, los puntos de estancamiento se desplazan, disminuyendo la zona de baja velocidad. En segundo lugar, y debido al teorema de Bernoulli, en la zona de mayor velocidad la presión disminuye y en la zona de menor velocidad la presión aumenta. Esta diferencia de presiones en ambas zonas genera una fuerza neta denominada fuerza de sustentación. Finalmente, hay que tener en cuenta que la oposición del cilindro al movimiento del fluido produce una fuerza de resistencia del cuerpo. Un esquema de esta situación, junto con las fuerzas que se producen, se puede observar en la figura 1.17b. En este sentido, la fuerza resultante que se produce en el rotor Flettner será la suma vectorial de ambas fuerzas. (Çengel y Cimbala 2006).



a) Flujo sobre un cilindro en reposo.

b) Flujo sobre un cilindro en rotación.

Figura 1.17: Efecto magnus en un cilindro. Fuente: Çengel y Cimbala 2006.

En el año 1924, Anton Flettner mandó transformar un velero trimástil tipo goleta en un velero que portaba dos rotores Flettner y un pequeño motor diésel auxiliar, creando así el primer barco con sistema de propulsión eólica Flettner de la historia. Los rotores Flettner instalados tenían 18 metros de altura y 2,7 metros de diámetro, y eran capaces de girar a una velocidad de 120 revoluciones por minuto. El velero en cuestión, llamado Buckau, pasó a llamarse Baden-Baden después de la transformación (figura 1.18).

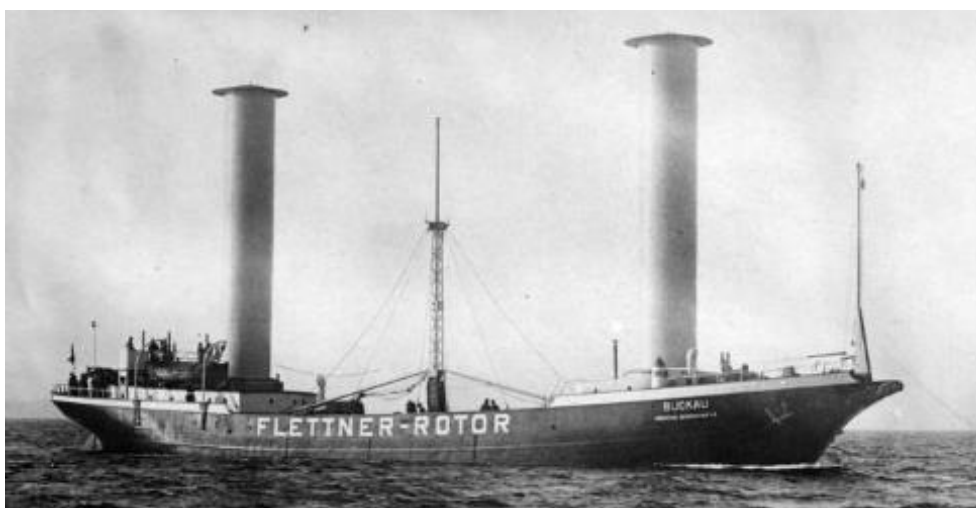


Figura 1.18: Buque Baden-Baden. Fuente: Colomar Lix 2012.

Debido a la victoria en una carrera del buque Baden-Baden frente al velero Anon, velero que presentaba las mismas características que el antiguo Buckau, el ministerio de transporte de la armada alemana ordenó la construcción de diez buques que portaran dicha tecnología. Sin embargo, solo uno de ellos fue construido, el buque Barbara (figura 1.19). Esta embarcación llevaba instalados tres rotores Flettner de 17 metros de alto y 4 metros de diámetro capaz de girar a 150 revoluciones por minuto. El buque Barbara operó durante 6 años cubriendo una ruta de transporte entre Italia y Alemania.



Figura 1.19: Buque Barbara. Fuente: *A review of the Magnus effect in aeronautics*, Jost Seifert.

Durante su etapa de funcionamiento el rotor Flettner tuvo que lidiar con unos precios del crudo muy bajos, lo que provocaba que el ahorro de costes fuera muy escaso. Finalmente, con la llegada de la crisis económica de 1929, los rotores Flettner dejaron de utilizarse y pasaron al olvido, hasta que en los años 70, debido a las dos crisis petroleras, la sociedad Costeau modernizó la idea de Flettner creando las turbovelas, un cilindro fijo y hueco al que le instalaron un ventilador en la parte superior y un sistema de aspiración. Estas turbovelas fueron instaladas en dos embarcaciones: el barco “moulin a vent” y “Alcyone”, siendo esta última embarcación la representada en la figura 1.20.

Más recientemente, en el año 2007, la empresa de aerogeneradores alemana Enercon encargó la construcción del buque E-Ship1. Este buque presenta un sistema propulsor diésel eléctrico asistido por cuatro rotores Flettner de 25 metros de alto y 4 metros de diámetro, el cual se puede observar en la figura 1.21.

En la actualidad, la compañía suiza Thiiink comercializa rotores Flettner abatibles (Colomar Lix 2012).



Figura 1.20. Barco Alcyone. Fuente wikipedia.org



Figura 1.21: Buque de carga E-Ship1. Fuente: vadebarcos.net

1.5.3 Cometas

El último gran tipo de sistemas de propulsión eólica es la cometa. La idea tras este sistema es sencilla. Mediante un sistema de control se regula la altura a la cual se eleva una cometa unida a la embarcación a propulsar mediante una cuerda.

Para saber cómo funciona este sistema se debe de tener en cuenta que una cometa no es más que un perfil alar como la vela rígida mostrada en la figura 1.6 y, por tanto, al ser atravesado por una corriente de aire se generan dos fuerzas, al igual que en las velas rígidas, una de sustentación y otra de resistencia. La fuerza resultante es transmitida al buque mediante una cuerda que trabaja a tracción, siendo la componente que tiene la misma dirección y sentido que el movimiento del buque la que impulsaría a este. El esquema de las fuerzas generadas en un sistema de propulsión mediante cometas se puede apreciar en la figura 1.22.

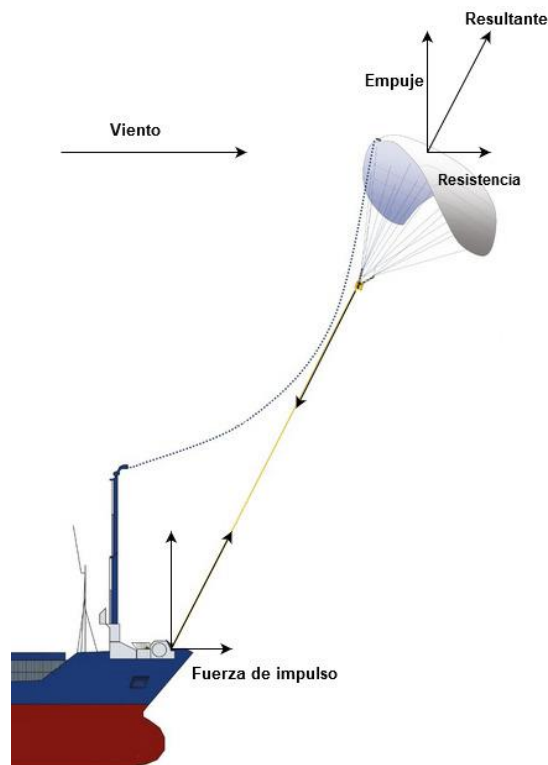
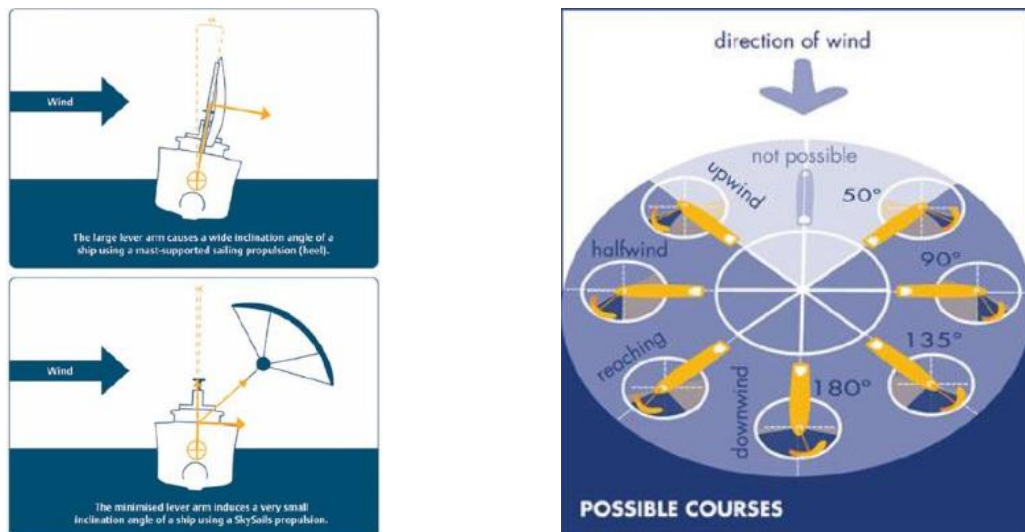


Figura 1.22. Distribución de fuerzas en un sistema de propulsión eólica por cometa.

La ventaja fundamental de este sistema es que, a diferencia de los otros dos, el elemento impulsor, en este caso la cometa, puede alcanzar la altura suficiente para poder trabajar con velocidades de viento más altas, lo que permite generar mayores fuerzas de empuje que en los casos anteriores, siendo menor el momento de vuelco generado (ver figura 1.23a). Además, el equipo necesario es más compacto y económico, lo que permite ser instalado en cualquier tipo de buque. Sin embargo, este sistema presenta el inconveniente de no poder ser utilizado en varias situaciones: cuando la velocidad del viento fuera baja, ya que podría caerse la cometa al mar; cuando el viento viene de cara, véase en la figura 1.23b; o cuando el barco navegue en zonas cercanas a otros barcos o estructuras como pueden ser las portuarias, ya que en estos casos se pueden requerir maniobras relativamente bruscas que serían complicadas de realizar con la cometa en el aire.



a) Momento de vuelco de una vela tradicional y de una cometa b) Posibles rumbos para propulsión mediante cometas.
Figura 1.23. Momento de vuelco generado y direcciones posibles de impulso en mediante una cometa.

El uso de la cometa para la propulsión eólica de embarcaciones es un invento muy reciente, pese a que la invención de esta fuera alrededor del año 1200 a.C. en China. Prueba de ello es que en el año 2001 nace SkySails, la primera empresa en comercializar esta tecnología. Desde su fundación, SkySails ha instalado cometas de propulsión en diversos buques de transporte como es el caso del MS Beluga SkySails, MV Michael A, MV Aghia Marina, MV BBC Skysails, etc. (véase figura 1.24)(Colomar Lix 2012).



Figura 1.24: Buque BBC SkySails. Fuente: skysails-group.com

1.5.4 Sistemas de propulsión eólicos indirectos

Los sistemas de propulsión eólicos indirectos se pueden definir como sistemas que, sin impulsar directamente la embarcación, aportan parte de la energía necesaria al propulsor eléctrico del buque para que este sea impulsado. De esta forma, el motor de combustión interna encargado de generar la corriente puede disminuir su consumo. Por lo tanto, este grupo está compuesto de generadores eléctricos que funcionan gracias a la energía cinética del aire como pueden ser los aerogeneradores, tanto de eje vertical como de eje horizontal, y de generadores eléctricos mediante cometas.



Figura 1.25. Aerogeneradores en el buque Stena Juliana. F: Colomar Lix 2012.

1.6 Estructura de la memoria

Una vez analizados los diferentes sistemas de propulsión eólicos en embarcaciones, se ha optado por elegir las velas rígidas. La elección de este tipo de sistema es debida a que estas presentan una mayor facilidad a la hora de ser controladas electrónicamente, a diferencia de las cometas. Además, presentan la ventaja de no tener que instalar un sistema demasiado complejo, como en el caso de los rotores Flettner, en el cual hay que instalar un motor que permita la rotación del cilindro.

Dentro de las velas rígidas, como se ha abordado en el apartado de descripción de los sistemas de propulsión eólicos, existen diversas variantes, desde las velas cuadras hasta velas tipo media luna o velas estructurales. Sin embargo, en el presente proyecto se ha decidido optar por el perfil más común, el perfil alar, debido a que estos perfiles suelen presentar unas mayores fuerzas de empuje que las otras variantes. Cabe destacar que la vela a analizar carecerá de flaps o perfiles alares adicionales, lo que implicará que las fuerzas alcanzadas serán menores. No obstante, permitirá disminuir el número de partes mecánicas garantizando así una menor probabilidad de rotura de la vela y, por tanto, garantizando una mayor seguridad.

Para poder llevar a cabo la optimización de la vela es necesario, en primer lugar, conocer cuáles son los diferentes tipos de perfiles alares y qué principios aerodinámicos intervienen en ellos. En segundo lugar, interesa profundizar en la metodología que se debe seguir para calcular las fuerzas de empuje y vuelco que permitan decidir qué perfil es el óptimo. A causa de esto, se ha decidido dividir el trabajo en tres grandes bloques: Principios aerodinámicos, Proceso de diseño y optimización de la vela y, finalmente, Resultados y conclusiones.

En el primer bloque, se estudiarán los tipos de perfiles existentes, las fuerzas aerodinámicas y los coeficientes intervinientes en ellas, los números adimensionales, el efecto de punta de ala y, finalmente, se realizará un estudio del viento en la navegación.

En el segundo bloque, se indicará la metodología necesaria para obtener los datos necesarios para poder llevar a cabo la optimización del perfil. En él se definirán los perfiles aerodinámicos seleccionados, las condiciones del estudio y los métodos necesarios para la obtención de los coeficientes aerodinámicos.

Finalmente, en virtud de los datos obtenidos, se realizará un análisis de los resultados para obtener conclusiones sobre el perfil idóneo a instalar en las embarcaciones.

2 Principios aerodinámicos

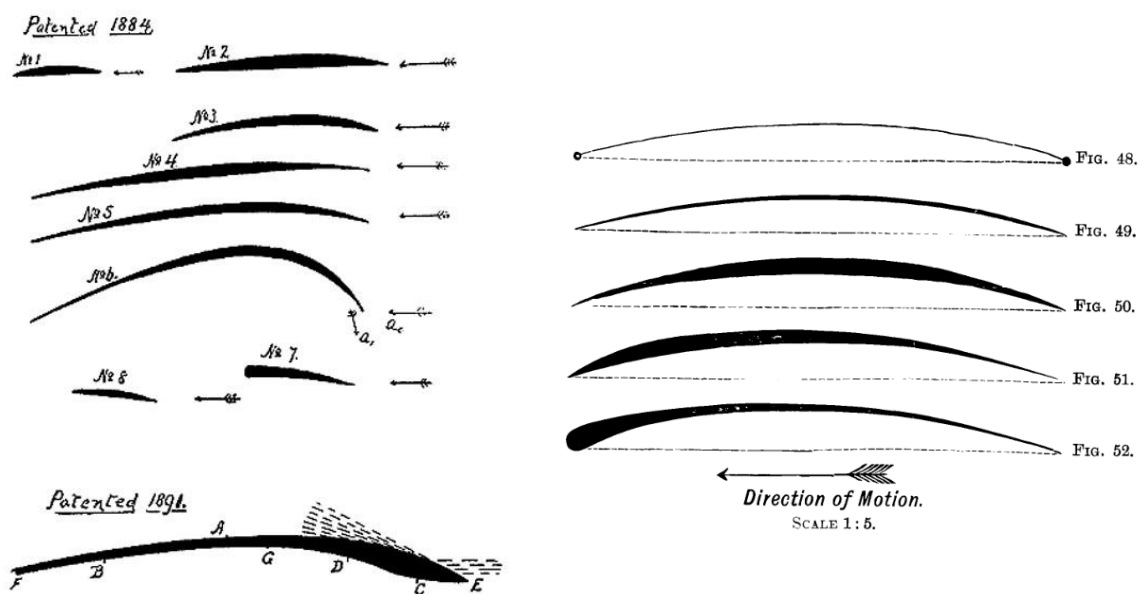
2.1 Perfiles aerodinámicos

2.1.1 Historia

El estudio de los perfiles alares comienza a finales del siglo XIX, cuando se empieza a estudiar las alas de las aves con el fin de poder obtener perfiles que produzcan una elevación mayor que el uso de placas planas con cierta inclinación.

El británico H.F. Phillips fue la primera persona en llevar a cabo este tipo de investigaciones. Basándose en las alas de las aves y utilizando un túnel de viento muy precario, compuesto por un tronco de madera hueco y un sistema que introducía un chorro de vapor en él, consiguió desarrollar una serie de perfiles que patentó en el año 1884. Estos perfiles se pueden observar en la figura 2.1a.

En esa misma época, el ingeniero mecánico alemán Otto Lilienthal realizó un estudio muy similar. El trabajo de Lilienthal, al igual que el de Phillips, se inició con diversas mediciones de los perfiles alares de diversas aves, y posteriormente realizó numerosos experimentos aerodinámicos con diferentes perfiles durante veinte años (2.1b). El resultado de los experimentos fue publicado en 1890 en el libro titulado *Der Vogelflug als Grundlage der Fliegekunst*, que en castellano se traduce como “Vuelo de los pájaros como base de la aviación”. Este libro se convirtió en el libro de referencia en el diseño aeronáutico durante los próximos 15 años. Durante los seis años posteriores a la publicación del libro, Lilienthal desarrolló y pilotó diversos planeadores realizando más de dos mil vuelos. En 1896, uno de estos vuelos provocó su muerte al estrellarse con su aeronave a causa de una ráfaga de viento.



a) Perfiles alares propuestos por Phillips. Fuente: aerospaceweb.org

b) Perfiles alares propuestos por Lilienthal. Fuente: *Vuelo de los pájaros como base de la aviación*

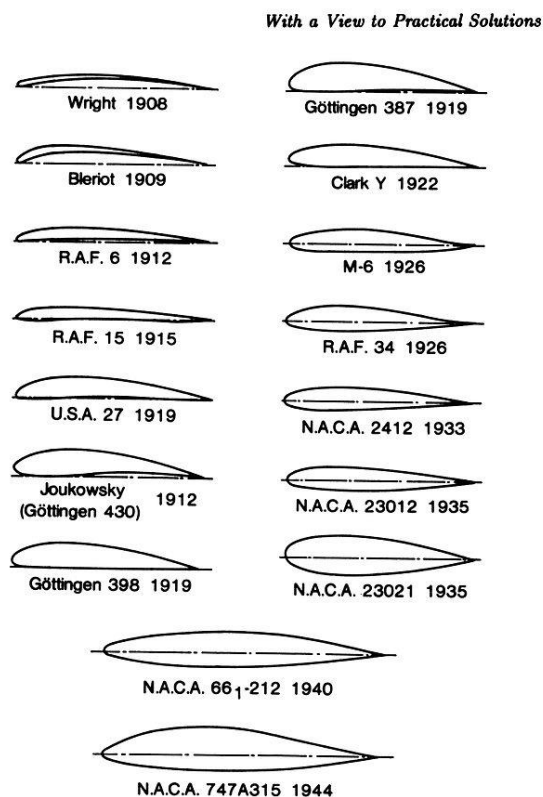
Figura 2.1. Perfiles alares del siglo XIX.

En 1903, los hermanos Wright diseñaron la aeronave Wright Flyer, la primera capaz de volar siendo propulsada por un motor. El perfil alar de esta aeronave, fuertemente influenciado por el trabajo de Lilienthal, fue escogido gracias a las diversas pruebas realizadas en túnel de viento, siendo su geometría delgada y curvada.

A partir de ese momento, la demanda de alas mejoradas para los primeros aviones y la falta de una teoría de alas generalmente aceptada condujo al estudio empírico en túneles de viento de muchos tipos de alas que fueron mejorando con el tiempo. Durante esta época destacan los perfiles elaborados en Göttingen, ya que, han influido en los perfiles alares actuales. En esta etapa también se desarrollaron otros perfiles exitosos como Clark Y o las series de la RAF de la Real fuerza aérea británica (véase figura 2.2).

A principios de la década de 1920, el Comité Asesor Nacional para la Aeronáutica de los Estados Unidos, más conocido como NACA, llevó a cabo un profundo trabajo de investigación de los diferentes perfiles existentes con el fin de poder elaborar unos perfiles fácilmente parametrizables. En los años sucesivos, el estudio de perfiles se centró en el estudio de perfiles para alta velocidad, disminuyendo los estudios realizados a perfiles de baja velocidad.

En la actualidad existen una gran cantidad de perfiles cuyas geometrías están perfectamente optimizadas en función de la aplicación a realizar, siendo la mayor parte de ellos desarrollados por empresas privadas o por programas militares, lo cual impide que estos sean públicos. No obstante, los perfiles alares más antiguos se encuentran disponibles en diversos repositorios de internet como puede ser airfoiltools (<http://www.airfoiltools.com/>) (Abbott y Von Doenhoff 1959; Anderson 1999; Ilan Kroo 2001).



The historical evolution of airfoil sections, 1908-1944. The last two shapes (N.A.C.A. 66₁-212 and N.A.C.A. 747A315) are low-drag sections designed to have laminar flow over 60 to 70 percent of chord on both the upper and the lower surface. Note that the laminar flow sections are thickest near the center of their chords.

Figura 2.2. Perfiles alares del siglo XX. Fuente: Wikipedia.org

2.1.2 Definición y descripción del perfil aerodinámico

Un perfil aerodinámico o perfil alar se define como una geometría obtenida al seccionar transversalmente el ala de un avión que es capaz de generar una diferencia de presiones tal entre ambas caras que origina una fuerza de sustentación que mantiene en vuelo a la aeronave.

En nuestro caso, como se ha explicado en el apartado anterior, las velas rígidas utilizan estos perfiles con el fin de aprovechar la fuerza generada para impulsar la embarcación.

Un perfil aerodinámico se define morfológicamente mediante una serie de características geométricas fundamentales que se encuentran representadas en la figura 2.3.

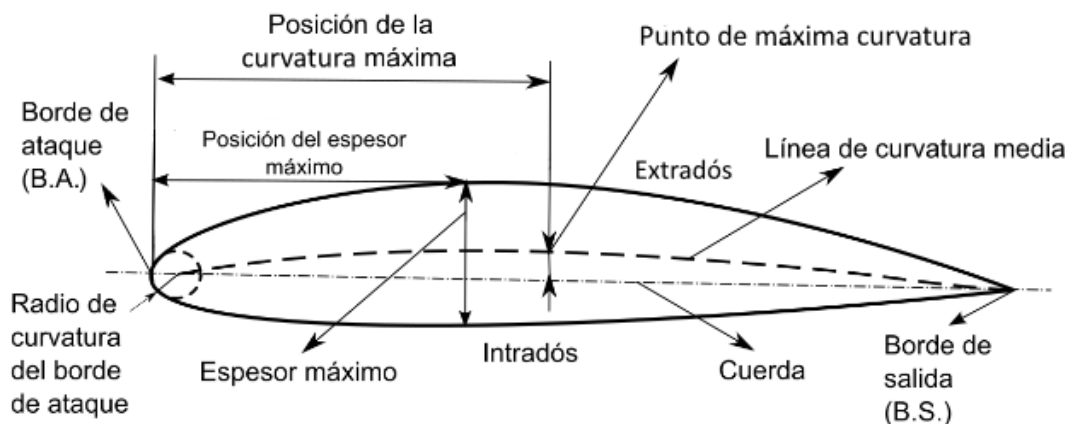


Figura 2.3. Características geométricas de un perfil alar. Fuente Wikipedia.org

Las definiciones de estas características geométricas, que se pueden encontrar tanto en el libro de Carmona (Carmona 2002) como en el libro de Anderson (Anderson 1999), se indican a continuación:

- *Intradós*: línea que limita la parte inferior del perfil.
- *Extradós*: línea que limita la parte superior del perfil.
- *Borde de ataque (BA)*: parte frontal redondeada de la geometría que une el intradós y el extradós.
- *Borde de salida (BS)*: punto de contacto entre las líneas limitantes del perfil situada en la parte posterior de la geometría.
- *Cuerda (chord)*: línea recta que une el borde de ataque con el borde de salida.
- *Línea de curvatura media (mean camber line)*: lugar geométrico de los puntos que se sitúan a medio camino entre las superficies superior e inferior cuyas distancias son medidas perpendicularmente a ella. Dependiendo de la posición relativa de esta línea con respecto a la cuerda, se dice que es: i) positiva, si esta se sitúa por encima; ii) negativa, si esta se encuentra por debajo; iii) de doble curvatura, si se localiza un tramo por arriba y otro por debajo. El valor máximo de esta línea se denomina *punto de máxima curvatura*, el cual se sitúa en *la posición de máxima curvatura*.
- *Espesor máximo o espesor (maximum thickness)*: distancia máxima entre la línea de intradós y extradós medida perpendicularmente a la cuerda. El valor del espesor se expresa como un porcentaje de la cuerda.
- *Radio de curvatura del borde de ataque (leading-edge radius)*: radio del círculo tangente al intradós y extradós que conforma el borde de ataque del perfil. El radio de curvatura es la parte de la geometría que distribuye el aire a cada una de las caras y puede llegar a provocar una separación temprana de la capa límite si es demasiado pequeño.

2.1.3 Clasificación de los perfiles

Los perfiles se clasifican en lo que se denominan familias o series de perfiles. Una familia es un conjunto de perfiles en el que las características geométricas se encuentran definidas de una determinada manera. El uso de las familias de perfiles está más relacionado con la industria de la aviación antes de la llegada de los programas CFD (*Computational Fluid Dynamics*), que permiten a las compañías actuales desarrollar perfiles específicos para una determinada aplicación. No obstante, en la actualidad se siguen usando estas familias en aquellas aplicaciones en las que no se han llevado a cabo un diseño personalizado del perfil.

Existen una gran cantidad de familias de perfiles entre los cuales destacan las series Clark Y, Göttingen, RAF, TsAGI y Wortmann, entre otras. Sin embargo, las series que mayor relevancia han tenido dentro y fuera de la industria de la aviación son las series NACA.

Series NACA

Las series NACA son diferentes familias de perfiles desarrolladas por el Comité Asesor Nacional para la Aeronáutica de los Estados Unidos, más conocido como NACA. De todas ellas, las series más sencillas y utilizadas son las series NACA de 4 y 5 dígitos, que fueron las primeras en ser desarrolladas por este comité (Abbott and Von Doenhoff 1959).

Todas las series NACA se construyen mediante la combinación de una línea de curvatura media y un espesor máximo. El proceso necesario para obtener el perfil a partir de dicha combinación está reflejado en la figura 2.4.

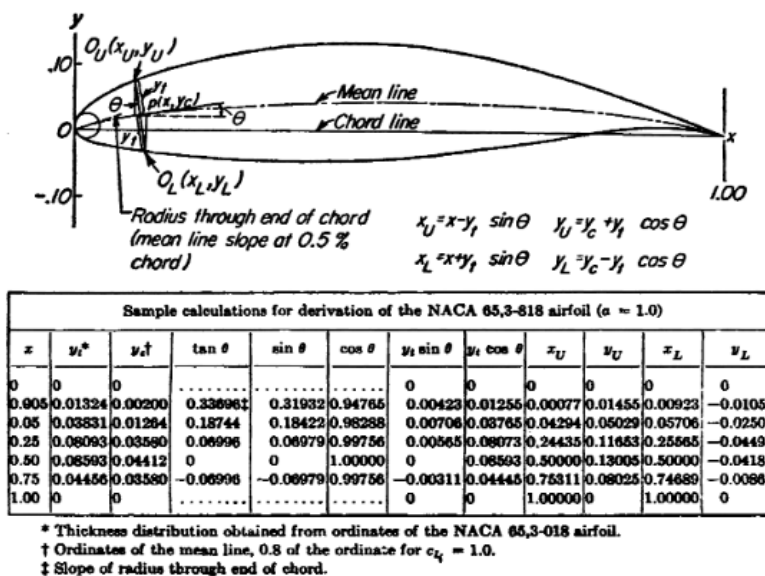


Fig. 55. Method of combining mean lines and basic-thickness forms.

Figura 2.4. Método para la obtención de perfiles NACA. Fuente: Abbot y Doenhoff 1959.

En nuestro caso, como se comentó en el bloque anterior, y debido a los requerimientos específicos de nuestra aplicación, se necesita un perfil alar que sea simétrico. Es por ello por lo que se ha recurrido a las series NACA de 4 dígitos simétrica.

En los perfiles NACA de 4 dígitos, cada valor indica una característica del perfil, siendo:

- El primer dígito, el valor porcentual del punto de máxima curvatura con respecto del valor de la cuerda.

- El segundo dígito, el valor correspondiente a las décimas del porcentaje de la posición del punto de máxima curvatura con respecto de la cuerda.
- El tercer y cuarto dígito, el valor del espesor máximo porcentual con respecto de la cuerda

En el caso de los perfiles simétricos, la línea de curvatura media coincidiría con la cuerda, es decir, esta línea no presentaría ningún máximo. Esto implica que los dos primeros dígitos tengan un valor de cero, quedando representados los perfiles simétricos mediante la siguiente estructura NACA 00XX, donde XX indicaría el valor de espesor máximo porcentual que presente el perfil en cuestión.

La fórmula que describe la geometría del perfil NACA simétrico es:

$$y_t = 5t \cdot [0.2969 \cdot \sqrt{x} - 0.1260 \cdot x - 0.3516 \cdot x^2 + 0.2843 \cdot x^3 - 0.1015 \cdot x^4] \quad (1)$$

Donde x es la distancia normalizada con respecto a la cuerda, es decir, varía de 0 a 1. y_t es el valor de las líneas exteriores del perfil, tanto el extradós como el intradós (cambiando el signo de y_t). Dicho de otro modo, es el valor de la mitad de la anchura del perfil para cada valor de x . t , representa el valor de la anchura máxima del perfil, en tanto por uno, respecto a la cuerda.

Un ejemplo de perfil NACA simétrico de cuatro dígitos se puede observar en la figura 2.5.

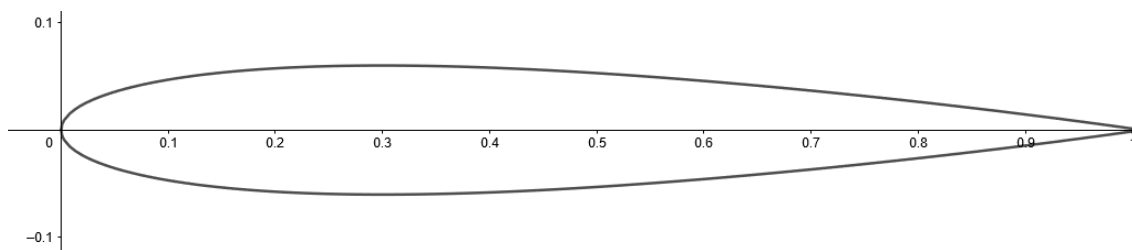


Figura 2.5. Perfil NACA 0012.

2.1.4 Alargamiento

Una vez determinado el perfil y conocidas las variables geométricas de este, es importante determinar cuál va a ser la forma que tenga nuestra ala, o en nuestro caso la vela. Para ello, hay que tener en cuenta un parámetro que tiene gran influencia en las fuerzas obtenidas denominado alargamiento o ratio de aspecto (*aspect ratio* en inglés). El alargamiento es una variable geométrica adimensional que cuantifica como de larga y delgada es un ala, de tal forma que un valor alto de alargamiento, entre 20 y 30, indica que el ala es muy esbelta, como las utilizadas en planeadores, mientras que un valor bajo, entre 3 y 4, indicaría que el ala es corta y ancha, como las utilizadas en cazas (figura 2.6) (Carmona 2002).



Figura 2.6. Alargamiento alar. Fuente: How wing design affects lift, Nicholas Landell-Mills.

Antes de definir matemáticamente el alargamiento es necesario conocer las variables geométricas básicas que permiten definir la forma del ala (figura 2.7).

- *Envergadura, s (Span)*: es la longitud de punta a punta del ala independiente de la forma que esta tenga.
- *Superficie alar, A (wing area)*: es el área obtenida al proyectar en planta el ala.
- *Cuerda media, c (mean chord)*: es la media de todas las cuerdas que componen el perfil o, dicho de otro modo, aquella que multiplicada por la envergadura es igual a la superficie alar.

$$c \cdot s = A \quad (2)$$

- *Estrechamiento, λ (taper ratio)*: es el cociente entre la cuerda del perfil en la punta (c_t) y la cuerda del perfil al inicio del ala (c_r).

$$\lambda = \frac{c_t}{c_r} \quad (3)$$

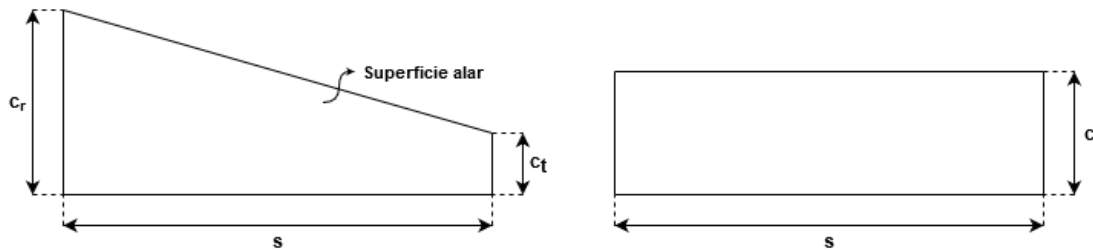


Figura 2.7. Parámetros geométricos de un ala.

El alargamiento se obtiene matemáticamente mediante el cociente de la envergadura al cuadrado entre la superficie alar:

$$AR = \frac{s^2}{A} \quad (4)$$

En el caso de que el perfil sea rectangular, se simplifica la envergadura y el alargamiento resulta:

$$AR = \frac{s}{c} \quad (5)$$

2.2 Números adimensionales

Para poder realizar el análisis fluidomecánico del perfil alar hay que conocer dos números adimensionales de gran importancia en la mecánica de fluidos, como son el número de Reynolds y el número de Mach.

2.2.1 Número de Reynolds

La transición de un flujo laminar a turbulento depende de diversos factores como pueden ser la geometría, la rugosidad superficial, la velocidad del flujo, la temperatura superficial o el tipo de fluido. Para analizar esta cuestión, Reynolds realizó varios experimentos en base a los cuales dictaminó que el régimen de flujo depende principalmente de la relación entre dos fuerzas existentes en el fluido, las fuerzas inerciales y las fuerzas viscosas. A esta relación la denominó número de Reynolds (ecuación 6).

$$Re = \frac{\text{Fuerzas inerciales}}{\text{Fuerzas viscosas}} = \frac{V \cdot l}{\nu} = \frac{V \cdot l \cdot \rho}{\mu} \quad (6)$$

Donde V es la velocidad promedio del fluido (m/s), l es el parámetro geométrico (m), $\nu = \mu/\rho$ es la viscosidad cinemática del fluido (m^2/s).

El parámetro geométrico depende de la aplicación en la que se utilice el número de Reynolds. En el caso de los perfiles alares, el parámetro geométrico es la distancia al borde de ataque del punto a estudiar, si se quiere saber el valor de Reynolds de forma local. Para conocer el efecto global sobre el perfil el parámetro geométrico sería el valor de la cuerda del ala.

Cuando el número de Reynolds es alto, indica que las fuerzas de inercia son muy superiores a las fuerzas viscosas y, por tanto, estas últimas no son capaces de mantener ordenado el flujo entrando en régimen turbulento. Sin embargo, cuando el número de Reynolds es bajo indica que la relevancia de las fueras viscosas es superior y, por ende, el flujo es laminar.

En un perfil alar, cerca del borde de ataque el flujo en la capa límite es laminar, el número de Reynolds local es pequeño, y a medida que se aleja del borde de ataque, el número de Reynolds local va aumentando lo que implica que va aumentando la probabilidad de entrar en régimen turbulento en la capa límite. Este efecto también ocurre en otras superficies como en placas planas (figura 2.8). (Çengel y Cimbala 2006; Carmona 2002).

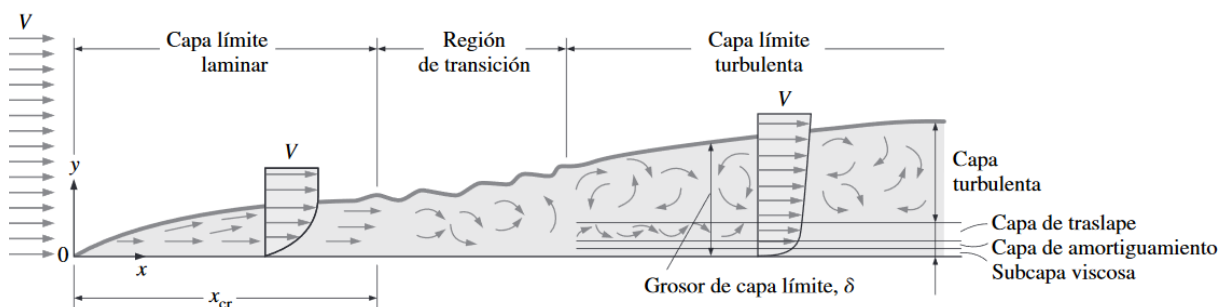


Figura 2.8. Capa límite en una placa plana. Fuente: Çengel y Cimbala 2006.

2.2.2 Número de Mach

Cuando un perfil está sometido a un fluido gaseoso a altas velocidades, los fenómenos de compresibilidad adquieren una gran relevancia. En estos casos la velocidad del flujo se suele expresar en relación con la velocidad del sonido en el medio gaseoso en el que esté, a lo que se denomina número de Mach, como se puede ver en la ecuación 7.

$$Ma = \frac{\text{Velocidad del flujo}}{\text{Velocidad del sonido}} = \frac{V}{C} \quad (7)$$

Siendo C la velocidad del sonido, cuyo valor es 343.2 m/s en el aire a nivel del mar a 20°C y con un 50% de humedad.

En función del valor obtenido se denomina al flujo de una determinada manera. El flujo es sónico si el número de mach es igual a uno ($Ma = 1$), es subsónico si este es menor que uno ($Ma < 1$), es supersónico para valores de Mach superiores a 1 ($Ma > 1$), y en el caso de que el valor de Mach sea muy superior a uno ($Ma \gg 1$) se dirá que el flujo es hipersónico.

Los efectos derivados de la compresibilidad se consideran nulos para valores de Mach inferiores a 0,5, donde se considera que el flujo es incompresible.

En nuestro caso, como se verá más adelante en el apartado de viento en la navegación, las velocidades de viento con las que trabaja nuestra vela son muy bajas, haciendo que los efectos de compresibilidad sean absolutamente despreciables. En el caso de transbordadores espaciales y otras aeronaves, la velocidad a la que vuelan supera con creces la velocidad del sonido dándose lugar a fenómenos de compresibilidad que crean lo que se denomina *cono de Mach*. Este fenómeno se puede visualizar con claridad en la figura 2.9 (Çengel y Cimbala 2006; Carmona 2002).

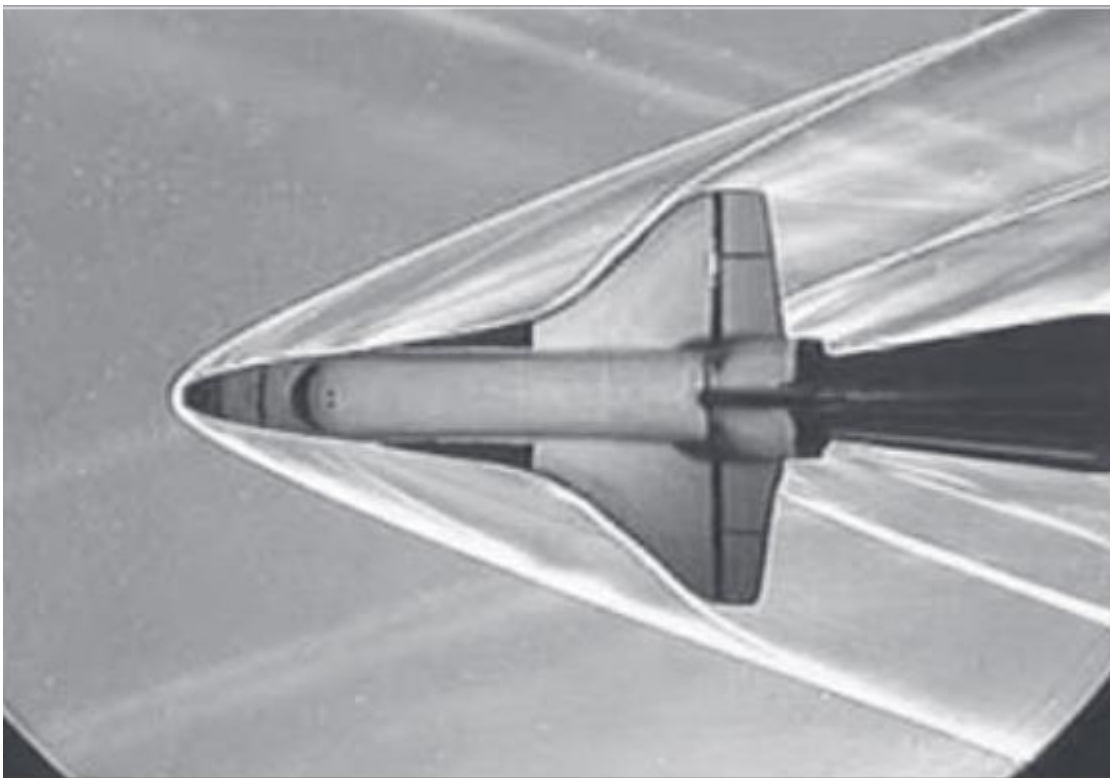
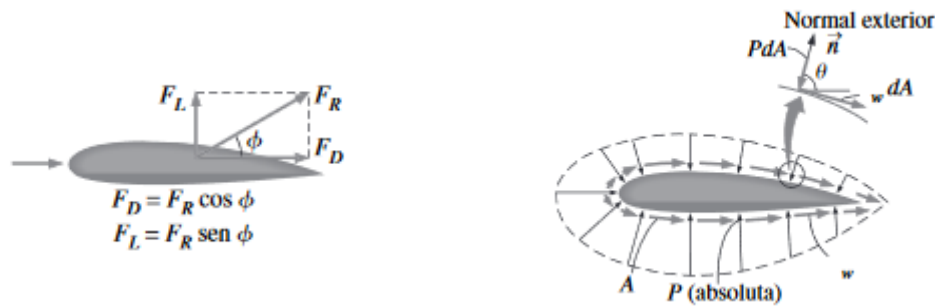


Figura 2.9. Modelo pequeño del transbordador espacial Orbiter que se prueba a Mach 3 en un túnel de viento supersónico.
Fuente: Çengel y Cimbala 2006.

2.3 Fuerzas aerodinámicas y sus coeficientes

Cuando un cuerpo se encuentra sumergido en el seno de un fluido en reposo, este experimenta una fuerza derivada de la presión normal a su superficie ejercida por el fluido. Sin embargo, si el fluido se encuentra en movimiento el cuerpo experimenta una segunda fuerza, una fuerza de corte tangencial a la superficie ocasionada por los efectos viscosos y la condición de no deslizamiento en la superficie de este (véase figura 2.10b). En flujos bidimensionales, la fuerza resultante se divide en dos componentes, una en la dirección perpendicular al flujo, denominada sustentación, y otra en la dirección del flujo, denominada arrastre o resistencia (figura 2.10a). Cuando se tiene en cuenta el flujo en tres dimensiones, se genera una tercera componente perpendicular a las otras dos que tiende a desplazar el cuerpo en dicha dirección.



a) Fuerzas de sustentación y arrastre.

b) Fuerza de presión y corte.

Figura 2.10. Fuerzas sobre un perfil alar. Fuente: Çengel y Cimbala 2006.

Si se divide la superficie del cuerpo en áreas diferenciales, en ellas deberán actuar las dos fuerzas anteriormente mencionadas, la fuerza de presión ($P \cdot dA$) normal a la superficie, y la fuerza de corte ($\tau_w \cdot dA$) tangencial a la superficie, siendo las componentes de la fuerza resultante en cada área diferencial:

$$dF_L = -P \cdot dA \cdot \text{sen}(\theta) - \tau_w \cdot dA \cdot \text{cos}(\theta) \quad (8)$$

$$dF_D = -P \cdot dA \cdot \text{cos}(\theta) + \tau_w \cdot dA \cdot \text{sen}(\theta) \quad (9)$$

donde dF_L es la fuerza de sustentación diferencial, dF_D la fuerza de arrastre diferencial, y θ el ángulo existente entre la componente normal y la dirección del flujo.

La obtención de las fuerzas de sustentación y arrastre globales se obtendrían realizando la sumatoria de todos los diferenciales de fuerza presentes en el cuerpo, de tal forma que:

$$F_L = \int_A (-P \cdot \text{sen}(\theta) - \tau_w \cdot \text{cos}(\theta)) \cdot dA \quad (10)$$

$$F_D = \int_A (-P \cdot \text{cos}(\theta) + \tau_w \cdot \text{sen}(\theta)) \cdot dA \quad (11)$$

La obtención de la distribución de las presiones y de fuerzas de corte a lo largo del perfil es difícil de obtener de forma experimental, haciendo que este método no sea práctico. Sin embargo, estas ecuaciones sí se usan para el cálculo de estas fuerzas mediante ordenador.

En el caso particular de cuerpos delgados como las alas de avión, los diferentes diferenciales de área que la componen están prácticamente alineados con la dirección de flujo, lo que implica que los ángulos θ obtenidos sean cercanos a 90° y que, por tanto, la fuerza de corte apenas tenga relevancia en la sustentación del ala. La fuerza de resistencia, por el contrario, se genera principalmente por la fuerza de corte, siendo la fuerza de presión despreciable.

La sustentación del ala, por lo tanto, se debe mayoritariamente a las fuerzas de presión generadas en la superficie del perfil (figura 2.11). Cuando un fluido atraviesa un determinado perfil alar con un determinado ángulo de ataque positivo, la velocidad del fluido aumenta en el extradós y se reduce en el intradós. Debido al teorema de Bernoulli, en la zona de mayor velocidad la presión disminuye y en la zona de menor velocidad la presión aumenta. De esta forma, en el extradós se generan presiones negativas o de succión mientras que en el intradós se producen presiones positivas, cuya acción combinada genera la fuerza de sustentación global del ala. El punto en el cual se puede considerar aplicada esa fuerza de sustentación se denomina centro de presión. Cuando un perfil cambia de ángulo, también cambian las velocidades del fluido alrededor del perfil, modificando, por tanto, las presiones generadas en ambas caras. Esto hace que tanto el valor de la fuerza de sustentación como la posición en el ala del centro de presión varíen.

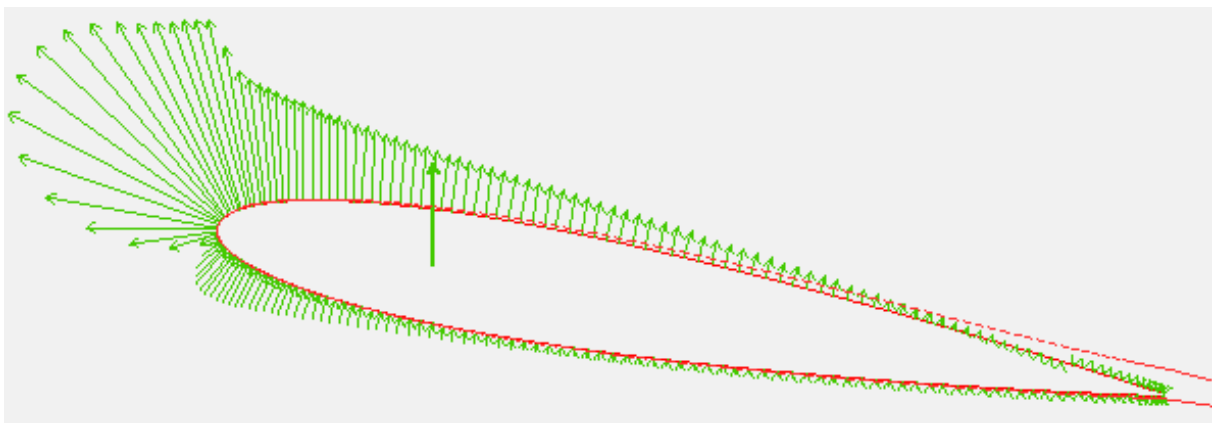


Figura 2.11. Distribución de presiones en un perfil NACA 0012 a 10° obtenido con XFLR5.

El comportamiento de la distribución de presiones sobre el perfil y, por tanto, el valor de la fuerza de sustentación global para los diferentes ángulos de ataque depende de los fenómenos fluidomecánicos que acontecen en la capa límite del perfil. Cuando el fluido se encuentra en las proximidades del borde de ataque, las líneas de corriente se juntan aumentando la velocidad y disminuyendo la presión del flujo, efecto que se conoce como gradiente de presión favorable. En este momento, debido a la velocidad del fluido la capa límite en estas zonas se adelgaza y permanece muy unida a la pared. Una vez que se ha alcanzado el punto superior del perfil, las líneas de corriente empiezan a separarse disminuyendo su velocidad y aumentando su presión, produciéndose el fenómeno de gradiente de presión desfavorable o adverso. En este instante, la capa límite empieza a ensancharse disminuyendo la fuerza de unión con la pared. Debido a las pérdidas energéticas derivadas del rozamiento viscoso del fluido con la pared, llega un momento en el que el fluido deja de tener energía cinética suficiente para que pueda ser transformada en presión y se produce lo que se denomina separación de la capa límite. A partir de ese punto, denominado punto de separación de capa límite, se produce una depresión en las zonas colindantes al perfil que generan un flujo de recirculación altamente turbulento que forma remolinos. A esta zona de altas turbulencias se la conoce como burbuja de separación. La evolución de la capa límite en un perfil alar se puede observar en la figura 2.12.

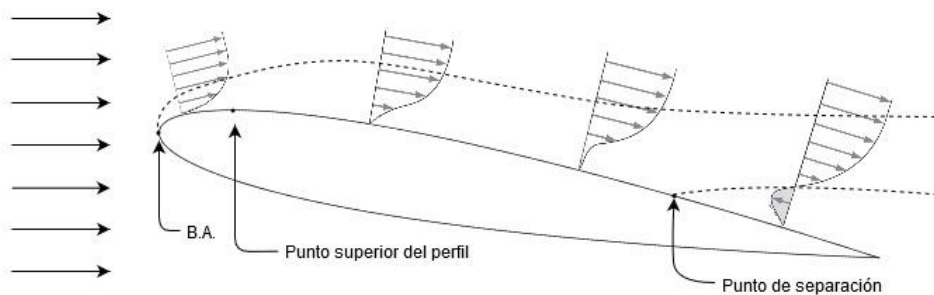


Figura 2.12. Separación de capa límite en un perfil NACA 0012 a 10°.

En un perfil alar, a medida que aumenta el ángulo de ataque el punto de separación se desplaza desde el borde de salida hacia el borde de ataque, como se puede apreciar en la figura 2.13. Cuando la burbuja de separación ocupa la mayor parte de la superficie del extradós, se produce una pérdida rápida de la fuerza de sustentación y un aumento notable de la fuerza de arrastre, motivando lo que se denomina entrada en pérdida (*Stall* en inglés).

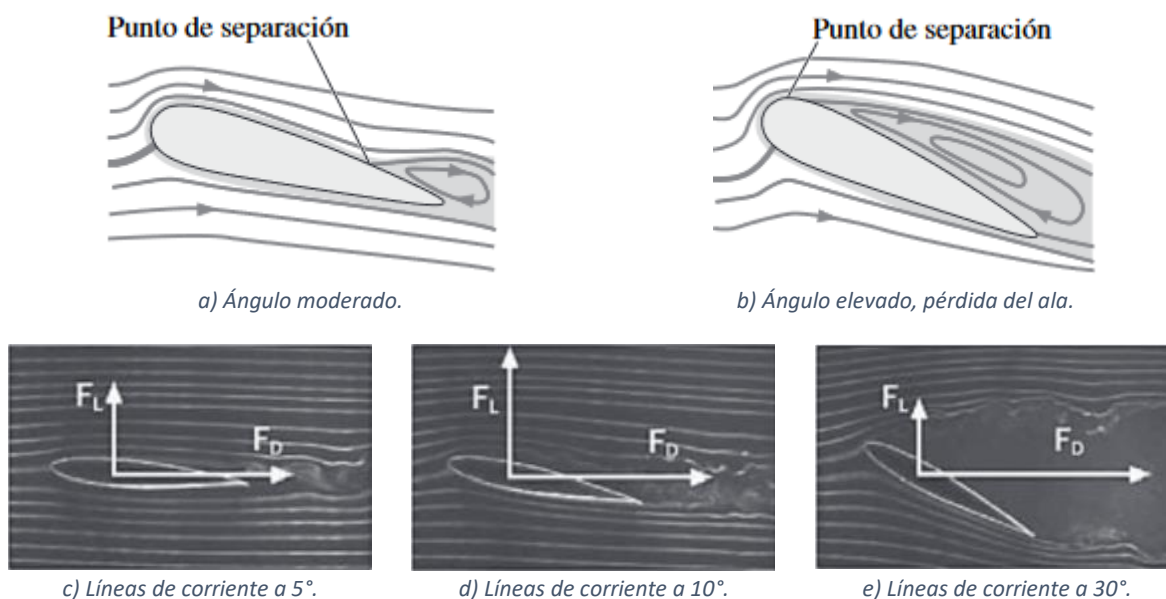


Figura 2.13. Evolución de la burbuja de separación a medida que aumenta el ángulo de ataque. Fuente Çengel y Cimbala 2006.

En condiciones normales, un ala de avión mantiene prácticamente constante su ángulo de incidencia con respecto a la dirección del flujo, de tal forma que estas están pensadas para maximizar la sustentación y reducir al mínimo la resistencia. Sin embargo, en el caso de la vela puede ser interesante para determinados casos, que se abordarán posteriormente, enfrentar la vela perpendicularmente al viento. En estas condiciones, la vela actuaría como si fuera una placa plana colocada normalmente a la dirección del viento, es decir, los ángulos θ de los diferentes diferenciales de área serían cercanos a 0° haciendo que la fuerza de arrastre sea debida en su totalidad a la presión (figura 2.14). La fuerza de sustentación en estas condiciones sería cero, ya que, como se puede ver en la ecuación 10, esta fuerza se debería en su totalidad a la fuerza de corte que en este caso sería inexistente.

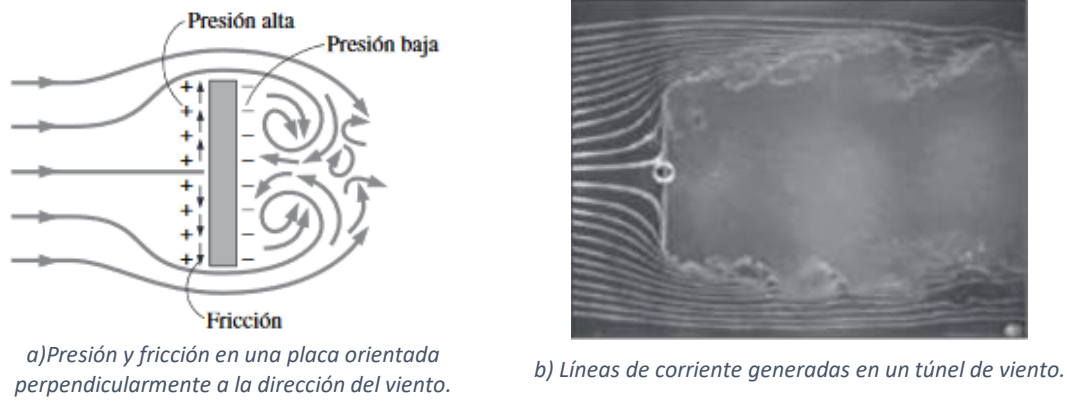


Figura 2.14. Líneas de corriente en una placa plana. Fuente: Çengel y Cimbala 2006.

Se puede intuir fácilmente que las fuerzas de sustentación y arrastre tienen que depender de variables como la densidad (ρ) y la velocidad del fluido (V), y del tamaño, forma y orientación del cuerpo en cuestión, entre otras cosas. Para evitar tener que definir una ecuación para cada caso en concreto, en mecánica de fluidos se suelen utilizar los llamados coeficientes adimensionales. En este caso se utilizan dos coeficientes, el coeficiente de sustentación (C_L) y el coeficiente de arrastre (C_D) que se definen como:

$$C_L = \frac{F_L}{\frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V^2 \cdot A} \quad (12)$$

$$C_D = \frac{F_D}{\frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V^2 \cdot A} \quad (13)$$

Donde A , suele ser el área proyectada en un plano perpendicular a la dirección del flujo, es decir, el área frontal. En el caso de cuerpos delgados, como ocurre en aeronáutica, se usa el área de planta o superficie alar, ya explicada en el apartado de alargamiento. El término $0.5 \cdot \rho \cdot V^2$ corresponde a la presión dinámica.

Otro parámetro adimensional importante es el coeficiente de presión, que representa la presión relativa existente en un punto concreto del cuerpo. Este se define matemáticamente como:

$$C_P = \frac{P - P_\infty}{\frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V^2} \quad (14)$$

Siendo P , la presión en un punto dado del perfil y P_∞ la presión del fluido en un punto infinitamente alejado.

Este coeficiente se puede relacionar con el coeficiente de sustentación mediante la sumatoria de las diferencias de los coeficientes de presión del intradós y extradós para cada punto de la cuerda del perfil. Es decir:

$$C_L = \int_{BA}^{BS} \left(\frac{C_{p,extradós} - C_{p,intradós}}{c} \right) \cdot dx \quad (15)$$

Representación de los coeficientes aerodinámicos.

Los coeficientes aerodinámicos de sustentación y arrastre dependen del ángulo de ataque, del número de Reynolds y del número de Mach. Una vela rígida trabaja con un número de Mach tan bajo que sus efectos son despreciables y un número de Reynolds del orden de 10^5 , al igual que el de la figura 2.15. En estas condiciones, el valor de los coeficientes para un perfil dado sólo depende del ángulo de ataque y es independiente de la velocidad, puesto que al aumentar la velocidad aumentan proporcionalmente las fuerzas. Cada perfil alar tiene asociado una curva de coeficientes que caracterizaría el comportamiento de ese perfil donde lo único que varía es el ángulo con el que el viento incide al perfil. Un ejemplo de estas curvas se puede observar en las figuras 2.15a y 2.15b, en la que se puede advertir que, dentro de valores de Reynolds con órdenes de magnitud de 10^5 , los valores de los coeficientes para cada ángulo de viento son muy similares.

Estas figuras representan los coeficientes aerodinámicos de un perfil alar NACA 0012 frente a ángulos de viento relativamente pequeños. En aeronáutica, las gráficas de coeficientes no se suelen dar para ángulos superiores al ángulo de pérdida, debido a que estos dejan de ser interesantes para esta aplicación.

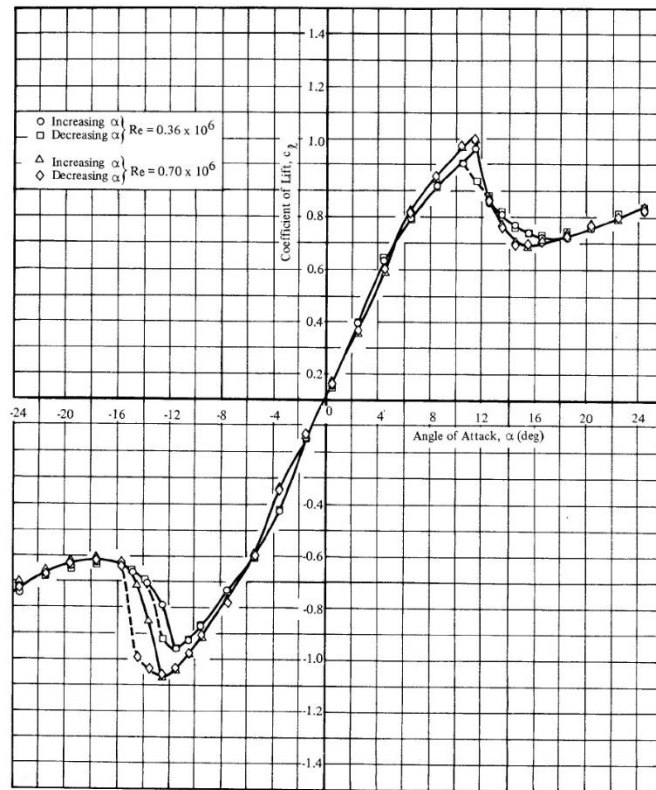
Como se puede observar en la figura 2.15a, los perfiles simétricos presentan un valor de C_L nulo cuando el ángulo es cero, puesto que las fuerzas en ambas caras se anulan entre sí, y además presentan simetría central respecto del origen, a diferencia de lo que ocurre en los perfiles no simétricos. Cabe destacar que esta simetría central es debida a que, para el caso de ángulos negativos, los valores de C_L son negativos debido a que la fuerza de sustentación generada está orientada hacia abajo. Si se tiene esto en cuenta, se puede deducir fácilmente que los valores de C_L son iguales para un mismo ángulo sin importar el sentido de giro, siendo el signo de estos una forma de indicar la dirección de la fuerza de sustentación resultante.

En el caso del coeficiente de arrastre, C_D , y tal y como se puede apreciar en la figura 2.15b, los valores obtenidos antes del ángulo de pérdida son muy pequeños en comparación con los del coeficiente de sustentación. En el caso de los perfiles simétricos, los valores del coeficiente de arrastre presentan una simetría axial respecto al eje Y. En este caso, la fuerza de arrastre presenta siempre el mismo sentido sin importar si el ángulo de ataque es positivo o negativo y, en consecuencia, los valores de C_D son siempre positivos.

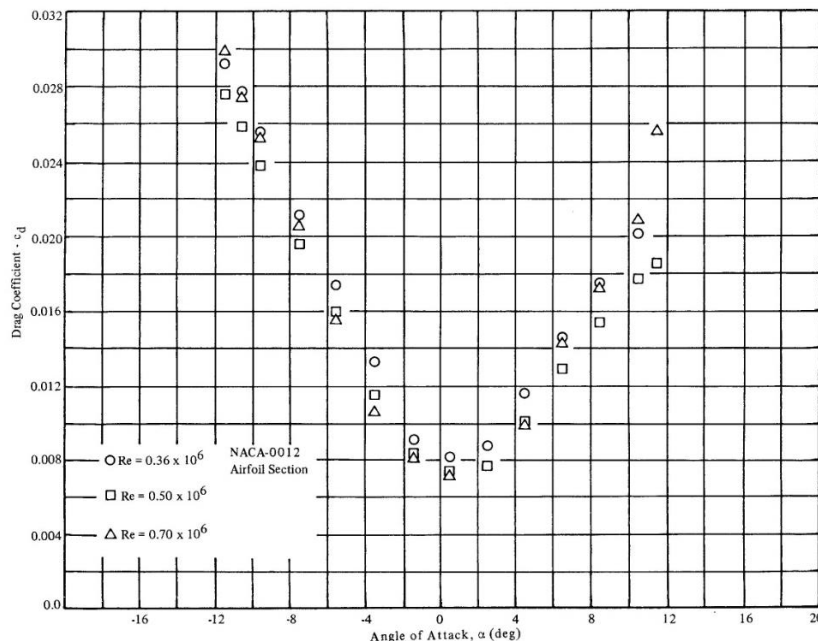
La distribución completa de los coeficientes aerodinámicos se muestra en las figuras 2.16a y 2.16b. Las gráficas de los coeficientes que estudian valores de viento desde 0 hasta 90 o 180° son propias de estudios aerodinámicos de perfiles para turbinas eólicas, como es el caso de estas figuras. En este tipo de aplicaciones los perfiles o álabes de las turbinas tienen la capacidad de ajustar el ángulo de ataque en función de las necesidades energéticas o de seguridad en cada momento. Es por ello por lo que en estas aplicaciones se necesita saber el comportamiento aerodinámico completo de estas, incluso más allá del ángulo de pérdida.

Como se puede observar en la figura 2.16a, una vez que se ha alcanzado el punto de máxima sustentación se produce una disminución repentina del coeficiente de sustentación debido al fenómeno de pérdida del perfil. Esta caída, a diferencia de lo que podría parecer, no tiende a perder completamente la sustentación, sino que se alcanza un ángulo a partir del cual el coeficiente vuelve a aumentar. Una vez alcanzado el segundo máximo local, se produce una disminución progresiva del coeficiente de sustentación hasta alcanzar el punto de no sustentación en un ángulo de ataque de aproximadamente 92°. A partir de ese ángulo de ataque el comportamiento del coeficiente es aproximadamente simétrico centralmente respecto al ángulo de 92° debido a la simetría del perfil.

El comportamiento del coeficiente de arrastre, por su parte, presenta un aumento notable de su valor cuando se alcanza el ángulo de pérdida, como se puede observar en la figura 2.16b. A medida que el ángulo de ataque aumenta, la resistencia producida por el perfil alar crece de forma progresiva hasta alcanzar su máximo valor para un ángulo de viento de 90°. A partir de este punto, los valores de los coeficientes son simétricos, ya que el perfil es simétrico.

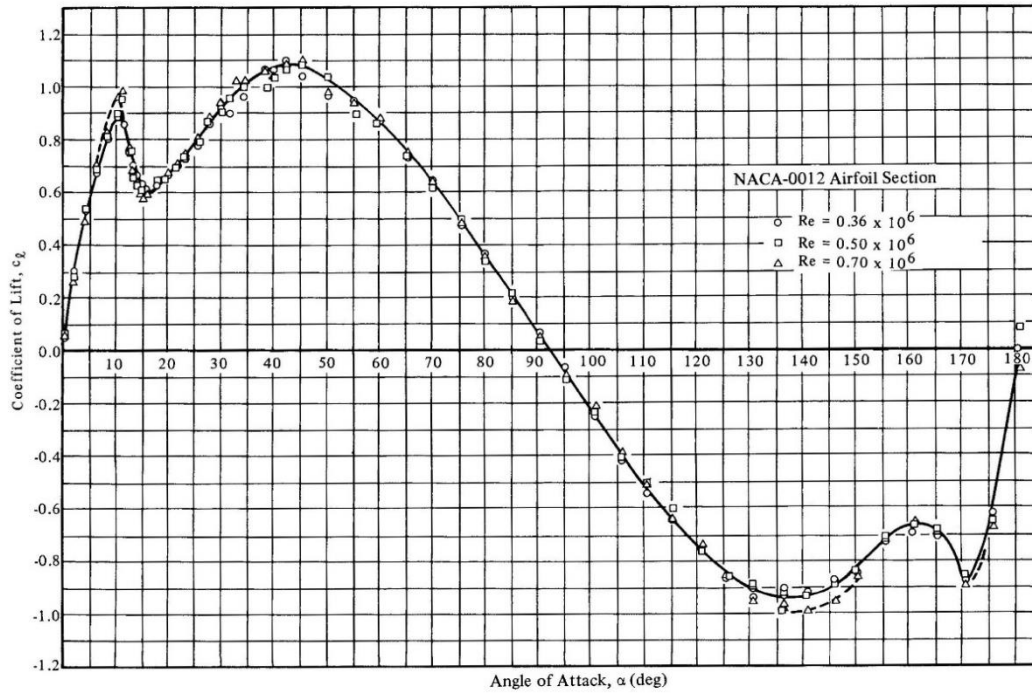


a) Coeficiente de sustentación.

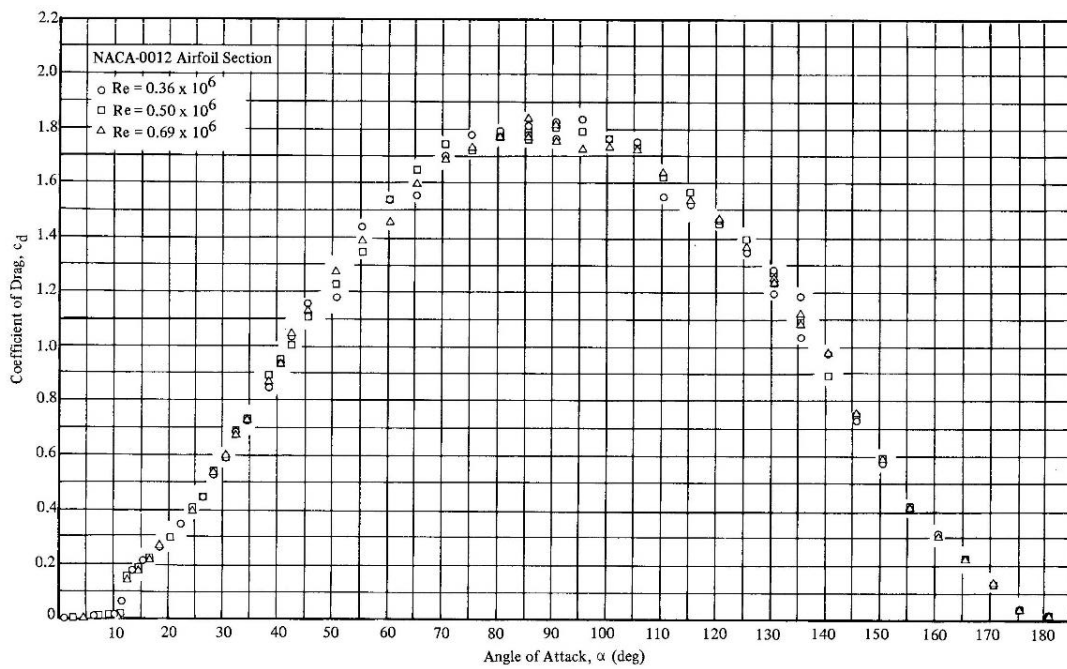


b) Coeficiente de arrastre.

Figura 2.15. Coeficientes aerodinámicos prepérdida del perfil NACA 0012. Fuente: Aerodynamic Characteristics of seven symmetrical airfoil sections through 180-degree angle of attack 1981.



a) Coeficiente de sustentación.



b) Coeficiente de arrastre.

Figura 2.16. Coeficientes aerodinámicos completos del perfil NACA 0012. Fuente: Aerodynamic Characteristics of seven symmetrical airfoil sections through 180-degree angle of attack 1981.

Por otro lado, para representar la distribución de presiones a lo largo del perfil se recurre a la representación del coeficiente de presión. Este coeficiente se suele representar frente a la distancia normalizada respecto a la cuerda, es decir, se representa frente a x/c que varía de 0 a 1. Además, hay que tener en cuenta que el eje de ordenadas se invierte para representar los coeficientes de presión negativos propios del extradós en la parte superior y los coeficientes positivos propios del intradós en la parte inferior. El motivo de esta inversión es la mayor facilidad de visualización y comprensión de esta gráfica. El área encerrada entre las funciones que representan los coeficientes de presión del extradós y del intradós se conoce como *pressure recovery region* o área de gradiente de presión. Un ejemplo de este tipo de diagramas se muestra en la figura 2.17. En esta imagen se representa la gráfica de distribución de los coeficientes de presión correspondientes a las presiones que se mostraban en la figura 2.11, es decir, corresponde a la distribución de este coeficiente para un perfil NACA 0012 con un ángulo de ataque de 10° .

Como se puede apreciar en dicha figura, la contribución mayoritaria a la fuerza de sustentación para este perfil y con este ángulo concreto se realiza en el primer quinto del perfil. A partir de ese punto, la presión neta obtenida es cada vez menor. Nótese que en el 90% de la cuerda aproximadamente se alcanza un punto en el que la presión en el extradós pasa a ser positiva, disminuyendo ligeramente la fuerza de sustentación. Este fenómeno se debe a que en ese punto se está produciendo una separación de capa límite (Çengel y Cimbala 2006; Carmona 2002; Ilan Kroo 2001).

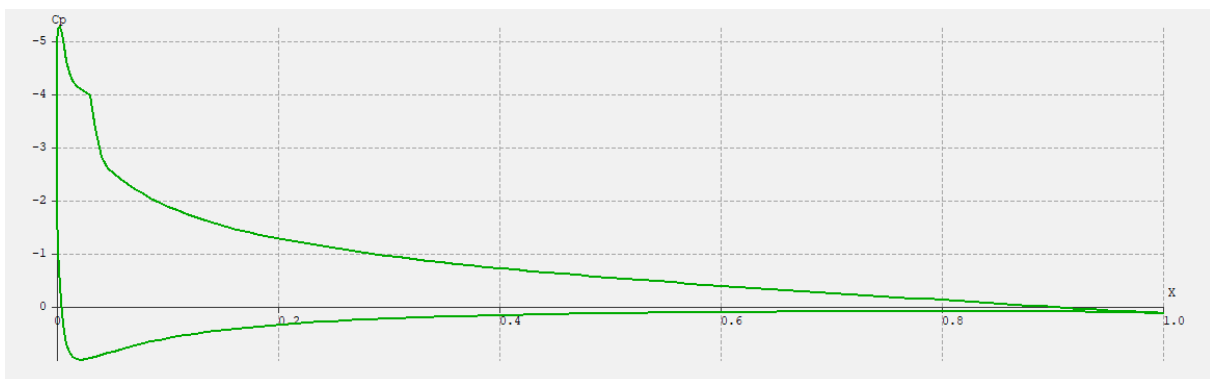


Figura 2.17. Distribución del coeficiente de presión en un perfil NACA 0012 a 10° obtenido con XFLR5.

2.4 Efecto de punta de ala e influencia en el análisis CFD

Hasta el momento, se ha analizado el comportamiento aerodinámico de una sección del ala, el perfil alar, donde el flujo se mantenía dentro del plano de estudio bidimensional. Sin embargo, cuando se realiza el estudio tridimensional del ala se generan flujos de aire adicionales a los ya estudiados que afectan al comportamiento aerodinámico de esta.

Si se analiza el comportamiento del ala en su totalidad, se produce el mismo efecto que en el caso bidimensional, es decir, cuando sobre ella incide una corriente fluida se genera una distribución de presiones de forma que la superficie del extradós está sometida a presiones negativas y la superficie del intradós a presiones positivas. Esta diferencia de presiones genera una fuerza de sustentación en el ala. Sin embargo, en la punta del ala el fluido que se encuentra a mayor presión en la parte inferior del ala se desplaza hacia la parte superior del ala que presenta una menor presión. Este flujo transversal se produce mientras que el fluido está recorriendo el ala, formando lo que se denominan vórtices o torbellinos. Estos vórtices generan dos flujos de corriente. Una corriente descendente sobre el ala, *downwash* en inglés, y una corriente ascendente fuera del ala, *upwash*, como se puede ver en la figura 2.18.

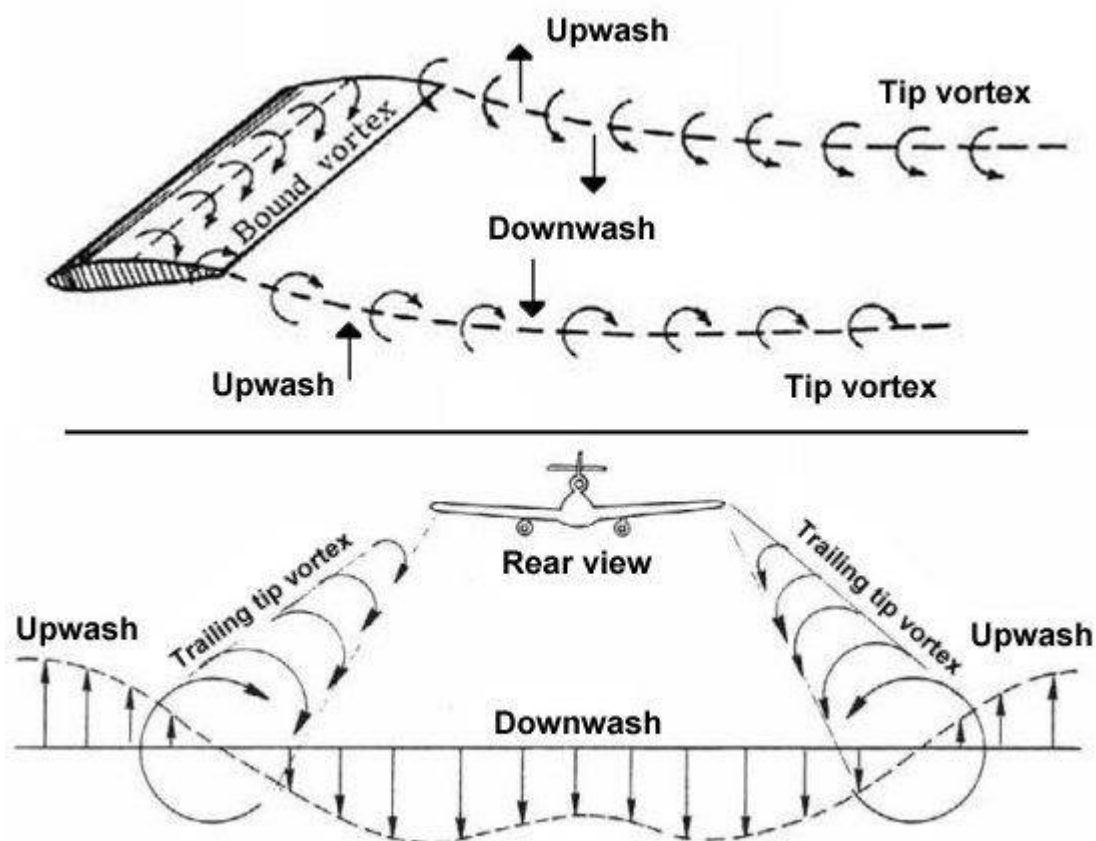


Figura 2.18. Representación del efecto de punta de ala. Fuente: quora.com.

Esta corriente descendente o *downwash* genera dos efectos importantes en el ala. Una reducción de la fuerza de sustentación y un aumento de la fuerza de arrastre.

Como ya se ha visto, la corriente fluida actúa sobre un perfil alar a un cierto ángulo con respecto de la cuerda conocido como ángulo de ataque (α). Sin embargo, si se analiza el ala en su totalidad, al vector velocidad del caso bidimensional hay que añadirle el vector velocidad de la corriente descendente producida por la punta de ala.

El resultado es que sobre el ala actúa una corriente fluida que presenta un ángulo de ataque menor que el estudiado en el caso bidimensional, como se puede observar en la figura 2.19. Este ángulo de ataque real se conoce como ángulo efectivo (α_{eff}), mientras que la diferencia entre el ángulo efectivo y el ángulo de ataque del caso bidimensional se conoce como ángulo inducido (α_i).

Esta reducción del ángulo de ataque implica, en primer lugar, una disminución de la fuerza de sustentación, debido a que como se ha visto anteriormente en la figura 2.15a, una reducción del ángulo de ataque implica un menor coeficiente de sustentación para valores prepérdida. En segundo lugar, hay que recordar que la fuerza de sustentación generada es siempre perpendicular a la corriente fluida, lo que implica que, al reducirse dicho ángulo, la dirección de la fuerza de sustentación varía un ángulo igual al ángulo inducido, como se puede apreciar en la figura 2.19. Esto produce una fuerza de resistencia adicional denominada arrastre inducido (D_i). La suma del arrastre debido a la superficie de sustentación (arrastre del caso bidimensional) y el arrastre inducido, será el arrastre real que experimenta un ala.

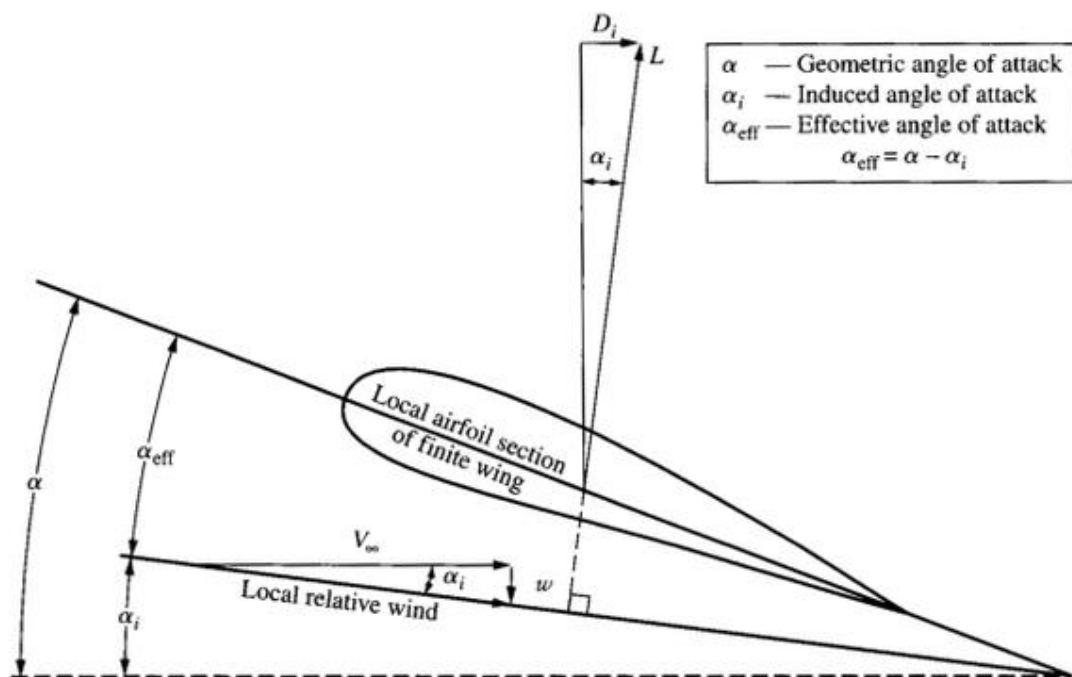


Figura 2.19. Diagrama de fuerzas sobre un ala teniendo en cuenta el efecto de punta de ala. Fuente: quora.com

El efecto de punta de ala (o *efecto Downwash* en inglés) es, por tanto, un efecto que reduce la fuerza de sustentación y aumenta la fuerza de arrastre a causa de los vórtices que se producen en las puntas de las alas.

La intensidad con la que se manifiesta este efecto de punta de ala depende de la geometría que esta tenga tridimensionalmente o, dicho de otro modo, depende del alargamiento del ala (véase apartado 2.1.4). Un ala con un alargamiento alto presenta una punta de ala más estrecha y, por lo tanto, el efecto de punta de ala será de menor intensidad que en el caso de perfiles con una misma superficie alar pero más cortas, es decir, con menor alargamiento. En consecuencia, los cuerpos que presentan alas con mayores alargamientos vuelan de forma más eficiente que los que presentan unos valores de alargamiento menores. El caso extremo de mayor eficiencia sería un ala infinitamente larga ($AR = \infty$), en la cual los efectos de la punta de ala fueran infinitamente pequeños. Este caso es el correspondiente

a un análisis bidimensional del perfil alar en el que, como se ha mencionado al principio de este apartado, no se consideran flujos de corriente adicionales a los generados en dicho plano.

Esta relación entre el alargamiento y el efecto de punta de ala se ilustra en la figura 2.20. En ella se puede observar que aquellas alas más alargadas, con valores de alargamiento más altos, presentan coeficientes de sustentación más cercanos al del caso bidimensional ($AR = \infty$). Siendo este último el que presenta los valores más altos del coeficiente de sustentación para cualquier ángulo de ataque. Además, se puede constatar que, para poder alcanzar un mismo valor en el coeficiente de sustentación, y por ende un mismo valor de sustentación, es necesario aumentar el ángulo de ataque teórico un valor de ángulo α_i , es decir, hay que aumentar un ángulo correspondiente al ángulo inducido. Siendo este último mayor a medida que se disminuye el alargamiento.

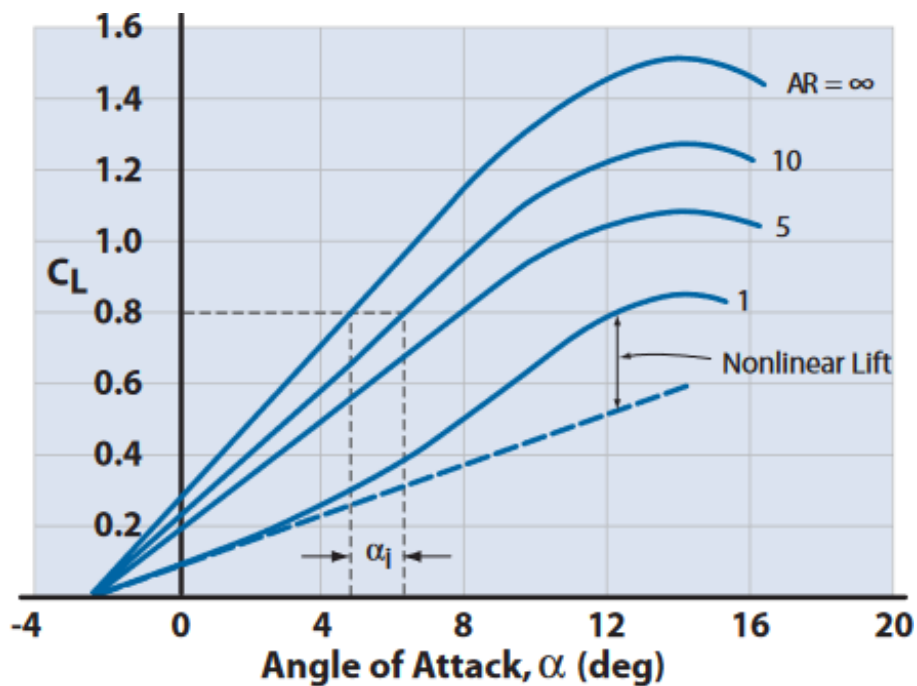


Figura 2.20. Relación entre alargamiento y efecto de punta de ala en el coeficiente de sustentación para un ala de perfil alar NACA 65-410. Fuente: Nicolai y Carichner 2010.

Cuando se realiza un estudio aerodinámico del comportamiento de un ala en concreto, es decir, se han fijado todas las características geométricas de esta, los resultados obtenidos mediante estudios experimentales en un túnel de viento o en programas CFD ya tienen en cuenta el efecto de punta de ala. Sin embargo, si se realiza un estudio para la determinación de los coeficientes aerodinámicos de un perfil alar, con cualquiera de los dos métodos anteriormente mencionados, se realizará de tal forma que no aparezca este efecto puesto que la forma del ala no está definida. Esto provoca, como ya se ha indicado, que los valores de los coeficientes obtenidos en el análisis bidimensional sean superiores a los que se van a obtener una vez que se decida cuál será la forma del ala. En este caso, es necesaria una forma de relacionar los coeficientes bidimensionales con los que se obtendrían tridimensionalmente (Çengel y Cimbala 2006).

En alas donde el ángulo inducido se supone lo suficientemente pequeño como para asumir que la tangente de dicho ángulo es igual al ángulo, se puede utilizar el siguiente modelo propuesto por el libro *Aerodinámica y actuaciones del avión* (Carmona 2002) y por la NASA (National Aeronautics and Space Administration) en su página web:

$$\alpha_i = \frac{C_L}{\pi \cdot AR \cdot e} \quad (16)$$

$$C_{DM} = C_D + \frac{C_L^2}{\pi \cdot AR \cdot e} \quad (17)$$

$$C_{LM} = \frac{C_L}{1 + \frac{C_L}{\pi \cdot AR}} \quad (18)$$

Donde C_L y C_D son los valores de los coeficientes aerodinámicos del perfil alar, C_{LM} y C_{DM} son los valores de los coeficientes aerodinámicos corregidos por el modelo para el caso tridimensional, y e es el factor de eficiencia o factor de Oswald. Este factor está relacionado con la morfología de la superficie alar, siendo unitario en el caso de alas elípticas. En alas rectangulares el factor de Oswald es 0,7.

Existen otros modelos donde utilizan otro tipo de factores para calcular el ángulo inducido y corregir el coeficiente de arrastre. Uno de ellos, recogido en el libro *Fundamentals aircraft and airship design* (Nicolai y Carichner 2010), se muestra a continuación:

$$\alpha_i = \frac{C_L}{\pi \cdot AR} \cdot (1 + \tau) \quad (19)$$

$$C_{DM} = C_D + \frac{C_L^2}{\pi \cdot AR} \cdot (1 + \delta) \quad (20)$$

Donde los coeficientes τ y δ son función del alargamiento y del estrechamiento. Un ejemplo de las gráficas que se utilizan para determinar estos coeficientes se puede ver en la figura 2.21.

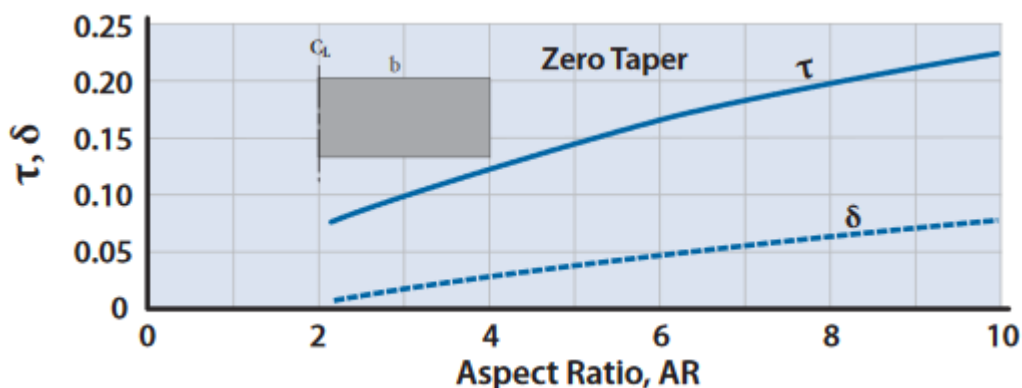


Figura 2.21. Factores de corrección para un ala sin estrechamiento (rectangular) en función de AR. Fuente: Nicolai y Carichner 2010.

2.5 Viento en la navegación

En este apartado se va a analizar brevemente de qué manera afecta el viento en la navegación, es decir, cuál es su intensidad y su dirección.

2.5.1 Escala de Beaufort

La escala de Beaufort es una división de las diferentes velocidades de viento en función de las condiciones meteorológicas en el mar. Esta división, que se encuentra recogida en una tabla disponible en la página web de la AEMET (Agencia estatal de meteorología), se muestra en la tabla 2.1.

Cifra	Nombre	Velocidad		Efectos del viento en alta mar
		Nudos	m/s	
0	Calma	1	0-0.2	Mar como un espejo
1	Ventolina	1-3	0.3-1.5	Rizos como escamas de pescado, pero sin espuma
2	Flojito	4-6	1.6-3.3	Pequeñas olas, crestas de apariencia vítrea, sin romperse
3	Flojo	7-10	3.4-5.4	Pequeñas olas, crestas rompientes, espuma de aspecto vítreo aislados vellones de espuma
4	Bonancible-Moderado	11-16	5.5-7.9	Pequeñas olas creciendo, cabrilleo numeroso y frecuente de las olas
5	Fresquito	17-21	8.0-10.7	Olas medianas alargadas, cabrilleo (con salpicaduras)
6	Fresco	22-27	10.8-13.8	Se forman olas grandes, crestas de espuma blanca (salpicaduras frecuentes)
7	Frescachón	28-33	13.9-17.1	El mar crece; la espuma blanca que proviene de las olas es arrastrada por el viento
8	Temporal	34-40	17.2-20.7	Olas de altura media y más alargadas, del borde superior de sus crestas comienzan a destacarse torbellinos de salpicaduras
9	Temporal fuerte	41-47	20.8-24.4	Grandes olas, espesas estelas de espuma a lo largo del viento, las crestas de las olas se rompen en rollos, las salpicaduras pueden reducir la visibilidad
10	Temporal duro	48-55	24.5-28.4	Olas muy grandes con largas crestas en penachos, la espuma se aglomera en grandes bancos y es llevada por el viento en espesas estelas blancas en conjunto la superficie esta blanca, la visibilidad esta reducida
11	Temporal muy duro	65-63	28.5-32.6	Olas de altura excepcional, (pueden perderse de vista tras ellas barcos de tonelaje pequeño y medio), mar cubierta de espuma, la visibilidad esta reducida
12	Temporal huracanado	Más de 64	Más de 32.7	Aire lleno de espuma, salpicaduras, mar cubierto de espuma visibilidad muy reducida

Tabla 2.1. Escala de Beaufort. Fuente: AEMET.

Para facilitar la comprensión de esta tabla, en la figura 2.22 se presenta un resumen visual de los diferentes niveles de la escala de Beaufort.

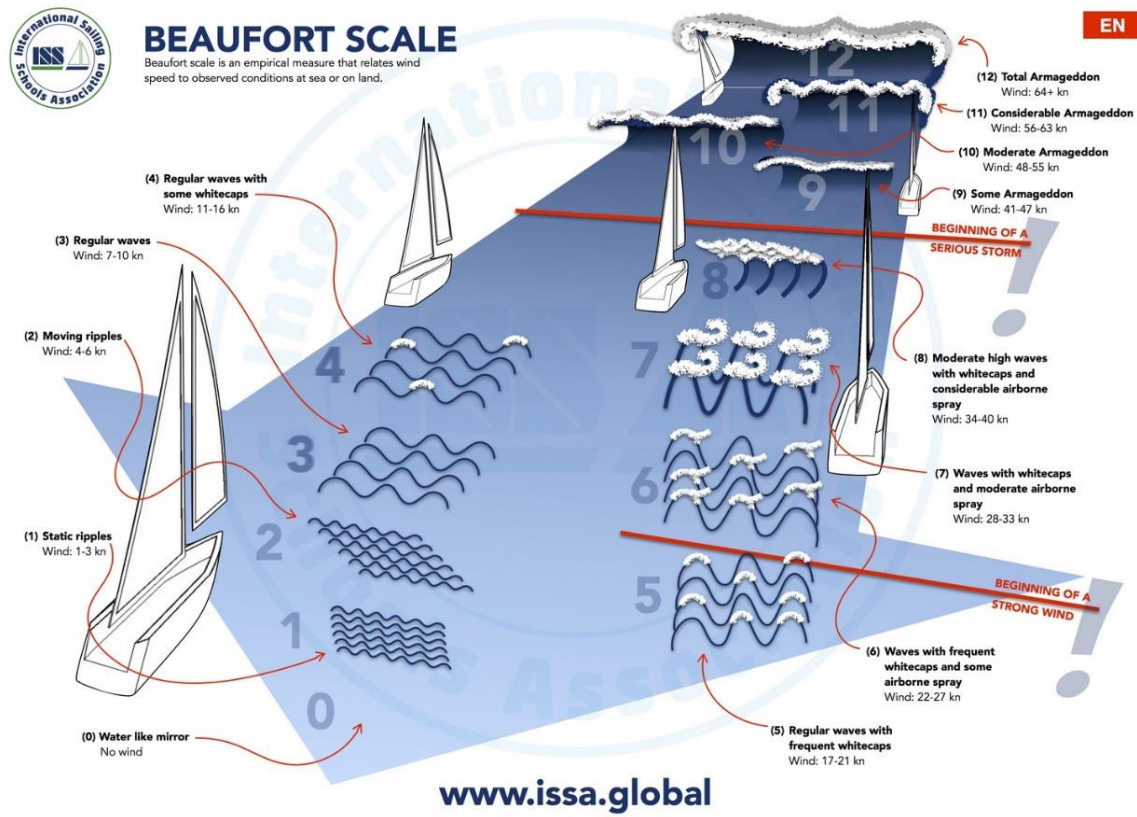


Figura 2.22. Escala gráfica de Beaufort. Fuente issa.global.

Como se puede observar tanto en la tabla 2.1 como en la figura 2.22, hasta el nivel 5 de la escala de Beaufort las condiciones climatológicas son favorables para poder navegar mediante propulsión eólica. A partir de ese punto, las condiciones meteorológicas se hacen adversas aumentando el tamaño de las olas y con vientos propios de una tormenta. Por lo tanto, la condición más favorable para la vela rígida sin incurrir en problemas derivados de las tormentas es trabajar en nivel 5, es decir, trabajar con un viento con una velocidad de entre 8 y 10,7m/s. Para la realización de este proyecto se ha decidido estar del lado de la seguridad trabajando con una velocidad de viento de 8 m/s.

2.5.2 Viento aparente

El viento aparente en una embarcación se puede definir como el viento que un observador percibe si se encuentra dentro de ella. Este viento presenta una gran importancia a la hora de conocer las velocidades y direcciones de viento que realmente afectan a un sistema de propulsión eólico instalado en una embarcación, como es el caso de la vela rígida (Colomar Lix 2012).

Cuando una embarcación navega a cierta velocidad, un observador que se encuentre dentro de ella experimentará un flujo de aire cuyo vector velocidad será de la misma magnitud y dirección que la velocidad de la embarcación, pero de sentido contrario. Es decir, para ese observador sería como si el barco estuviera parado y recibiera una velocidad de viento equivalente a la velocidad que este lleve en ese momento. A este vector de viento se denominará velocidad del viento producido por la embarcación, \vec{V}_E . Además de este flujo de aire, hay que añadir el vector de viento verdadero, \vec{V}_V , que es el flujo de viento que se produce en la atmosfera debido a fenómenos naturales. La suma vectorial de ambas velocidades dará lugar al viento aparente.

$$\vec{V}_A = \vec{V}_E + \vec{V}_V \quad (21)$$

La distribución espacial de estos vectores se representa en la figura 2.23. En ella se puede ver que el vector de viento de la embarcación se encuentra en la dirección de avance de la embarcación. El vector de viento verdadero, por su parte, forma un ángulo φ respecto a dicha dirección de avance, mientras que el viento aparente forma un ángulo γ .

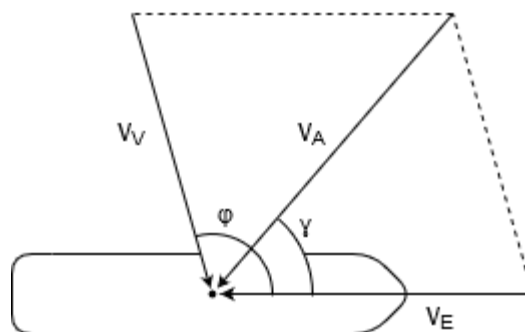


Figura 2.23. Diagrama de vientos en una embarcación.

Aplicando el teorema del coseno se puede obtener fácilmente cuál es la magnitud de la velocidad de viento aparente (ecuación 22). Una vez conocido el valor del viento aparente se puede obtener el ángulo de incidencia del viento aparente (ecuación 23).

$$V_A = \sqrt{V_E^2 + V_V^2 + 2 \cdot V_E \cdot V_V \cdot \cos(\varphi)} \quad (22)$$

$$\gamma = \arccos\left(\frac{V_V \cdot \cos(\varphi) + V_E}{V_A}\right) \quad (23)$$

Para analizar cómo afectan las diferentes combinaciones entre las velocidades de viento verdadero y la velocidad del buque en el comportamiento de la velocidad del viento aparente, se ha realizado un sencillo programa en Matlab en el que se han programado estas funciones.

En este estudio se ha supuesto que la velocidad de viento verdadero se mantiene constante presentando un valor de 8 m/s. Una vez fijada dicha velocidad de viento, existen cuatro posibilidades: i) que la velocidad del buque sea cero, ii) que la velocidad del buque sea menor que la velocidad del viento verdadero sin llegar a ser cero, iii) que la velocidad del buque coincida con la velocidad del viento verdadero o, finalmente, iv) que la velocidad del buque sea mayor que la del viento verdadero. Para cada uno de estos casos, se ha calculado el módulo y la dirección del viento aparente en función de las diferentes direcciones de viento verdadero. El resultado del estudio se puede observar en la figura 2.24.

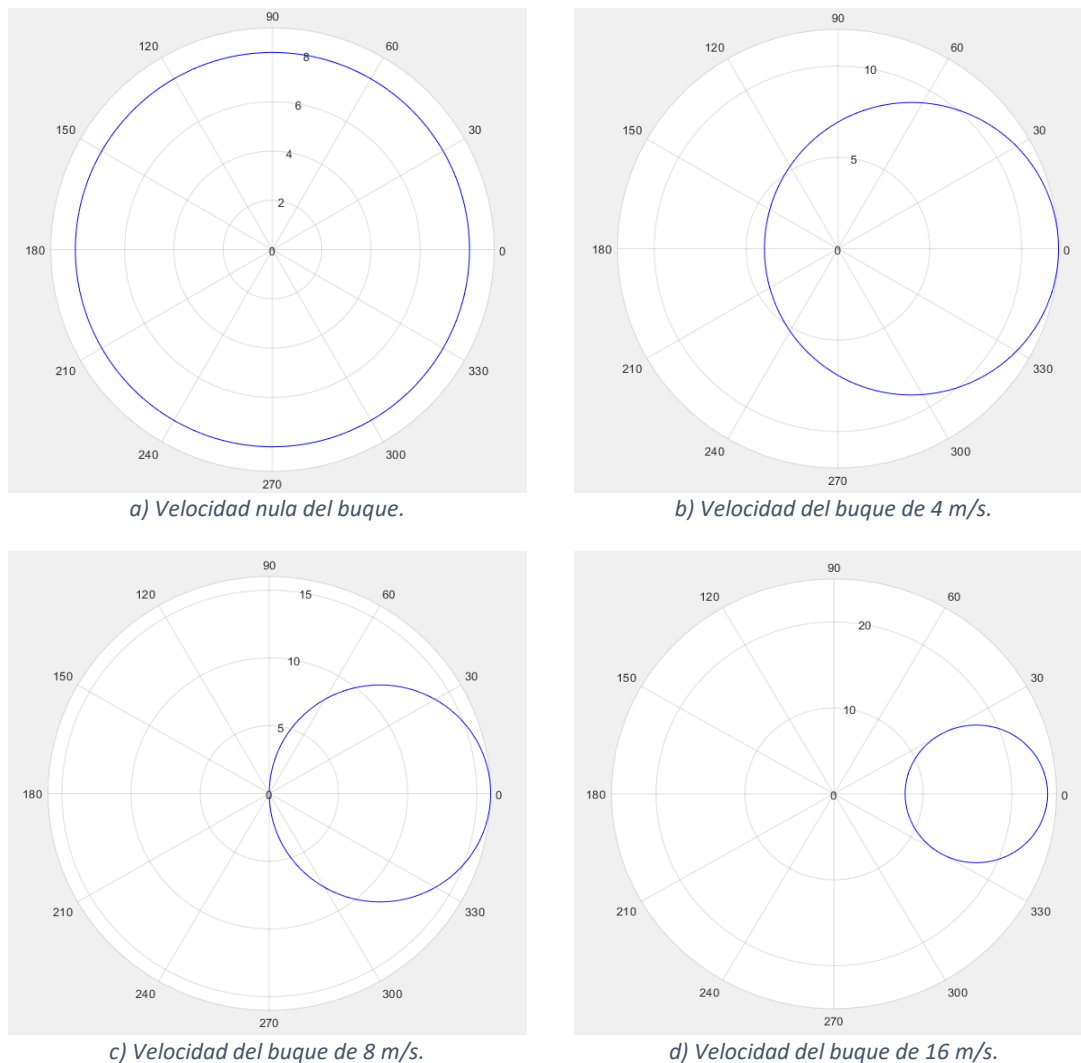


Figura 2.24. Magnitud de la velocidad del viento aparente en función del ángulo de incidencia γ .

En el primer caso, velocidad nula de la embarcación (ver figura 2.24a), la velocidad del viento aparente coincide con la velocidad de viento verdadero y, por tanto, el valor de velocidad aparente permanece constante para todo ángulo de incidencia γ . Cuando la velocidad de la embarcación alcanza la mitad de la velocidad del viento verdadero, la distribución de velocidades aparentes se hace asimétrica siendo superior en la zona frontal. La velocidad máxima alcanzada en este caso es de 12 m/s, para un ángulo de incidencia de 0° , y disminuye progresivamente hasta los 4 m/s, como se puede observar en la figura 2.24b. En el caso en el cual las velocidades de avance de la embarcación y del viento verdadero coinciden, solo existirían velocidades de viento aparentes en la parte frontal del barco, es decir, en los primeros 90° de cada costado de la embarcación, alcanzando un máximo de 16 m/s (véase figura 2.24c).

Finalmente, en el caso de que la velocidad del buque sea superior a la del viento verdadero, el rango de incidencia sería más reducido a medida que la diferencia sea mayor. En el caso particular analizado en la figura 2.24d, cuando la velocidad de la embarcación duplica la velocidad de viento verdadero, el ángulo de incidencia máximo en cada costado es de 30° . Como se puede observar, para un mismo ángulo de incidencia γ se obtienen dos magnitudes de velocidad de viento. La mayor corresponde con ángulos de incidencia de velocidades verdaderas (φ) menores de 90° , es decir, corresponde con velocidades verdaderas de viento con incidencia en la parte frontal del buque. Las magnitudes menores, por su parte, son debidas a ángulos de incidencia mayores de 90° .

En resumen, la distribución de viento aparente respecto a su ángulo de incidencia es homogénea en el caso en el cual el buque se encuentre en reposo. A medida que este aumenta su velocidad, la velocidad de viento aparente se va haciendo cada vez mayor en la parte frontal del barco (proa) y va disminuyendo en la parte trasera del barco (popa), hasta alcanzar una velocidad nula cuando el barco navega a la misma velocidad que fluye el viento verdadero. A partir de ese momento, dejan de existir velocidades aparentes de viento en la parte trasera, siendo el ángulo de incidencia de velocidades aparentes disponible cada vez más pequeño, situándose este en la parte más frontal.

Este fenómeno limita la velocidad que puede alcanzar un buque impulsado por sistemas de propulsión eólicos a una velocidad aproximada o inferior a la velocidad del aire en ese momento en concreto y, además, limita la ruta por la que este puede navegar. Es por ello por lo que es importante estudiar las condiciones de viento de la ruta a trazar y la velocidad máxima que puede llevar la embarcación. Si no se tienen en cuenta estos dos factores, el impulso que se pueda generar mediante estos sistemas auxiliares será menor, haciendo que el ahorro de combustible no sea el idóneo. La necesidad de trazar una ruta teniendo en cuenta los vientos y limitar la velocidad que puede alcanzar el buque, son unas de las principales limitaciones de este tipo de sistemas de propulsión.

3 Proceso de diseño y optimización de la vela

En este bloque se abordarán las diferentes etapas realizadas para poder llevar a cabo el estudio. Para ello, se ha dividido este bloque en cuatro apartados en los cuales se indicarán los perfiles seleccionados para realizar el estudio, las condiciones iniciales del estudio, los métodos utilizados para determinar los coeficientes aerodinámicos de los perfiles y, finalmente, se analizarán las fuerzas de empuje obtenidas y los rendimientos asociados.

3.1 Perfiles aerodinámicos seleccionados

Como se indicó en el apartado de perfiles aerodinámicos del bloque dos, la familia de perfiles seleccionada para realizar el estudio es la serie NACA de cuatro dígitos simétrica. Esta serie presenta una geometría fácil de trazar en función de un único parámetro, su grosor. El uso de estos perfiles en aviación se realiza con grosores relativamente pequeños, de entorno al 12% de grosor respecto a la cuerda, para conseguir buenos valores de sustentación. Si se aumenta en exceso el grosor del perfil, un grosor de un 30% aproximadamente, este presentará valores de resistencia elevados y valores de sustentación menores a los perfiles con menor grosor. Si, por el contrario, se disminuye el grosor de los perfiles por debajo del 8%, el valor de sustentación también disminuye acercándose al propio de una placa plana. En cualquiera de estos dos casos, los perfiles dejan de ser interesantes para su uso en las velas rígidas, ya que, si bien es cierto que la combinación de las fuerzas de sustentación y resistencia son las responsables del empuje, a diferencia de la aviación en la que interesa únicamente maximizar la sustentación, la sustentación en el caso de la vela va a presentar una mayor relevancia en gran parte de los posibles ángulos de incidencia del viento. Por lo tanto, los perfiles a seleccionar deben de estar comprendidos en ese intervalo, prestando especial atención a los perfiles seleccionados, en primer lugar, por la universidad de Southampton en su estudio elaborado en el año 2010 (Burden et al. 2009) y, en segundo lugar, por la empresa española Bound4Blue (Bound4Blue 2020). Estos perfiles son los NACA 0015 y NACA 0025, respectivamente.

Para este estudio se han seleccionado los perfiles pares desde el NACA 0010 hasta el NACA 0022 y se han incluido los dos perfiles anteriormente mencionados. Además, se ha añadido el NACA 0017 para tener una mayor información en la parte central del intervalo de estudio. Todos los perfiles utilizados se encuentran recogidos en la tabla 3.1 y se muestran en la figura 3.1.

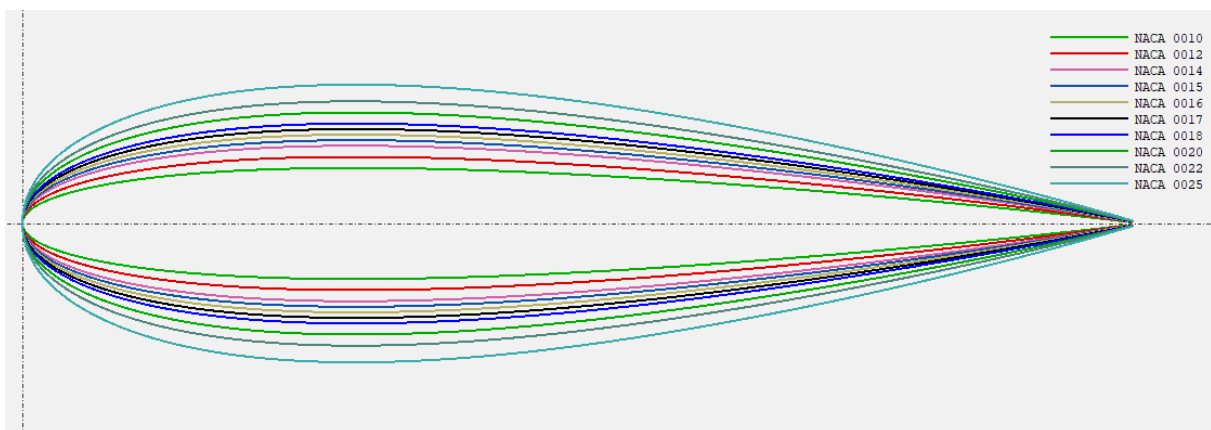


Figura 3.1. Perfiles estudiados representados en XFLR5.

Número	Perfil	Grosor
1	NACA 0010	10%
2	NACA 0012	12%
3	NACA 0014	14%
4	NACA 0015	15%
5	NACA 0016	16%
6	NACA 0017	17%
7	NACA 0018	18%
8	NACA 0020	20%

Tabla 3.1. Relación de perfiles estudiados numerados.

3.2 Condiciones iniciales del estudio.

Una vez determinados cuales son los perfiles alares que se van a analizar, es necesario determinar cuáles son las condiciones del estudio. Para ello, se debe abordar el intervalo del ángulo de ataque a estudiar y las condiciones de trabajo a las que va a estar sometida la vela.

Los coeficientes aerodinámicos en las condiciones en las que va a trabajar nuestra vela dependen fundamentalmente del ángulo de ataque, como se estudió en el bloque anterior. Por lo tanto, es muy importante determinar el rango de ángulos de ataque en el que puede trabajar nuestra vela.

Una vela, a diferencia de un perfil alar para aviación, debe de ir adaptando el ángulo de ataque en función del ángulo de incidencia del viento aparente en cada momento para poder maximizar la fuerza de empuje en dicho instante. Por lo tanto, no tendría sentido analizar únicamente los ángulos de ataque hasta el punto de pérdida, ya que la fuerza aerodinámica predominante en ese rango sería la fuerza de sustentación. Es necesario, por tanto, estudiar la vela más allá de dicho ángulo, situación donde la contribución de la fuerza de arrastre va haciéndose mayor hasta alcanzar su máximo a 90°. Además, hay que tener en cuenta que la vela es simétrica y, en consecuencia, el comportamiento del perfil para ángulos de ataque positivos y negativos es el mismo. Este hecho permite reducir el intervalo de ángulos a estudiar. Teniendo en cuenta estos dos fenómenos, el rango de estudio fijado para ángulos de ataque varía desde 0° hasta 90°.

En lo que respecta a las condiciones de trabajo de la vela, hay que tener en cuenta la velocidad aparente que incide sobre ella. Para poder determinar dicha velocidad, como se comentó en el apartado de viento aparente, es necesario precisar tanto la velocidad del viento verdadero como la velocidad de la embarcación.

En el apartado de la escala de Beaufort se indicó que la velocidad de viento verdadero más favorable para la impulsión de la embarcación mediante sistemas de propulsión eólicos, sin comprometer la seguridad de esta y de sus tripulantes, resulta ser de 8 m/s.

La velocidad de la embarcación, por su parte, es más difícil de determinar si se tiene en cuenta que este trabajo tiene como objetivo facilitar en la medida de lo posible la optimización de un sistema de propulsión eólico para cualquier tipo de embarcación. Este es el motivo por el cual se supondrá que la velocidad de la embarcación es lo suficientemente pequeña frente a la velocidad verdadera como para que esta pueda ser despreciada. En estas condiciones, la velocidad relativa actúa de forma homogénea en todos los ángulos de incidencia del barco, siendo su magnitud 8 m/s como en el caso indicado en la figura 2.24a.

3.3 Métodos para la obtención de los coeficientes aerodinámicos.

Existen dos formas de obtener los coeficientes aerodinámicos de un perfil, mediante un estudio experimental, utilizando túneles de viento o modelos experimentales propuestos en base a estudios realizados en condiciones reales, o, alternativamente, mediante programas de dinámica de fluidos computacional (CFD).

3.3.1 Programas CFD

La dinámica de fluidos computacional es una parte de la ciencia dentro de la fluidomecánica encargada de estudiar el comportamiento de los fluidos mediante la aplicación de métodos numéricos. La herramienta de software que lleva a cabo el análisis de los fluidos se denomina programa CFD.

En el campo de los programas de dinámica de fluidos computacional existen dos grandes tipos. Por una parte, los programas de propósito general, como SolidWorks FlowSimulation o Ansys, entre otros. Por otra parte, los programas específicos que están diseñados exclusivamente para el análisis CFD (e.g., no suelen incluir módulos de generación o modificación de la geometría 3D).

Para elaborar este trabajo, en primer lugar, se utilizó el programa CFD de propósito general SolidWorks FlowSimulation 2018 para realizar el estudio fluidomecánico de los perfiles. Antes de realizar el análisis de todos los perfiles se llevó a cabo una prueba de calibración del programa cotejando los resultados de los coeficientes de sustentación y resistencia obtenidos en el programa con los datos disponibles del repositorio web de perfiles alares "airfoiltools.com". Para ello se utilizó el perfil NACA 0012 debido a la disponibilidad de sus datos en este repositorio web.

Una vez localizados los datos con los que comparar, se procedió a realizar el diseño CAD del perfil mediante el programa SolidWorks. En primer lugar se dibujó la geometría del perfil alar introduciendo la ecuación que describe su comportamiento (véase ecuación 1) mediante la herramienta "curva conducida por ecuación" y, posteriormente, se realizó una extrusión del perfil de un metro. El resultado es un ala con superficie alar unitaria de 1 m^2 que está geoméricamente definida por un perfil NACA 0012 como se puede observar en la figura 3.2.

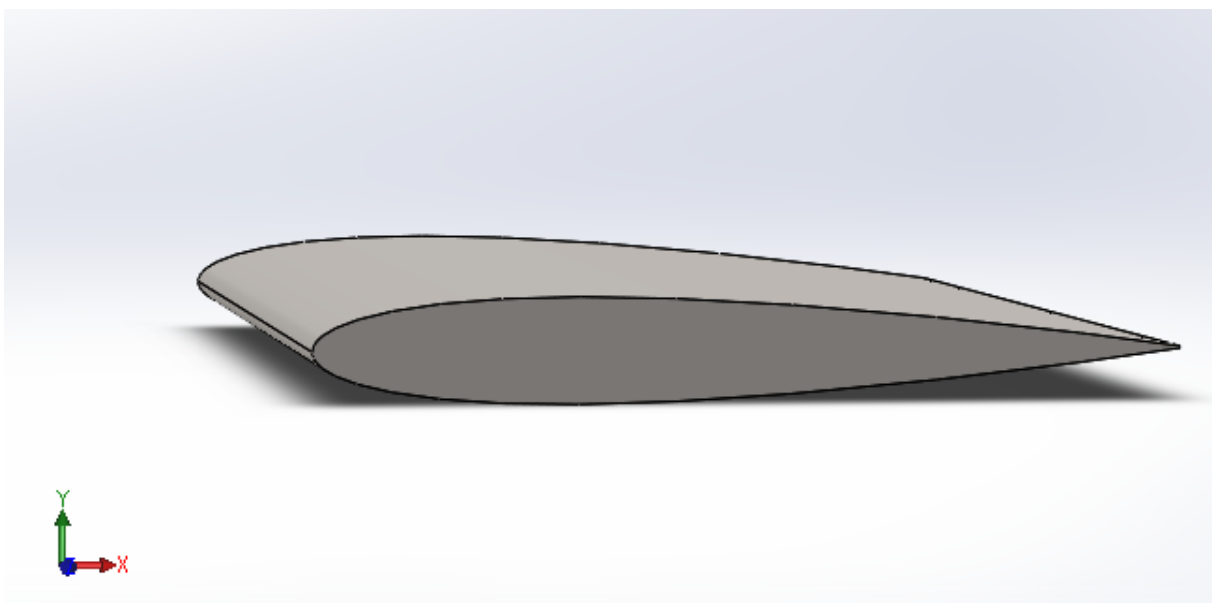


Figura 3.2. Perfil alar NACA 0012 en SolidWorks.

Posteriormente, mediante una tabla de diseño se crearon diferentes escenarios donde en cada uno se definió un ángulo de ataque diferente desde 0° hasta 45°. Cuatro de estos escenarios se pueden observar en la figura 3.3.

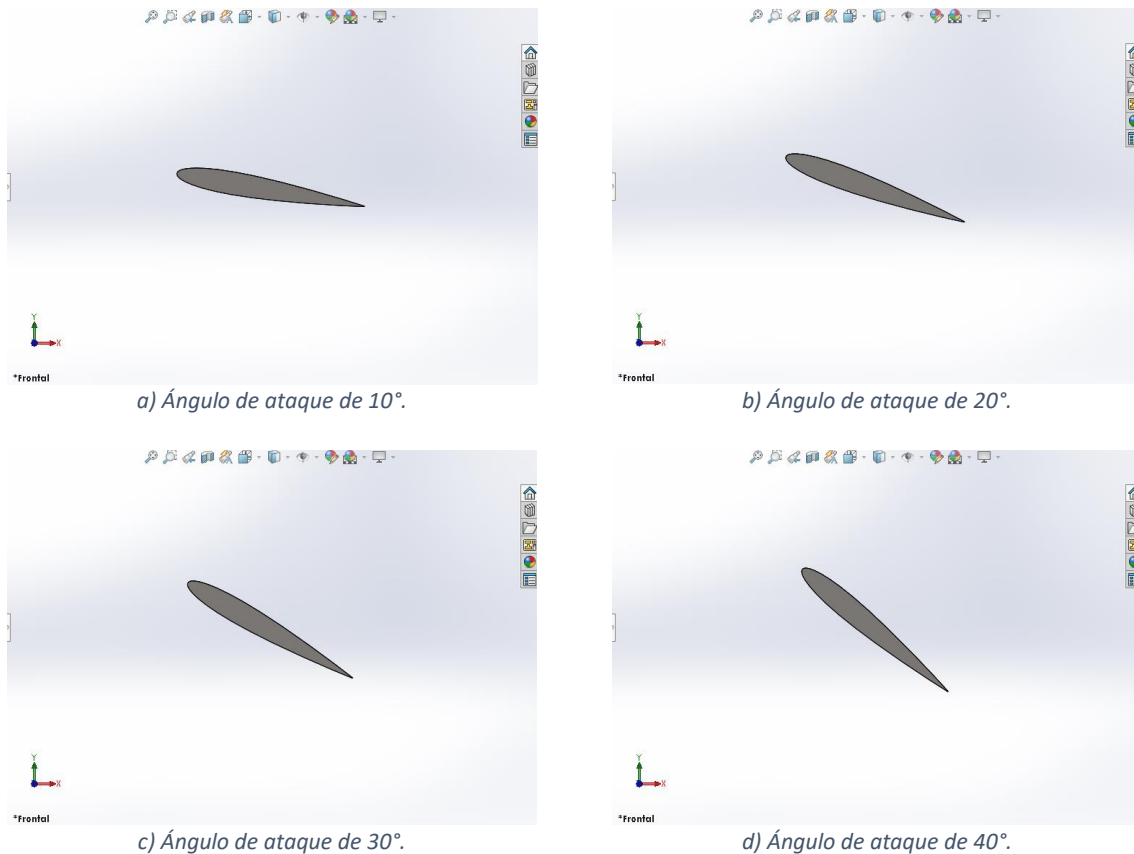


Figura 3.3. Escenarios para el análisis fluidomecánico en SolidWorks de un perfil NACA 0012.

Una vez elaborados todos los escenarios, se llevó cada uno de los escenarios a FlowSimulation donde se realizó el análisis fluidomecánico del ala. Mediante la herramienta “Wizard” se le indicó al programa que se trata de un análisis externo donde el fluido es el aire, con unas condiciones termodinámicas de presión igual a la atmosférica y temperatura de 20°C. Además, se introdujo una velocidad del fluido de 8 m/s en la dirección del eje X y se mantuvo el modelo de turbulencia y sus parámetros por defecto.

Después, se definió el dominio computacional teniendo en cuenta que, para evitar los problemas causados por los efectos de punta de ala, es necesario que este se ajuste al ancho del ala. Posteriormente se indicaron los objetivos del análisis. En los objetivos globales se marcaron la fuerza en la dirección del eje Y, la fuerza de sustentación, y la fuerza en la dirección del eje X, la fuerza de resistencia. También se introdujeron las ecuaciones para el cálculo de los coeficientes aerodinámicos, ecuaciones 12 y 13, en los objetivos sujetos a una ecuación. En estas ecuaciones se añadieron los objetivos globales definidos anteriormente, es decir, las fuerzas que calcula el programa, y se fijaron las variables de velocidad, densidad del aire y superficie alar, indicadas en la tabla 3.2.

Variables de entrada	
Velocidad del viento	8 m/s
Densidad del aire	1,225 kg/m ³ a 15°C
Superficie alar	1 m ²

Tabla 3.2. Tabla de variables para el análisis CFD.

Finalmente, se definió un mallado general uniforme de nivel 3 y se añadieron tres mallados locales localizados en el borde de ataque y el borde de salida, en la superficie del extradós y, finalmente, en la superficie del intradós (figura 3.4).

El mallado de ambos bordes lleva un refinamiento avanzado con un nivel de curvatura 4. Los otros dos mallados locales presentan un nivel de refinamiento de las celdas en la frontera fluido-sólido de 3. Este mallado, que es el más fino posible capaz de ser procesado en el ordenador con el que se han realizado los ensayos, se puede visualizar en la figura 3.4.

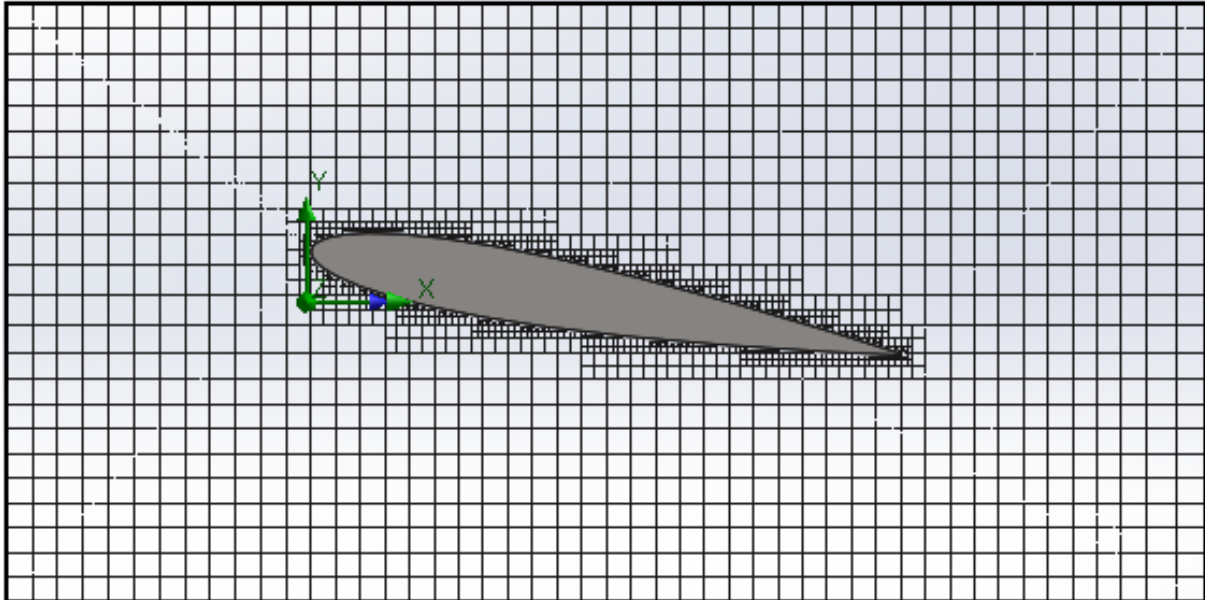


Figura 3.4. Mallado para análisis del perfil NACA 0012 con un ángulo de ataque de 10°.

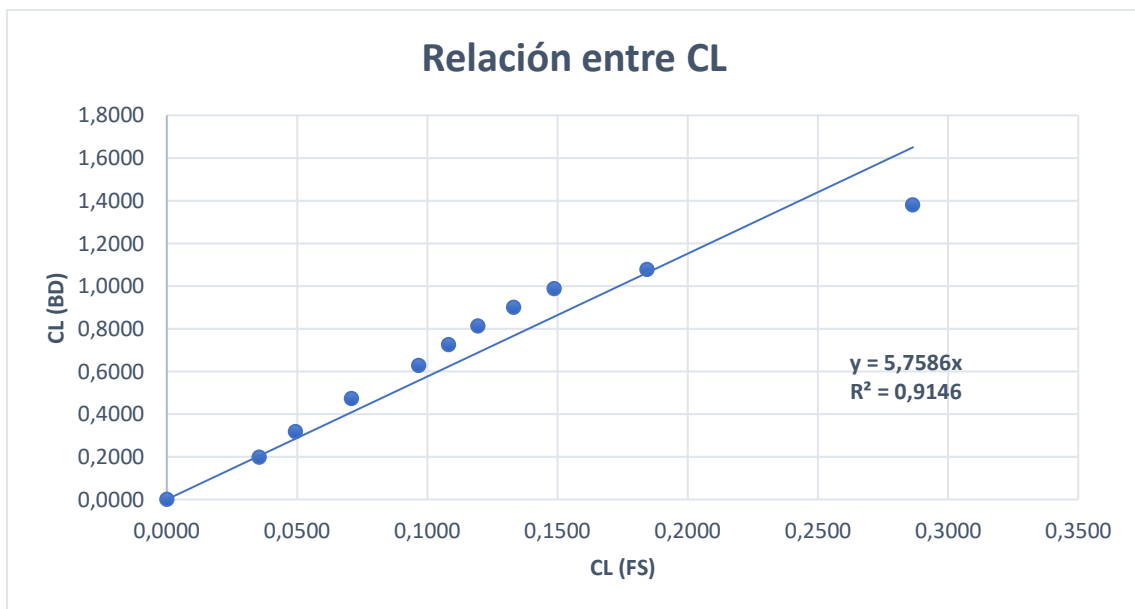
Una vez definidos todos los parámetros, se ejecutaron los escenarios para ángulos de ataque (AoA) desde cero hasta diez grados y, además, se incluyó el ángulo de quince grados, obteniéndose los resultados que se pueden observar en la tabla 3.3. El tiempo de ejecución fue de casi veinte minutos para cada escenario, por lo que el tiempo de ejecución total del bloque de escenarios propuestos para la prueba de calibración fue de 3 horas y 40 minutos.

AoA (°)	FlowSimulation		Base de datos	
	Cl	Cd	Cl	Cd
0	0,0000	0,0117	0,0000	0,0069
2	0,0356	0,0136	0,1965	0,0086
3	0,0496	0,0156	0,3172	0,0094
4	0,0709	0,0183	0,4714	0,0103
5	0,0968	0,0161	0,6282	0,0112
6	0,1082	0,0211	0,7244	0,0120
7	0,1196	0,0296	0,8120	0,0130
8	0,1333	0,0340	0,8995	0,0141
9	0,1488	0,0378	0,9872	0,0155
10	0,1844	0,0396	1,0759	0,0172
15	0,2865	0,0912	1,3787	0,0341

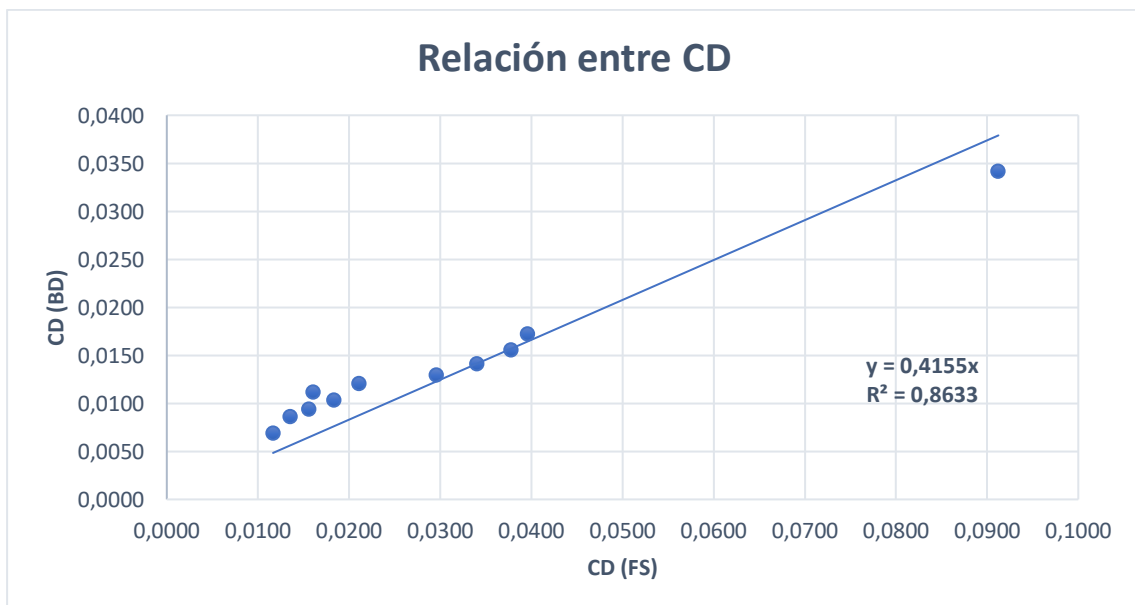
Tabla 3.3. Coeficientes aerodinámicos obtenidos mediante FlowSimulation y la base de datos airfoiltools.com.

Como se puede observar en la tabla de resultados de los análisis, tabla 3.3, los resultados obtenidos mediante el programa CFD de SolidWorks son muy inferiores para el caso de los coeficientes de sustentación y superiores en el caso de los coeficientes de arrastre. La relación entre los coeficientes obtenidos mediante FlowSimulation y la base de datos airfoiltools se muestra en la figura 3.5.

Como se puede visualizar, los datos obtenidos en el coeficiente de sustentación mediante el programa CFD son casi seis veces más pequeños que los datos proporcionados por *airfoiltools*, como se puede apreciar en la figura 3.5a. En el caso de los coeficientes de arrastre el programa arroja unos resultados casi dos veces y media más elevados que los reales como se puede observar en la figura 3.5b.



a) Correlación entre los coeficientes de sustentación calculados con FlowSimulation (eje horizontal) y los obtenidos en la base de datos airfoiltools.com (eje vertical).



b) Correlación entre los coeficientes de arrastre calculados con FlowSimulation (eje horizontal) y los obtenidos en la base de datos airfoiltools.com (eje vertical).

Figura 3.5. Relación entre los coeficientes aerodinámicos de la base de datos airfoiltools.com frente a los obtenidos mediante FlowSimulation.

Una vez determinado que los datos que generaba el programa SW2018 FlowSimulation eran manifiestamente incorrectos, se procedió a realizar diferentes pruebas cambiando el tipo de mallado, condiciones iniciales y modificando los modelos de turbulencia para intentar conseguir datos más fiables. Después de realizar diversas pruebas los resultados obtenidos siguieron sin ser satisfactorios, estando estos muy próximos a los datos obtenidos en el primer ensayo.

Estos datos tan alejados de los valores reales pueden ser debidos a multitud de factores. Sin embargo, lo más probable es que estos estén motivados por una baja fiabilidad de los modelos de turbulencia implementados en FlowSimulation (modelo intensidad longitud y modelo $k - \epsilon$) en este caso en concreto. Estos modelos de turbulencia son aplicados para cualquier caso a analizar lo que implica que existan casos en los que el programa ofrezca unos datos muy fiables y otros casos donde el programa no sea capaz de trabajar correctamente.

Debido a la pobre exactitud de los datos, acompañado de tiempos de cálculo muy elevados (unos 20 minutos por escenario y perfil), recomiendan evitar el uso de este software para obtener los datos de los coeficientes aerodinámicos. Es por ello por lo que se ha optado por utilizar un programa CFD más específico del sector aeronáutico como es XFLR5 (<http://www.xflr5.tech/xflr5.htm>).

Programa XFLR5

El programa XFLR5 es un software desarrollado en C++ para el cálculo CFD especializado en análisis de perfiles alares y aeronaves. Este programa basa su algoritmo de cálculo en el programa desarrollado por Mark Drela y Harold Youngren en el instituto tecnológico de Massachusetts (MIT) en 1980 denominado XFOIL (Subsonic airfoil development system), un programa de cálculo CFD de código abierto de perfiles alares subsónicos desarrollado en Fortran. Tanto XFLR5 como su antecesor XFOIL son programas ampliamente utilizados para el cálculo de los coeficientes aerodinámicos en perfiles alares.

La interfaz general del programa se muestra en la figura 3.6. Como se puede observar, el programa presenta un gráfico central en el que se muestran las geometrías de los perfiles introducidos y un listado con sus características geométricas en la parte inferior, además de un pequeño menú en la parte superior.

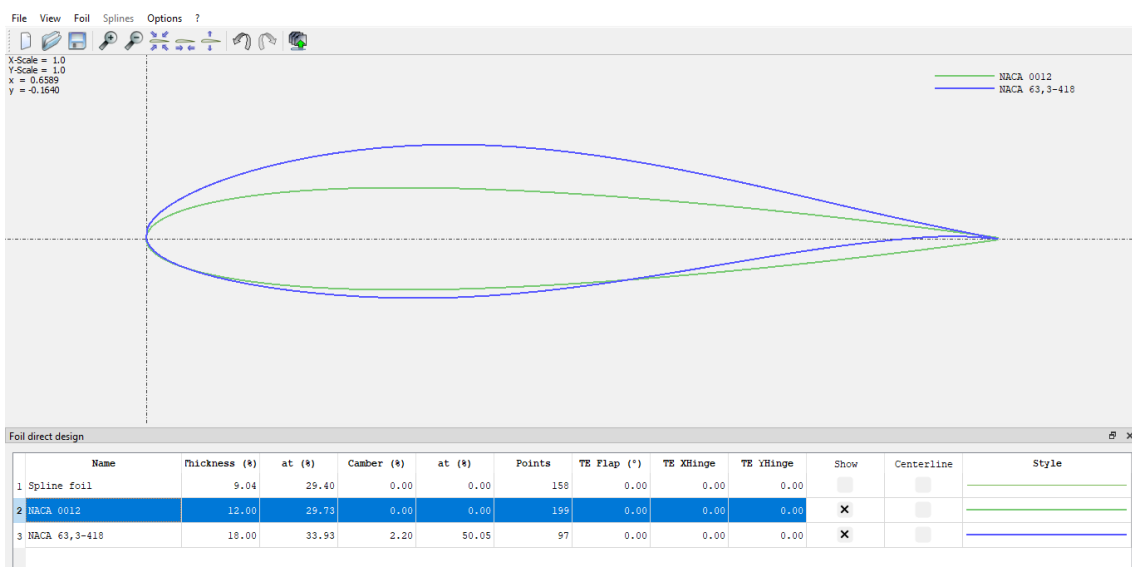


Figura 3.6. Interfaz principal de XFLR5.

Para poder elaborar el análisis de un perfil en este programa, en primer lugar es necesario definir la geometría del perfil. Existen dos maneras de insertar la geometría: i) mediante el asistente de XFLR5, o ii) introduciendo los datos de los diferentes puntos que componen el perfil mediante un archivo *.dat*.

El asistente del programa permite introducir fácilmente perfiles NACA de 4 o 5 dígitos. Para ello se debe entrar en el apartado *Foil* y seleccionar *Naca foils* como se puede observar en la figura 3.7. Una vez se ha realizado esta operación se generará una ventana en la cual se indica el perfil a introducir y el número de puntos en los que se divide este. Hay que tener en cuenta que una división con un mayor número de puntos mejorará el cálculo de los coeficientes. Este es el método seguido para introducir todos los perfiles de la serie NACA de cuatro dígitos a estudiar que se encuentran recogidos en el apartado de *perfiles aerodinámicos seleccionados*.

Si el perfil a estudiar no pertenece a la familia NACA de 4 o 5 dígitos, este se deberá introducir mediante un archivo *.dat* previamente descargado de una base de datos. En este caso, simplemente hay que abrir el archivo desde el programa y automáticamente aparecerá el perfil deseado en el centro de la pantalla.

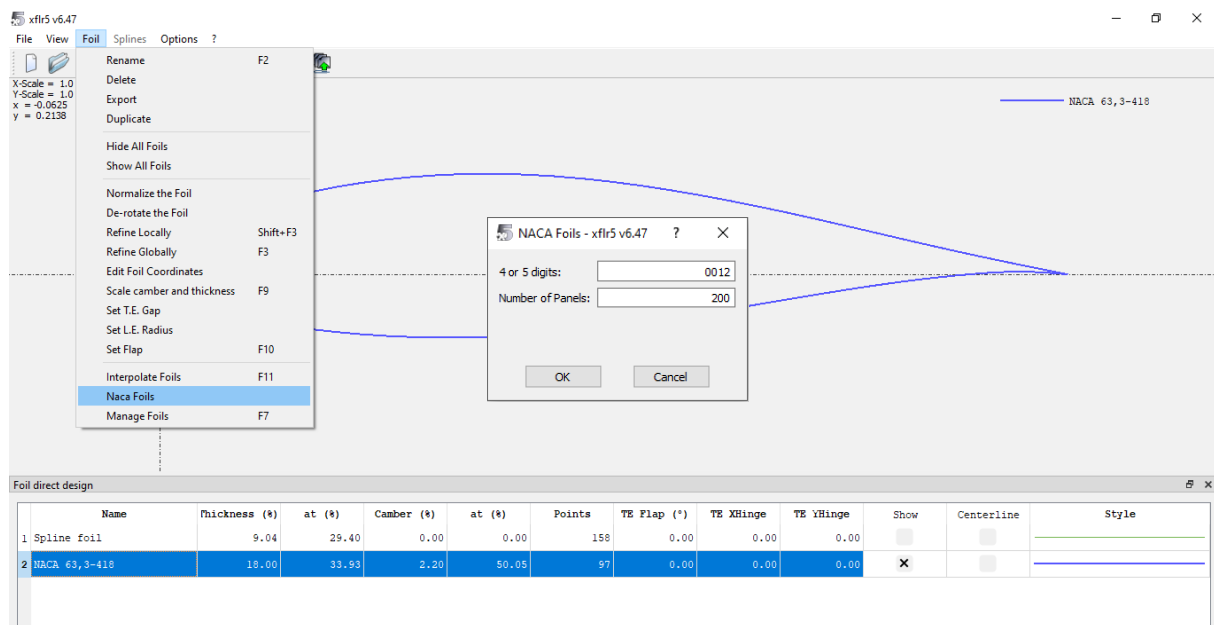


Figura 3.7. Asistente de perfiles de XFLR5.

Una vez introducidos los perfiles a estudiar se debe acudir a la pestaña de análisis. Para ello, hay que entrar en el apartado *file* y se debe seleccionar *XFoil Direct Analysis*. Una vez dentro de este módulo se mostrará una interfaz como la indicada en la figura 3.8. En el centro de esta se puede ver la gráfica de C_p acompañada en su parte inferior por el dibujo del perfil donde se representará la distribución de las fuerzas ejercidas sobre él para un ángulo en concreto, una vez que se ha realizado el análisis. Para poder visualizar las gráficas del resto de coeficientes aerodinámicos se debe seleccionar el botón B. Una vez pulsado se podrá indicar el número de gráficas a mostrar y también es posible indicar las variables que se desean representar en cada una de ellas. Por defecto, el programa muestra cuatro gráficas que representan los coeficientes de sustentación y arrastre frente al ángulo de ataque (α), la relación C_L/C_D frente a α y el coeficiente C_m . Si se quiere volver a visualizar la gráfica del coeficiente de presiones solo deberá pulsar en el botón A. Mediante el menú desplegable C se debe seleccionar el perfil sobre el que realizar el análisis y definir el mismo.

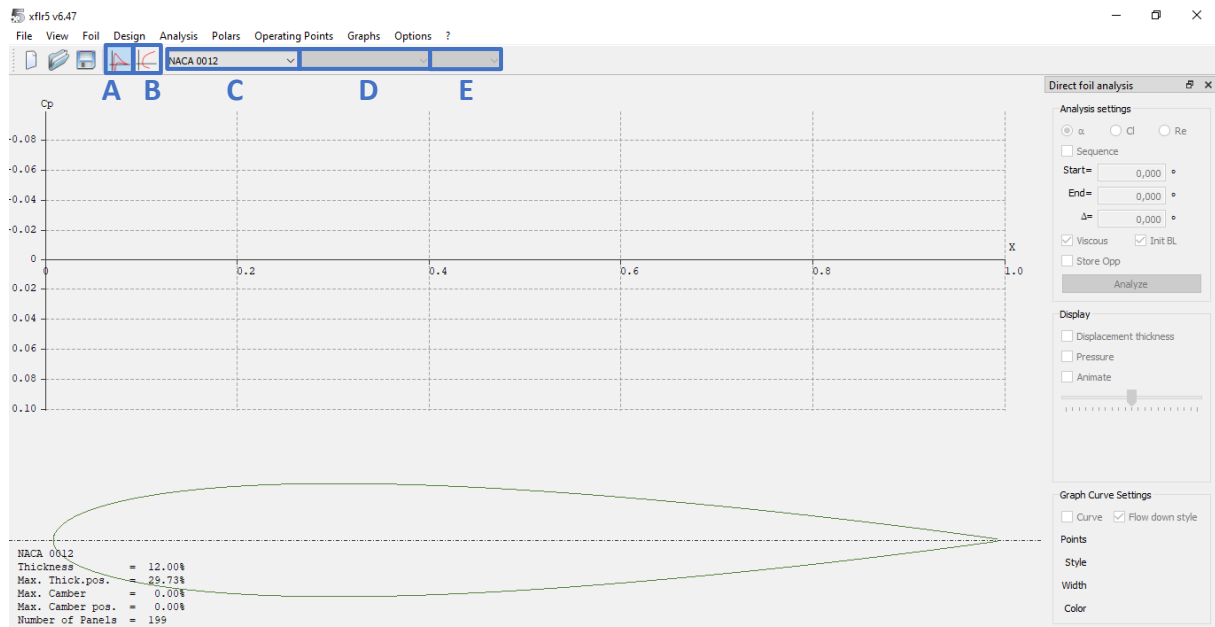


Figura 3.8. Interfaz módulo de análisis.

En el programa XFLR5 existen dos posibles análisis, el análisis simple o el análisis secuencial. El primer modelo de análisis permite trabajar con un valor fijo de una determinada variable, como es el caso del número de Reynolds, mientras que el análisis secuencial permite definir un rango de análisis para una variable, es decir, si la variable en cuestión es el número de Reynolds se puede obtener los resultados de los coeficientes para diferentes números de Reynolds. Ambos análisis se encuentran en la pestaña *Analysis* en la parte superior de la interfaz siendo *Define an Analysis*, el análisis simple, y el *Batch Analysis* el análisis secuencial.

En el caso de este proyecto, el modelo de análisis necesario es el análisis simple, ya que se quiere estudiar el comportamiento del perfil para unas condiciones climatológicas en concreto, como ya se comentó en el apartado de las condiciones iniciales. Debido a esto, en este trabajo se abordará únicamente el análisis simple. Una vez que se ha seleccionado el análisis simple, aparece una ventana para insertar los datos necesarios para realizar el estudio (figura 3.9). En primer lugar, se ofrece la posibilidad de introducir un nombre específico al análisis que se va a realizar. Si se mantiene el nombre de forma automática el programa nombrará el análisis como una agrupación de los parámetros insertados. En segundo lugar, se debe indicar el tipo de análisis dentro del modelo. Existen cuatro tipos de análisis donde la información demandada se encuentra recogida en la tabla 3.4.

Tipo	Información demandada
Tipo 1	<ul style="list-style-type: none"> • Número de Reynolds • Número de Mach
Tipo 2	<ul style="list-style-type: none"> • Número de Reynolds • Número de Mach • Parámetros relativos a la geometría del avión • Propiedades del fluido
Tipo 3	<ul style="list-style-type: none"> • Número de Reynolds • Número de Mach
Tipo 4	<ul style="list-style-type: none"> • Ángulo de ataque • Número de Mach

Tabla 3.4. Información demandada para cada tipo de análisis simple.

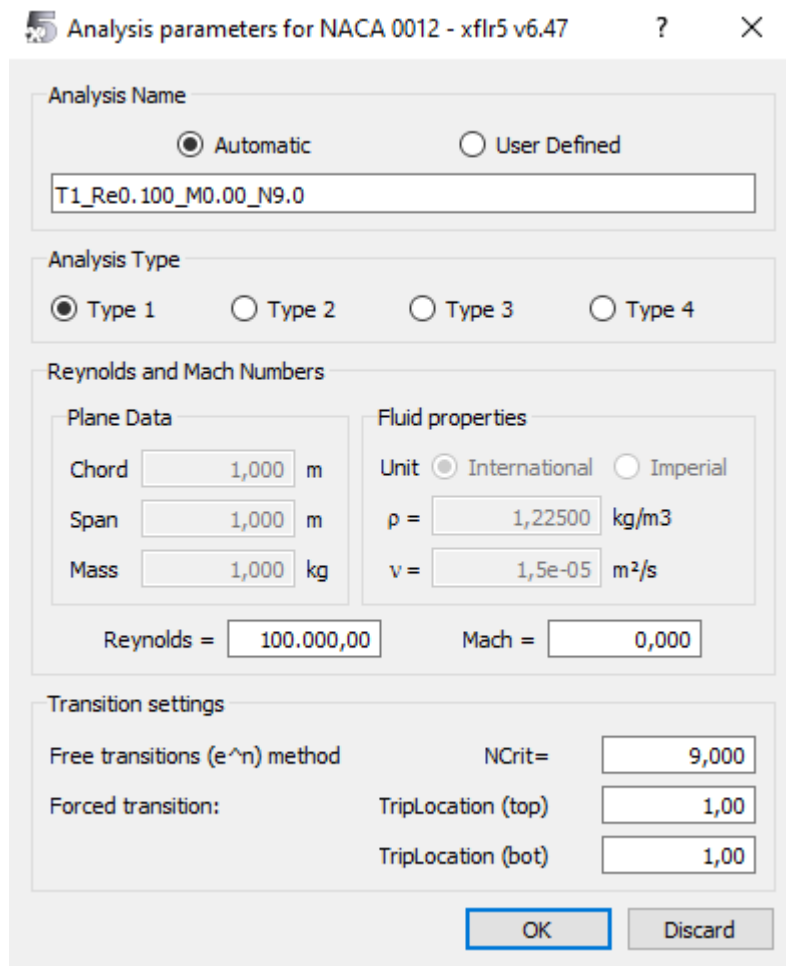


Figura 3.9. Ventana para la inserción de datos para el análisis simple.

Finalmente, se deben aportar unas condiciones de transición propias del método de cálculo que utiliza el programa (método e^N), donde el dato más relevante es el $NCrit$. Este modela el nivel de turbulencia de la corriente fluida. Este parámetro varía entre 4 y 14 en función de la calidad del aire, siendo el valor recomendado un $NCrit$ 9, un nivel de turbulencia equivalente al producido en un túnel de viento estándar. Una vez introducidos todos los datos necesarios, el análisis aparece en el menú desplegable D junto a otros análisis que se hayan definido con anterioridad.

Para ejecutar el análisis se debe indicar en la parte derecha de la interfaz del módulo de análisis los ángulos de ataque de comienzo y final, así como el paso angular y, por último, pulsar el botón *analyze*. Una vez ejecutado el análisis se mostrarán los datos calculados en las gráficas de los distintos coeficientes. En el caso de la gráfica del coeficiente de presión es posible obtenerla para un ángulo en concreto mediante el menú desplegable E.

Para poder visualizar y/o editar los datos numéricos se accede a la tabla de datos entrando en *polars*, *current polars* y *edit data points*. Si en vez de entrar finalmente en ese apartado se accede a *export* se exportarían todos los resultados del análisis en formato *.txt*.

Los parámetros introducidos en el modelo de análisis simple para realizar el estudio aerodinámico de los perfiles a estudiar son el número de Reynolds y el número de Mach. Para el cálculo del número de Reynolds se utiliza la ecuación 6, donde la velocidad del fluido es la velocidad relativa del aire definida para este estudio, el parámetro geométrico es la cuerda del perfil y la viscosidad cinemática es la propia del aire a 20°. Estos parámetros se encuentran recogidos en la tabla 3.5.

Variables	Magnitud
Velocidad relativa del aire	8 m/s
Cuerda del perfil	1 m
Viscosidad cinemática	$1,5111 \cdot 10^{-5} \text{ m}^2/\text{s}$

Tabla 3.5. Variables intervinientes en el cálculo del número de Reynolds.

Sustituyendo las variables en la ecuación, se obtiene que el número de Reynolds es:

$$Re = \frac{V \cdot l}{\nu} = \frac{8 \cdot 1}{1,5111 \cdot 10^{-5}} \approx 5 \cdot 10^5$$

Por su parte, el número de Mach, como se indicó en el apartado 2.2.2, depende de la velocidad relativa del aire y de la velocidad del sonido en el aire (343.2 m/s). Sustituyendo los valores se obtiene que el número de Mach es:

$$Ma = \frac{V}{c} = \frac{8}{343.2} \approx 0$$

Un ejemplo de los resultados que proporcionaría el programa con los parámetros definidos anteriormente se puede visualizar en la figura 3.10.

Como se puede advertir en estas gráficas, el programa solo es capaz de trabajar antes de producirse la entrada en pérdida del perfil. A partir de ese punto el programa no es capaz de converger a una solución. Esto se debe a que ha sido diseñado para análisis de perfiles alares en el sector aeronáutico y, por lo tanto, los coeficientes obtenidos más allá del ángulo de pérdida dejan de ser relevantes para esa aplicación. En este caso, se observa que la entrada en pérdida del perfil NACA 0016 se produce para un ángulo de ataque de 20°.

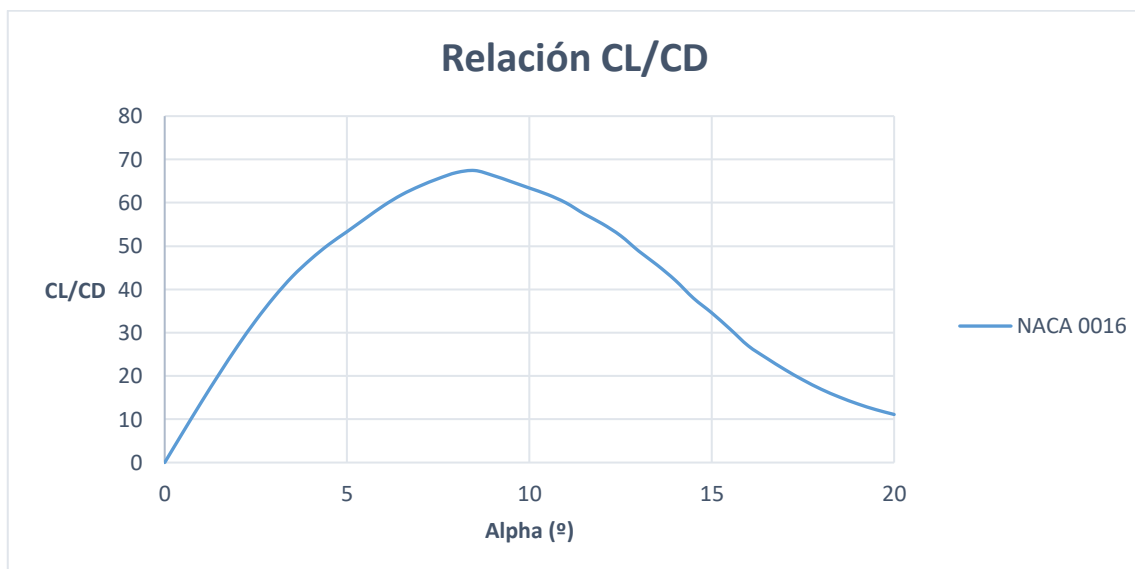
En el presente trabajo, como se indicó en el apartado de condiciones iniciales, es necesario conocer los coeficientes más allá del ángulo de pérdida. Para ello, se puede recurrir a otro programa CFD que permita el análisis en estas condiciones o determinar los coeficientes mediante ensayos experimentales o modelos asociados. En nuestro caso se optó por utilizar los modelos experimentales que se tratarán a continuación.



a) Coeficiente de sustentación.



b) Coeficiente de arrastre.



b) Relación entre el coeficiente de sustentación y arrastre.

Figura 3.10. Resultados del análisis fluidomecánico mediante XFLR5 de un perfil NACA 0016.

3.3.2 Ensayos y modelos experimentales

El segundo método para la obtención de coeficientes aerodinámicos del perfil son los ensayos experimentales. El análisis experimental consiste en utilizar modelos físicos a escala de los perfiles en un lugar con condiciones climáticas controladas, es decir, un túnel de viento. A partir de los resultados obtenidos experimentalmente se han realizado diversos modelos que pretenden predecir el comportamiento aerodinámico de determinados perfiles bajo diversas condiciones de entrada como puede ser la velocidad de viento. Este tipo de modelos permiten de manera relativamente simple obtener los coeficientes aerodinámicos sin tener que utilizar los túneles de viento.

Los modelos aerodinámicos para perfiles alares se dividen fundamentalmente en dos grandes grupos, los modelos prepérdida, antes de la entrada en pérdida del perfil, y los modelos postpérdida, después de la entrada en pérdida de este.

En este trabajo se utilizarán modelos postpérdida para predecir el comportamiento de los coeficientes de sustentación y resistencia más allá de la entrada en pérdida de los perfiles a estudiar. Los dos modelos que han sido evaluados en este trabajo son el modelo de Viterna (Viterna y Janetzke 1982) y el modelo Aerodas (Spera 2008).

Modelo de Viterna

Este modelo surge tras una investigación elaborada por la NASA (National Aeronautics and Space Administration) en 1982 a petición de la división tecnológica de energía eólica del departamento de energía de los Estados Unidos de América (Viterna y Janetzke 1982).

Este trabajo centra sus objetivos en desarrollar un modelo que permita la determinación de la potencia de salida de grandes turbinas eólicas de eje horizontal en condiciones de baja velocidad. Para ello, se propone un modelo de análisis aerodinámico de las aspas que, en condiciones de baja velocidad y altos ángulos de ataque de estas, mejora los resultados obtenidos mediante modelos propuestos con anterioridad. Para verificar este modelo, la potencia de salida calculada por el modelo se comparó con los datos medidos para varias turbinas eólicas, dando como resultado un ajuste satisfactorio en relación con los datos experimentales de potencia.

El modelo utilizado en este informe para la determinación de los coeficientes aerodinámicos de las diferentes superficies alares que componen un aerogenerador es aplicable en el caso de una vela rígida. Esto es debido a las características en base a las cuales se ha llevado a cabo este modelo, es decir, un estudio para determinación de los coeficientes aerodinámicos de un determinado perfil en condiciones postpérdida para velocidades de viento bajas.

Los valores de los coeficientes determinados por el método de Viterna corresponden a ángulos de ataque desde el ángulo de pérdida hasta un ángulo de 90°. Estos valores se obtienen mediante las fórmulas indicadas a continuación.

Coeficiente de arrastre

$$C_D = B_1 \cdot \text{sen}^2(\alpha) + B_2 \cdot \cos(\alpha) \quad (24)$$

Siendo los parámetros B_1 y B_2 :

$$B_1 = C_{D,max} \quad (25)$$

$$B_2 = \frac{C_{D,stall} - C_{D,max} \cdot \text{sen}^2(\alpha_{stall})}{\cos(\alpha_{stall})} \quad (26)$$

Donde, $C_{D,max}$, es el valor máximo del coeficiente de arrastre a 90°, $C_{D,stall}$, es el valor del coeficiente de arrastre en el momento de la entrada en pérdida y, α_{stall} , es el ángulo de entrada en pérdida.

El valor máximo del coeficiente de arrastre se puede determinar para alargamientos finitos menores o iguales a 50, $AR \leq 50$, mediante la ecuación 27 (Viterna y Janetzke 1982).

$$C_{D,max} = 1,11 + 0,018 \cdot AR \quad (27)$$

Coeficiente de sustentación

$$C_L = A_1 \cdot \text{sen}(2\alpha) + A_2 \cdot \frac{\cos^2(\alpha)}{\text{sen}(\alpha)} \quad (28)$$

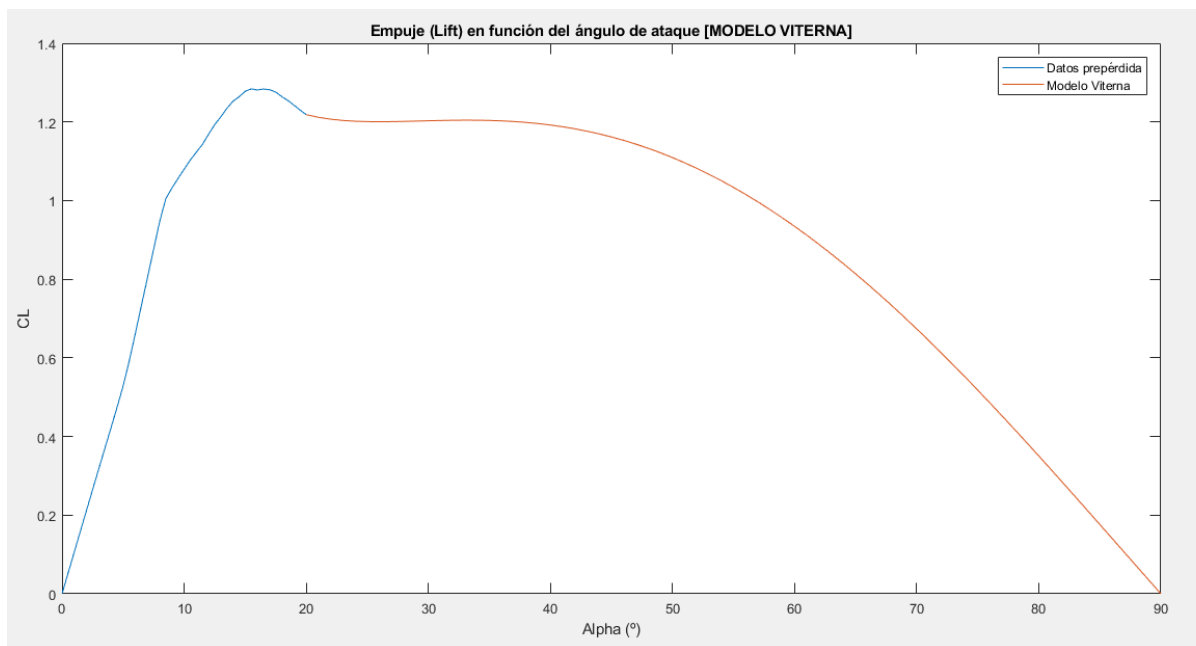
Siendo los parámetros A_1 y A_2 :

$$A_1 = \frac{B_1}{2} \quad (29)$$

$$A_2 = (C_{L,stall} - C_{D,max} \cdot \text{sen}(\alpha_{stall}) \cdot \cos(\alpha_{stall})) \cdot \frac{\text{sen}(\alpha_{stall})}{\cos^2(\alpha_{stall})} \quad (30)$$

Donde, $C_{L,stall}$, es el valor del coeficiente de sustentación en el momento de la entrada en pérdida.

Un ejemplo del comportamiento de este modelo se puede apreciar en la figura 3.11. En esta figura compuesta de dos gráficas se muestran los coeficientes aerodinámicos completos para un perfil NACA 0016. Estas gráficas están compuestas, en primer lugar, por los datos de los coeficientes antes de la entrada en pérdida del perfil obtenidos mediante el programa XFLR5, en azul. En segundo lugar, por los valores postpérdida de los coeficientes estimados por el modelo de Viterna para un alargamiento 50, en rojo. Hay que tener en cuenta que los valores de los coeficientes prepérdida obtenidos mediante el programa CFD son equiparables a los que se obtendrían si se tuviera en cuenta el pequeño efecto de punta de ala que se genera en un ala tan alargada, como se estudió en el bloque dos. Por lo tanto, se puede afirmar que los coeficientes corresponden a un perfil alar NACA 0016 con un alargamiento de 50.



a) Coeficiente de sustentación.

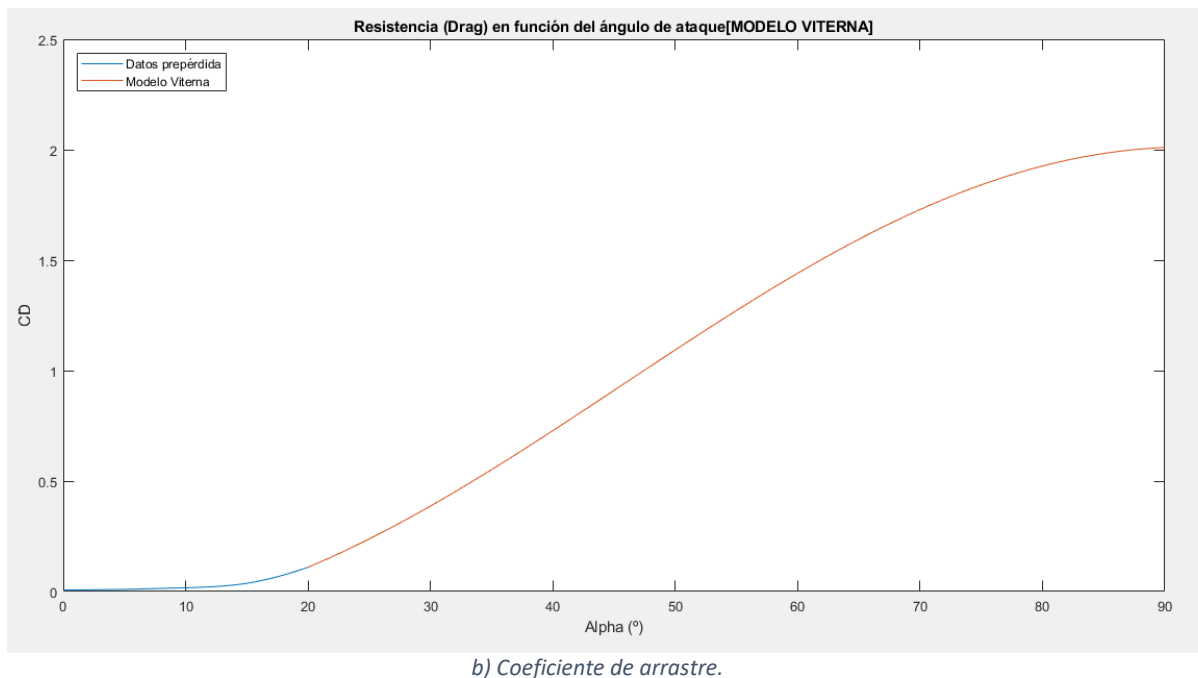


Figura 3.11. Coeficientes aerodinámicos estimados por el modelo de Viterna.

Modelo Aerodas

En el año 2008, la NASA desarrolla un modelo matemático que tiene como objetivo proporcionar las herramientas necesarias para la determinación de los coeficientes aerodinámicos de sustentación y arrastre para perfiles alares rotativos, como son las aspas de un aerogenerador o un ventilador de un túnel de viento. Este modelo, denominado Aerodas, permite calcular los coeficientes aerodinámicos a partir un número limitado de datos de elevación y arrastre en el régimen previo a la pérdida. Para ello, este modelo se divide en dos submodelos, uno enfocado al análisis prepérdida y otro al postpérdida (Spera 2008).

Este informe pretende continuar con los trabajos desarrollados a partir del programa impulsado por la división tecnológica de energía eólica del departamento de energía de los Estados Unidos de América para desarrollar turbinas eólicas de eje horizontal a gran escala para la generación de electricidad, trabajo realizado por la NASA entre los años 1973 y 1985. Durante esta época se propusieron diferentes modelos empíricos para la determinación de los coeficientes de sustentación y arrastre una vez que las aspas entraban en la zona postpérdida, como en el caso del modelo de Viterna en 1982.

Este modelo se desarrolló a partir de datos experimentales con una base de datos que incluía una amplia gama de perfiles, relaciones de aspecto, números de Reynolds y ángulos de ataque. En este modelo, a diferencia de los desarrollados anteriormente, se tiene en cuenta el grosor del perfil como una variable adicional a parte del alargamiento y el ángulo de ataque. Esto convierte al modelo Aerodas en un modelo experimental muy fiable para obtener los coeficientes aerodinámicos antes y después del ángulo de ataque para cualquier perfil alar. Esta fiabilidad queda reflejada en el informe de la NASA, ya que para los diferentes perfiles utilizados las desviaciones medias entre los datos reales y los del modelo son de un 0,8% en el caso del coeficiente de sustentación y un -0.4% para el de arrastre. Las tablas completas de las desviaciones para los perfiles utilizados se pueden visualizar en la figura 3.12.

Airfoil	Thickness ratio t/c	Aspect ratio AR	Deviation from measured max lift coefficient
Clark-Y	18.4%	8	-12.5%
Clark-Y	18.4%	6	-12.5%
FX-84-W-127	12.7%	Inf.	-5.0%
LS-421 Mod	21.0%	Inf.	-4.7%
NACA 4409	9.0%	6	-4.2%
NACA 23012	12.0%	Inf.	-3.6%
NACA 4409	9.0%	12	-3.3%
NACA 4409	9.0%	Inf.	-3.2%
NACA 4412	12.0%	Inf.	-3.1%
NACA 4415	15.0%	Inf.	-3.1%
NACA 4409	9.0%	9	-1.9%
FX-84-W-218	21.8%	Inf.	-1.6%
NACA 4418	18.0%	Inf.	-1.6%
NACA 4418	18.0%	12	-1.3%
NACA 0012	12.0%	Inf.	0.2%
NACA 23017	17.0%	Inf.	0.3%
NACA 4412	12.0%	12	1.7%
NACA 4412	12.0%	9	3.1%
NACA 0012	12.0%	Inf.	4.9%
NACA 0012	12.0%	Inf.	5.6%
GA(W)-1	17.0%	Inf.	5.6%
GA(W)-1 Inverted	17.0%	Inf.	5.6%
NACA 63-215	15.0%	Inf.	6.3%
NACA 4418	18.0%	9	10.2%
NACA 23024	24.0%	Inf.	13.3%
NACA 0015	15.0%	Inf.	24.7%
NACA 4412	12.0%	6	
NACA 4418	18.0%	6	
Mean deviation:			0.8%

a) Desviación en el coeficiente de sustentación.

Airfoil	Thickness ratio t/c	Aspect ratio AR	Deviation from measured max lift coefficient
FX-84-W-218	21.8%	Inf.	-6.3%
NACA 4418	18.0%	12	-5.5%
NACA 4412	12.0%	9	-5.1%
LS-421 Mod	21.0%	Inf.	-4.9%
NACA 23017	17.0%	Inf.	-4.8%
NACA 4418	18.0%	Inf.	-4.7%
NACA 23024	24.0%	Inf.	-4.5%
NACA 4412	12.0%	6	-3.6%
NACA 4409	9.0%	12	-3.0%
NACA 4415	15.0%	Inf.	-2.9%
Clark-Y	18.4%	6	-2.0%
Clark-Y	18.4%	8	-1.9%
NACA 4412	12.0%	12	-1.8%
NACA 0012	12.0%	Inf.	-1.8%
NACA 0012	12.0%	Inf.	-1.8%
NACA 23012	12.0%	Inf.	-1.4%
NACA 4409	9.0%	6	-1.4%
NACA 4412	12.0%	Inf.	-0.4%
NACA 4409	9.0%	Inf.	0.0%
NACA 0012	12.0%	Inf.	0.1%
NACA 4409	9.0%	9	0.2%
NACA 4418	18.0%	9	0.6%
NACA 4418	18.0%	6	1.3%
NACA 63-215	15.0%	Inf.	1.4%
FX-84-W-127	12.7%	Inf.	2.1%
GA(W)-1	17.0%	Inf.	8.1%
GA(W)-1 Inverted	17.0%	Inf.	15.0%
NACA 0015	15.0%	Inf.	18.1%
Mean deviation:			-0.4%

b) Desviación en el coeficiente de arrastre.

Figura 3.12. Desviaciones entre los valores de los coeficientes máximos calculados y los medidos. Fuente: Spera 2008.

Al igual que en el caso anterior, estos estudios están enfocados a perfiles alares para aerogeneradores fundamentalmente. Sin embargo, las condiciones de trabajo en la aplicación naval son muy parecidas y, por lo tanto, estos métodos pueden ser aplicados.

El modelo Aerodas dirigido a la obtención de los coeficientes aerodinámicos en la zona postpérdida se indica a continuación.

Máxima sustentación y arrastre en la zona postpérdida

Las ecuaciones empíricas desarrolladas para calcular los coeficientes aerodinámicos máximos postpérdida son:

$$F1 = 1,190 \cdot \left[1 - \left(\frac{t}{c} \right)^2 \right] \quad (31)$$

$$F2 = 0,65 + 0,35 \cdot \exp \left[- \left(\frac{9}{AR} \right)^{2,3} \right] \quad (32)$$

$$G1 = 2,3 \cdot \exp \left[- \left(0,65 \cdot \left(\frac{t}{c} \right) \right)^{0,9} \right] \quad (33)$$

$$G2 = 0,52 + 0,48 \cdot \exp \left[- \left(\frac{6,5}{AR} \right)^{1,1} \right] \quad (34)$$

Los valores máximos de los coeficientes de sustentación y resistencia se producen a 41° y 90°, respectivamente, y se obtienen mediante las siguientes ecuaciones:

$$C_{L,max} = F1 \cdot F2 \quad (35)$$

$$C_{D,max} = G1 \cdot G2 \quad (36)$$

Coeficiente de sustentación postpérdida

$$C_L = -0,032 \cdot (\alpha - 92) - RCL2 \cdot \left(\frac{92 - \alpha}{51} \right)^{N2} \quad (37)$$

Donde *RCL2* indica la diferencia entre el punto máximo del coeficiente de sustentación y el punto que, para el mismo ángulo de ataque, forma parte de la recta tangente a la función en el punto de corte con el eje X (véase figura 3.13a). *N2* es un exponente que define la forma de la función del coeficiente de sustentación. Ambas variables se obtienen mediante las siguientes ecuaciones:

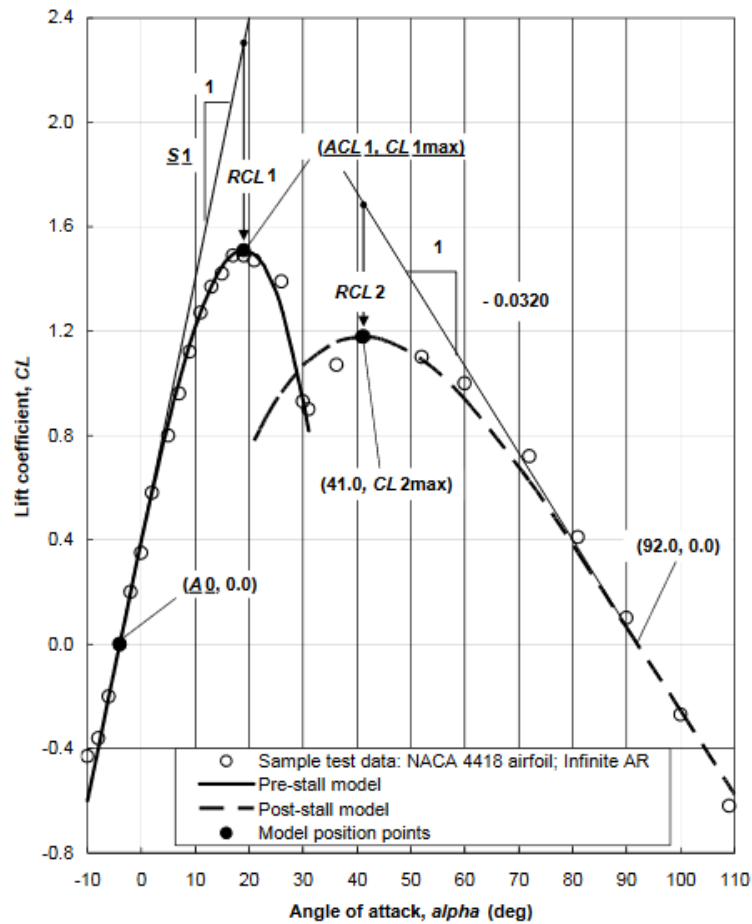
$$RCL2 = 1,632 - C_{L,max} \quad (38)$$

$$N2 = 1 + \frac{C_{L,max}}{RCL2} \quad (39)$$

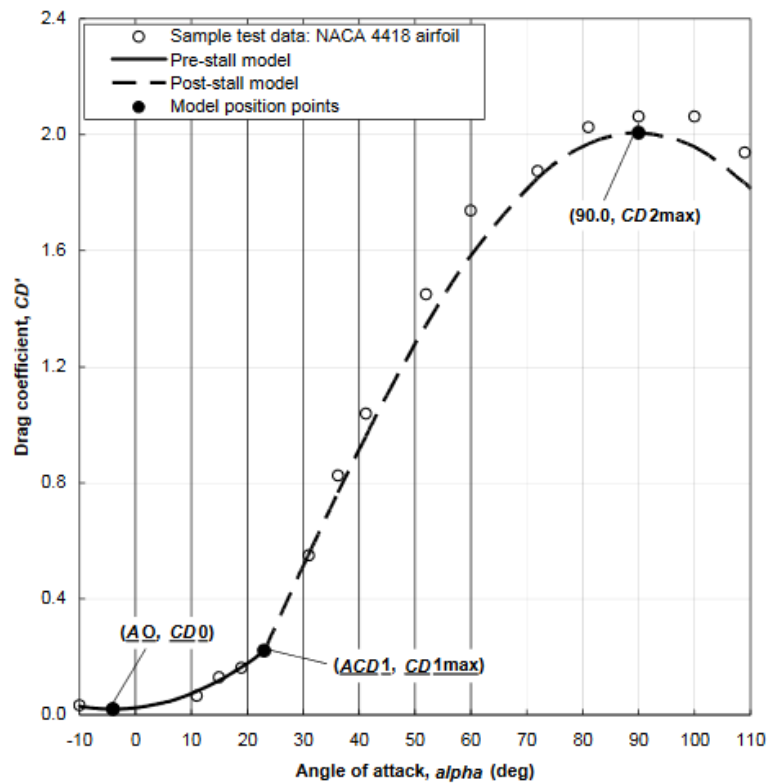
Coeficiente de arrastre postpérdida

$$C_D = C_{D, stall} + (C_{D,max} - C_{D, stall}) \cdot \text{sen} \left(\frac{\alpha - \alpha_{stall}}{90 - \alpha_{stall}} \cdot 90 \right) \quad (40)$$

El modelo Aerodas, tanto prepérdida como postpérdida, y todas sus variables se puede observar en la figura 3.13. Cabe destacar que el modelo original denomina con un uno o un dos a los coeficientes máximos en función de si son de la zona prepérdida o postpérdida. En este trabajo, como solo se utiliza una de las zonas, se ha denominado a los coeficientes máximos sin incluir el número dos indicativo de la zona postpérdida.



a) Modelo para el coeficiente de sustentación.



b) Modelo para el coeficiente de arrastre.

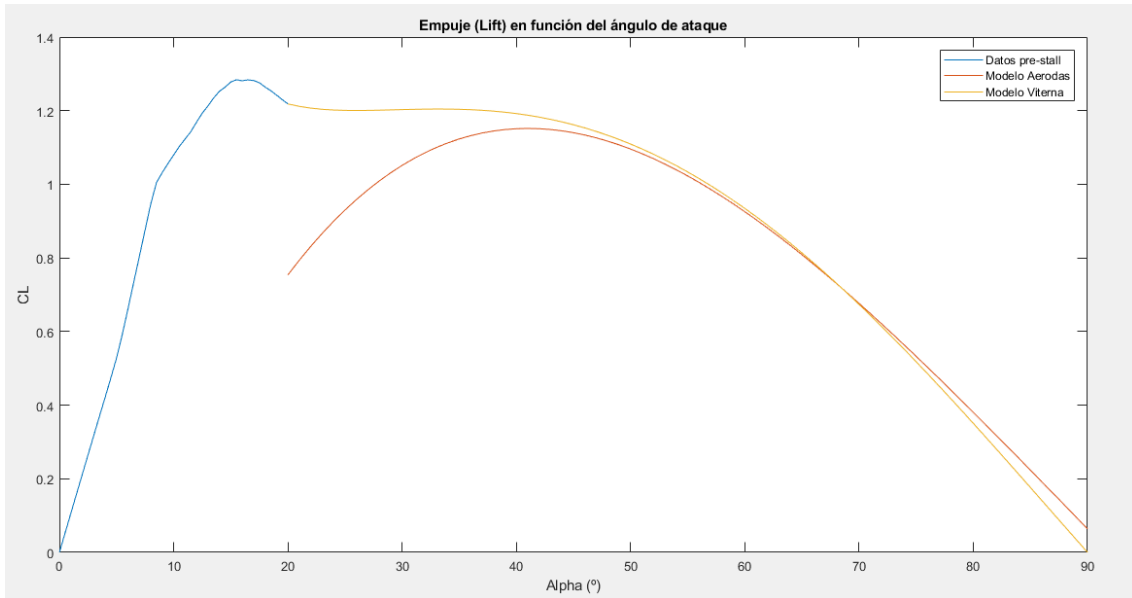
Figura 3.13. Configuraciones de los modelos de AERODAS propuestos para calcular los coeficientes de elevación y arrastre en los regímenes de prepérdida y postpérdida. Fuente: Spera 2008.

Comparativa de ambos modelos

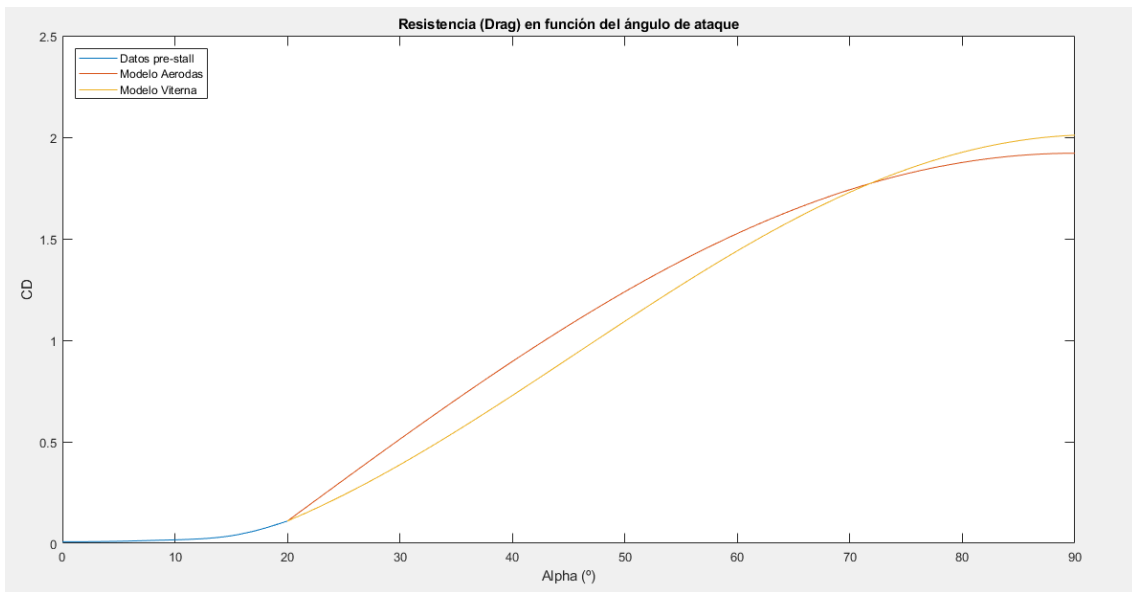
En la figura 3.14 se muestra una comparativa entre el modelo de Viterna y el modelo Aerodas para el caso de un perfil NACA 0016. Esta comparativa está realizada con un programa elaborado en MATLAB recogido en el Anejo I. Como se puede advertir en la figura 3.14a, ambos modelos tienen un comportamiento similar a la hora de predecir la caída del valor del coeficiente de sustentación a partir de los 45° aproximadamente. La diferencia principal entre ambos modelos respecto a este coeficiente radica en el intervalo existente desde el punto de pérdida hasta los mencionados 45°. En el caso del modelo de Viterna, la sustentación se perdería de manera muy progresiva en dicha zona, mientras que en el caso del modelo Aerodas, una vez que se alcanza el punto de pérdida, se produce una caída del coeficiente de sustentación acompañada posteriormente de un incremento de este coeficiente hasta los 41°, donde comenzaría a decaer progresivamente. Realmente en el modelo Aerodas no se produce una caída tan abrupta, debido a que el modelo postpérdida empezaría una vez que el modelo prepérdida lo haya cortado, como se puede visualizar en la figura 3.13a.

En el caso del coeficiente de arrastre, figura 3.14b, ambos modelos disponen de una tendencia muy similar, presentando el modelo Aerodas un mayor coeficiente de arrastre hasta los 72° aproximadamente. A partir de ese momento, el modelo de Viterna predice un arrastre superior.

Si se comparan las tendencias obtenidas con ambos modelos con la tendencia obtenida mediante ensayos en túnel de viento, como el que puede apreciarse en la figura 2.16, se puede determinar que el modelo que mejor se ajusta al comportamiento real de los coeficientes es el modelo Aerodas. Además, este último permite trabajar en condiciones de alargamiento infinito, pudiendo así obtener los coeficientes bidimensionales necesarios.



a) Comparativa del coeficiente de sustentación.



b) Comparativa del coeficiente de arrastre.

Figura 3.14. Comparativa entre los coeficientes obtenidos para un NACA 0016.

3.3.3 Cálculo del coeficiente de empuje y vuelco

Una vez que se han obtenido los coeficientes aerodinámicos que determinan las fuerzas generadas en una vela rígida para un determinado ángulo de ataque, es imprescindible conocer las componentes de estas fuerzas que favorecen al movimiento del barco y las componentes que tratan de generar un momento de vuelco en este. Las velas rígidas se pueden orientar de dos maneras diferentes. Se puede orientar de manera que el ángulo formado entre la cuerda de la vela rígida y el eje del barco (β) sea menor al ángulo que forma el viento aparente con el centro del barco (γ), o bien que el ángulo de la vela sea superior al del viento. Las direcciones de las fuerzas que se generan en cada orientación son diferentes y se reflejan en la figura 3.15.

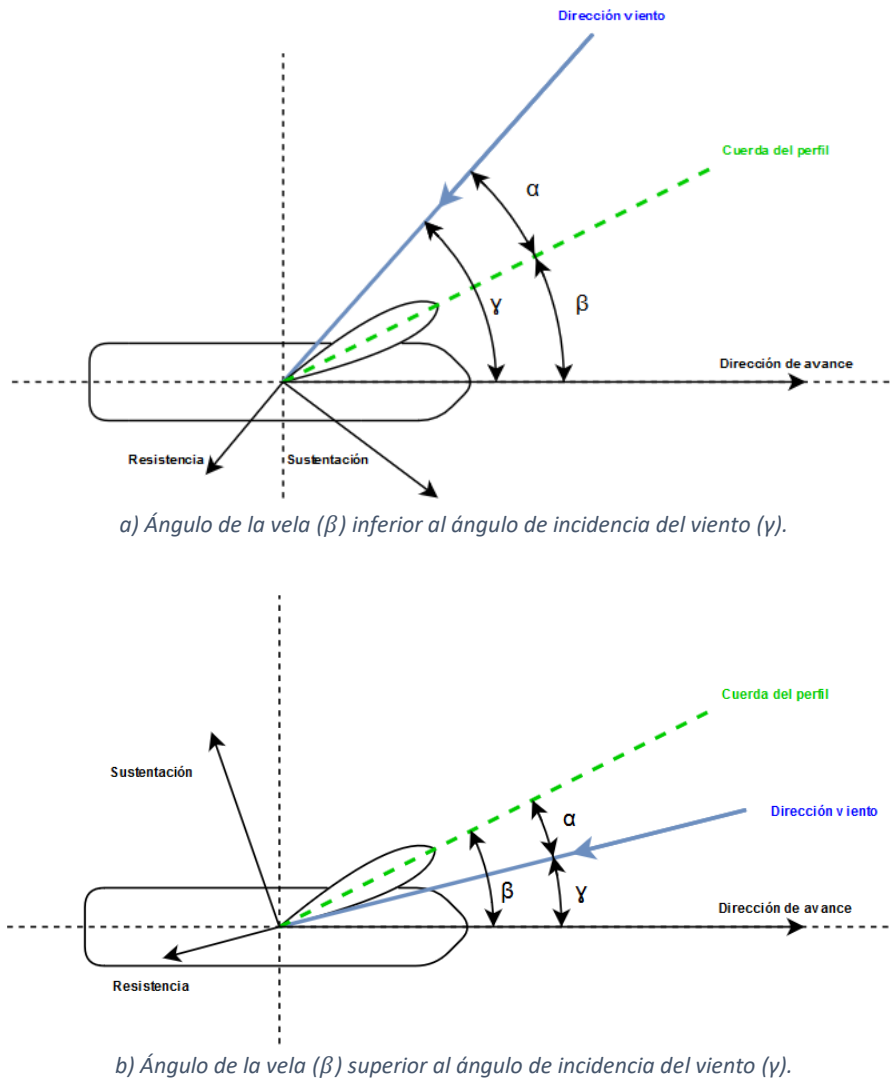


Figura 3.15. Orientaciones de la vela frente al viento.

Como se puede observar en la figura 3.15b, colocar la vela de tal forma que el ángulo de incidencia del viento aparente esté más cercano al eje del barco que el ángulo de la vela no permitiría generar fuerzas en la dirección de avance del barco si el ángulo de incidencia del viento es menor de 90° . Si, por el contrario, el ángulo de incidencia es mayor de 90° , únicamente la fuerza de resistencia contribuiría a la impulsión de este. En el caso de la colocación inversa, es decir, colocar la vela más cerca del eje del barco que el ángulo de incidencia del viento (figura 3.15a), la componente longitudinal al barco de la fuerza de sustentación permitiría impulsarlo para ángulos de incidencia del viento de hasta 90° . Una vez que el viento incide por la parte posterior ambas fuerzas contribuyen a su propulsión.

De este sencillo análisis se deduce que para poder utilizar de forma adecuada una vela rígida es necesario colocar siempre la vela con un ángulo menor que el de incidencia del viento aparente con respecto a la dirección del movimiento de la embarcación. Descomponiendo las fuerzas generadas en la vela, en esta orientación, se pueden obtener las fuerzas de empuje F_x y de vuelco F_y como se indica en las ecuaciones 41 y 42. La fuerza de empuje se considera positiva si favorece el movimiento del barco, mientras que la fuerza de vuelco se considera positiva si tiende a volcar la embarcación por estribor, es decir, por el lado derecho de un observador colocado de frente al movimiento del barco (véase figura 3.16).

$$F_x = F_L \cdot \text{sen}(\gamma) - F_D \cdot \cos(\gamma) \quad (41)$$

$$F_y = F_L \cdot \cos(\gamma) + F_D \cdot \text{sen}(\gamma) \quad (42)$$

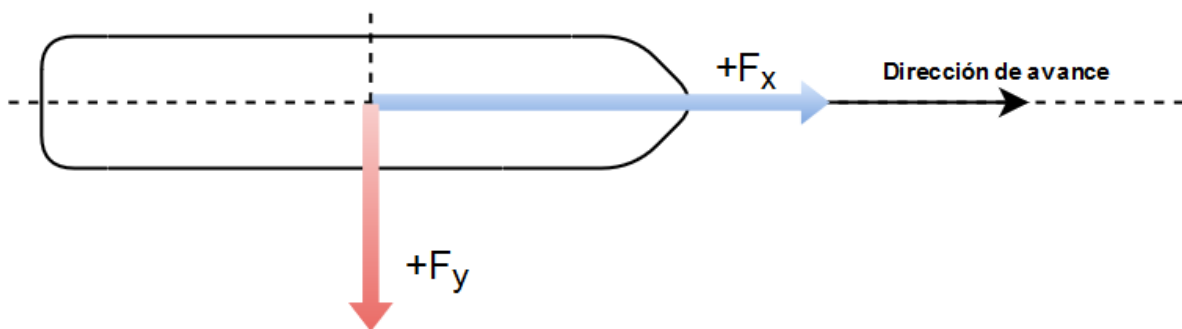


Figura 3.16. Criterio de signos de las fuerzas de empuje y de vuelco.

Las fuerzas de sustentación y arrastre se definen como una relación entre la densidad y la velocidad del aire, la superficie alar del perfil y un coeficiente adimensional, por lo que la única variable diferente entre ambas son los coeficientes aerodinámicos como se muestra en las ecuaciones 43 y 44. Por lo tanto, si se definen las fuerzas de empuje y vuelco de igual forma que se definen las fuerzas de sustentación y resistencia, se podrán simplificar todas las variables excepto los coeficientes correspondientes.

Estas fuerzas se representarían matemáticamente de la siguiente forma:

$$F_L = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V^2 \cdot A \cdot C_L \quad (43)$$

$$F_D = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V^2 \cdot A \cdot C_D \quad (44)$$

$$F_x = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V^2 \cdot A \cdot C_x \quad (45)$$

$$F_y = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V^2 \cdot A \cdot C_y \quad (46)$$

Sustituyendo estas fuerzas en las ecuaciones 41 y 42 y simplificando, se obtiene:

$$C_x = C_L \cdot \text{sen}(\gamma) - C_D \cdot \cos(\gamma) \quad (47)$$

$$C_y = C_L \cdot \cos(\gamma) + C_D \cdot \text{sen}(\gamma) \quad (48)$$

De esta manera se obtienen los coeficientes aerodinámicos para el empuje de una embarcación independientemente de las condiciones propias del fluido y de la geometría de la vela rígida impulsora. Por lo tanto, una vez obtenidos los coeficientes de sustentación y arrastre para un determinado perfil, se puede calcular los coeficientes de las fuerzas de empuje y vuelco característicos para ese perfil y, posteriormente, imponer las condiciones geométricas de la vela que satisfagan en mayor medida los requerimientos de empuje teniendo en cuenta las condiciones de trabajo a las que vela se va a enfrentar.

Para calcular el valor óptimo del coeficiente de empuje y su coeficiente de vuelco asociado, se ha desarrollado un programa en MATLAB que se puede consultar en el Anejo II. Para que pueda ser utilizado, en primer lugar es necesario disponer de un fichero de Excel con el que ajustar los datos de los coeficientes aerodinámicos prepérdida obtenidos mediante el programa XFLR5 para cada perfil. La función que se ha determinado que mejor ajusta estos datos es una función polinómica de tercer grado.

Una vez determinados los polinomios de tercer grado que mejor se ajustan a cada uno de los coeficientes aerodinámicos propios de cada perfil, también se debe indicar en el fichero de Excel las variables necesarias para poder utilizar el modelo Aerodas, es decir, el grosor del perfil y el ángulo de pérdida. El valor del coeficiente de arrastre en el punto de pérdida, también necesario en el modelo, se calcula en el programa mediante el ajuste polinómico conocido el ángulo de pérdida. Todos estos datos propios de cada perfil son leídos por el programa y utilizados para determinar el valor de los coeficientes aerodinámicos para ángulos de ataque de 0 a 90°.

Una vez que se ejecuta el programa, este lee todos los datos indicados anteriormente y calcula mediante las funciones del modelo los coeficientes máximos de sustentación y arrastre en la zona postpérdida, así como las variables adicionales necesarias $RCL2$ y N_2 .

Posteriormente, mediante un proceso iterativo, calcula los valores óptimos del coeficiente de empuje para cada ángulo de incidencia del viento aparente. Para ello se han implementado dos bucles *while*. El bucle exterior va modificando el ángulo de incidencia, mientras que el interior, para un mismo ángulo de incidencia va cambiando el ángulo de ataque y calculando los coeficientes asociados. De esta forma el programa se queda con aquel ángulo de ataque que proporcione un C_x mayor. Una vez que se ha realizado un barrido completo de los ángulos de ataque, se almacena el mayor valor de C_x , el valor de C_y asociado junto a los ángulos de incidencia y de ataque y, a continuación, se analiza el siguiente ángulo de incidencia (véase figura 3.17).

Cuando ya se han analizado todos los ángulos de incidencia, el programa tiene almacenados la terna de datos anteriormente mencionada para todos los ángulos de incidencia estudiados. En ese momento se exportan los resultados a Excel si el usuario así lo desea y se muestran en pantalla varias gráficas relativas a estos datos.

Durante la ejecución del programa, se muestra en la ventana de MATLAB *Command Window* información relativa al lugar de obtención de los datos, nombre del archivo de Excel y la hoja en la que se encuentran los datos (nombrada como el perfil), y la información básica del perfil a analizar, el grosor y el ángulo de pérdida.

Además de este programa, se ha elaborado otro que trabaja exactamente igual con la salvedad de que este último solo trabaja para ángulos de ataque previos a la pérdida del perfil. El objetivo de elaborar este segundo programa es comparar los resultados obtenidos si se tiene o no en cuenta la zona postpérdida y de esta manera poder determinar si trabajar con ángulos de ataque elevados resulta beneficioso de cara a la propulsión de la embarcación.

```
gamma ← 0
Mientras (gamma ≤ 180°)
  alpha ← 0
  Mientras (alpha ≤ 90°)
    Si (alpha ≤ ángulo de pérdida del ala)
      Cálculo de  $C_L$  y  $C_D$  en función de  $\alpha$  para el modelo de ajuste de los datos prepérdida
    Sino
      Cálculo de  $C_L$  y  $C_D$  en función de  $\alpha$  para el modelo AERODAS (postpérdida)
    Fin_si
    Cálculo de  $C_x$  y  $C_y$  en función de los coeficientes aerodinámicos calculados
    Si ( $C_x > C_x$  almacenado para ángulos de  $\alpha$  anteriores)
      Almacenamiento tanto de los coeficientes  $C_x$  y  $C_y$  como los ángulos  $\gamma$  y  $\alpha$ 
    Fin_si
    alpha ← alpha + 1
  Fin_mientras
  gamma ← gamma + 1
Fin_mientras
```

Figura 3.17. Fragmento del programa de cálculo de los coeficientes de empuje y vuelco en pseudocódigo.

3.3.4 Esquema y resumen del cálculo de los coeficientes

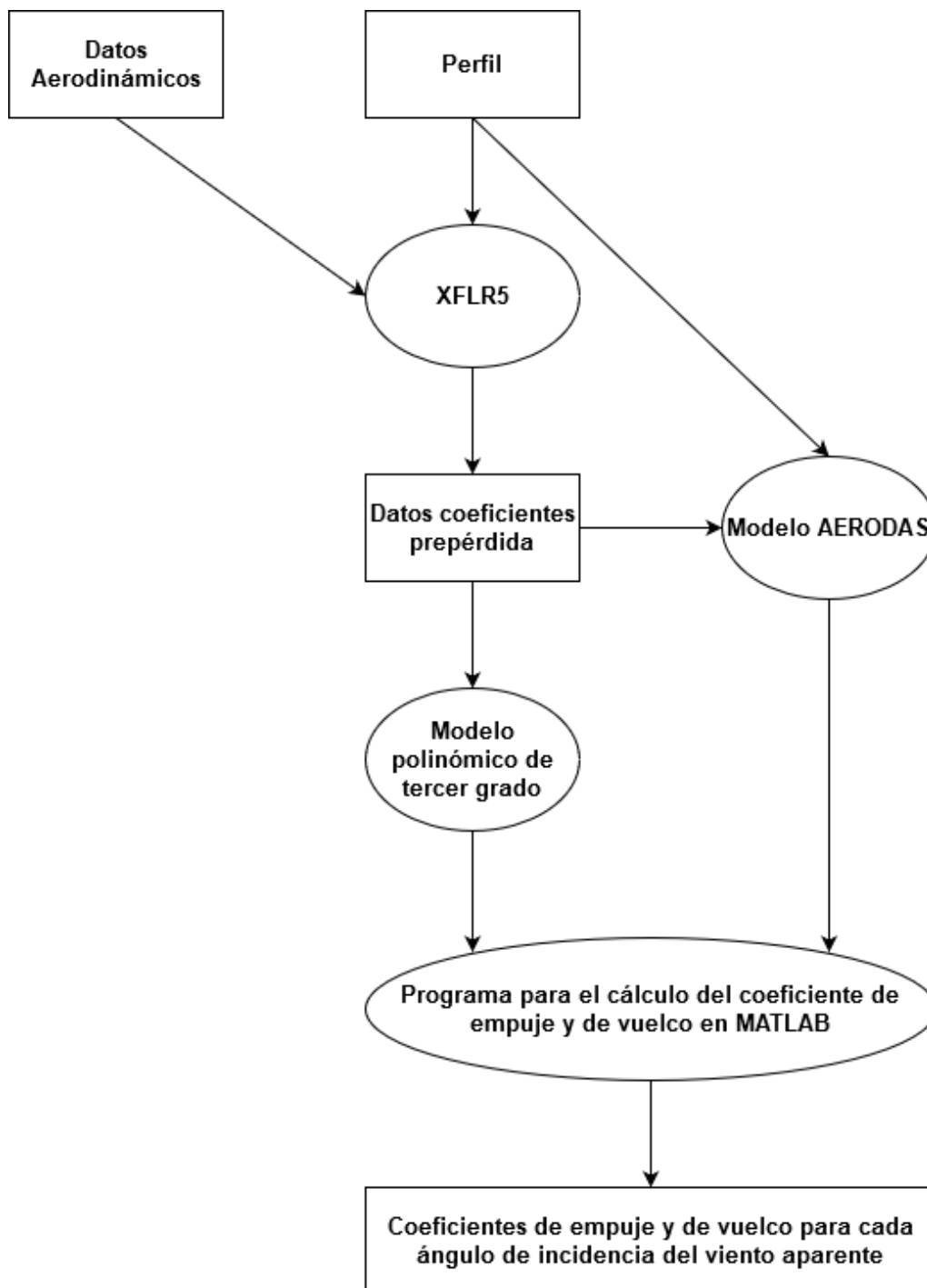


Figura 3.18. Esquema de la metodología para obtener los coeficientes de empuje y vuelco.

En la figura 3.18 se muestra el esquema seguido para obtener los coeficientes de empuje óptimos y el coeficiente de vuelco asociado a partir de la geometría del perfil y de las características aerodinámicas o meteorológicas del aire.

En un primer momento se determinó cómo debía ser la geometría del perfil para que pudiera ser utilizado en el uso naval, donde el ángulo de incidencia del viento puede llegar a ser muy cambiante, y qué familia de perfiles cumplía con esos requisitos. De entre todas ellas se escogió a la serie de perfiles NACA de cuatro dígitos simétricos.

Paralelamente, se estudió cuáles eran las condiciones de viento óptimas para poder utilizar las velas como un sistema de propulsión eólico eficiente. Mediante el análisis de la escala de Beaufort junto a un estudio del comportamiento del viento aparente se determinó cuál era la condición inicial de viento para este estudio. Una vez determinada la velocidad de viento aparente a utilizar, se procedió a calcular los datos aerodinámicos asociados, es decir, el número de Reynolds y el número de Mach.

A partir de la geometría del perfil NACA simétrico a estudiar y los datos aerodinámicos del viento aparente, se calcularon los coeficientes aerodinámicos preperdida mediante el uso de un programa CFD. Como primera opción se probó a realizar el cálculo con un CFD más generalista denominado SolidWorks FlowSimulation. Sin embargo, los malos resultados, acompañados de un tiempo de cálculo muy elevado, hicieron que se utilizara una aplicación CFD más específica del campo de la aeronáutica como el programa XFLR5.

Los coeficientes postperdida, por su parte, no pudieron ser calculados ni por el programa generalista, debido a los problemas ya comentados, ni por el programa más específico, ya que, dentro de la industria aeronáutica, los coeficientes obtenidos a partir del ángulo de pérdida dejan de ser interesantes. Por ello se recurrió a modelos experimentales del campo de la ingeniería eólica, más concretamente de los aerogeneradores. En primer lugar, se estudió un modelo muy relevante desarrollado por la NASA durante la época del desarrollo de la energía eólica en los estados unidos entre los años 1973 y 1985, denominado modelo de Viterna (1982). En segundo lugar, se analizó un modelo mucho más reciente del año 2008 que pretendía ser la continuación de los trabajos realizados durante la época anteriormente detallada. Este modelo, denominado Aerodas, predecía de forma mucho más fidedigna el comportamiento aerodinámico de los perfiles alares para ángulos de ataque más allá del punto de pérdida que sus antecesores. Debido a este hecho fundamentalmente, se decidió utilizar este último modelo para obtener los valores de los coeficientes aerodinámicos postperdida del perfil. Para poder utilizar este modelo es necesario conocer no solo las características geométricas del perfil alar, sino que hace falta conocer algunos valores de los coeficientes preperdida.

Paralelamente a la determinación del modelo adecuado para la predicción de los coeficientes postperdida, se trabajó en determinar ajustes adecuados para los datos preperdida. Se determinó que el ajuste más adecuado era mediante una función polinómica de tercer grado. Para poder realizar el ajuste se importaron los datos obtenidos mediante el programa XFLR5 a Excel, que fue el software usado para realizar los ajustes de los coeficientes de sustentación y arrastre para cada perfil.

Una vez que cada perfil disponía de un modelo polinómico de ajuste para los datos preperdida y un modelo predictivo para los datos postperdida (el modelo Aerodas), se elaboró un programa destinado al cálculo del coeficiente de empuje y vuelco para cada ángulo de incidencia del viento aparente. Este programa, desarrollado en MATLAB, analiza de forma iterativa el ángulo de ataque de la vela con respecto al viento para maximizar el coeficiente de empuje una vez fijado el ángulo de incidencia del viento. Es decir, el programa va analizando para cada ángulo de incidencia la posición en la que se debe colocar la vela para impulsar lo máximo posible a la embarcación. Además, este calcula el valor del coeficiente de vuelco asociado a dicha posición de la vela.

Con el valor máximo de los coeficientes de empuje y vuelco para cada ángulo de incidencia, se puede determinar que perfil ejercerá una mayor fuerza promedio para cualquier dirección de viento a fin de determinar cuál es el más indicado para describir la geometría que debe de tener una vela rígida.

Una vez determinada la geometría de la vela rígida y las condiciones de trabajo a las que va a estar sometidas, se puede calcular de forma sencilla el valor de la fuerza de empuje y de vuelco mediante los valores de sus coeficientes correspondientes.

3.4 Método para el cálculo del rendimiento de la vela

El rendimiento de la vela depende de la fuerza empuje que esta es capaz de ejercer. Cuanto mayor sea esta fuerza, mayor será el trabajo que esta es capaz de desarrollar y, por ende, el trabajo motor necesario será menor disminuyendo su consumo de combustible. Por lo tanto, para poder calcular el rendimiento que nos aporta esta vela se debe conocer, en primer lugar, el trabajo que la vela es capaz de desarrollar y, en segundo lugar, el trabajo que el motor desarrolla en condiciones normales. Será la relación entre ambos trabajos lo que determine el rendimiento de una determinada vela.

El trabajo que es capaz de desarrollar una vela en una determinada distancia será el producto de la fuerza de empuje que esta ejerce multiplicada por dicha distancia (ecuación 49). El valor de la fuerza de empuje, como se puede advertir en la ecuación 45, depende de varios factores. En primer lugar, es necesario conocer el coeficiente de empuje que mejor se ajusta a las condiciones reales de incidencia del viento para el perfil alar seleccionado, es decir, se deberá seleccionar aquel coeficiente que esté ligado al ángulo de incidencia del viento más probable para una determinada ruta de navegación. En el caso del presente trabajo, el valor del coeficiente de empuje seleccionado es el valor medio, puesto que todos los ángulos son equiprobables. Además, se debe de estimar la velocidad del viento aparente de la ruta, así como la superficie alar de la vela a instalar. Por otro lado, la distancia a desarrollar depende del trayecto. Sin embargo, si se quiere determinar un valor de trabajo fácilmente comparable se deberá referir el trabajo a una determinada unidad de longitud, como puede ser, por unidad kilométrica. El trabajo de la vela por kilómetro se obtendrá mediante la ecuación 50.

$$W_{Vela} = F_x \cdot d \quad (49)$$

$$W_{Vela,km} = F_x \cdot \frac{1000m}{1km} \quad (50)$$

El trabajo desarrollado por motor depende de la masa de combustible consumida junto con su poder calorífico multiplicada por el rendimiento global de este. Adicionalmente a esto, hay que tener en cuenta las pérdidas energéticas que se producen en el sistema de transmisión y, posteriormente, en la hélice. El producto de todas estas variables, nos indica el trabajo real desarrollado por el sistema de propulsión convencional para una ruta en concreto (ecuación 51). Al igual que para el caso de la vela, es interesante referir este trabajo a la misma unidad de longitud para que puedan ser comparadas. Para ello, se debe dividir por la distancia total realizada en la unidad deseada. El trabajo del motor por kilómetro se puede obtener mediante la ecuación 52.

$$W_{motor} = m_c \cdot H \cdot \eta_m \cdot \eta_{st} \cdot \eta_h \quad (51)$$

$$W_{motor,km} = m_c \cdot H \cdot \eta_m \cdot \eta_{st} \cdot \eta_h / d_{ruta} \quad (52)$$

Siendo, m_c , la masa de combustible consumida en una ruta determinada, H , el poder calorífico del combustible, η_m , el rendimiento global del motor, η_{st} , el rendimiento del sistema de transmisión, η_h , el rendimiento de la hélice y, d_{ruta} la distancia realizada en la ruta en km.

Una vez calculados los trabajos por unidad de longitud, el rendimiento de la vela se obtiene:

$$\eta_{vela} = \frac{W_{Vela,km}}{W_{motor,km}} \quad (53)$$

El ahorro económico por unidad de longitud recorrida se puede calcular mediante la siguiente ecuación:

$$\Delta CE_{c,km} = \frac{m_c}{d_{ruta}} \cdot \eta_{vela} \cdot p_c \quad (54)$$

Siendo $\Delta CE_{c,km}$ la variación en el coste del carburante por km y p_c el precio del combustible.

Para analizar el rendimiento que puede llegar a tener una vela definida geoméricamente con el perfil óptimo, se ha recurrido a uno de los casos que nos propone la compañía Bound4Blue en su página web (Bound4Blue 2020). El supuesto escogido es el de un petrolero que cubre una ruta marítima entre Rotterdam y Nueva Orleans (véase figura 3.19).

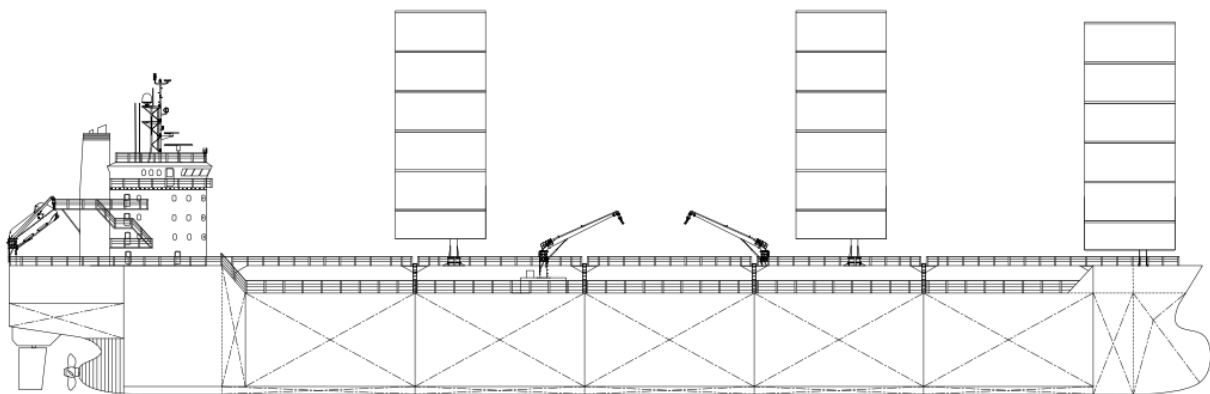


Figura 3.19. Petrolero del estudio.

Las características tanto del petrolero como de la ruta están recogidas en las tablas 3.6 y 3.7, respectivamente.

Características del petrolero	
Largo (Eslora)	157 m
Ancho (Manga)	23,5 m
Calado	9,6 m
Peso muerto	19.350 t
Potencia del motor a máxima carga	5110 kW
Velocidad de servicio	13 kt (6,7m/s)

Tabla 3.6. Características del petrolero.

Características de la ruta	
Ruta	Rotterdam - Nueva Orleans
Distancia	4726 NM (8758 km)
Duración del viaje	15 días
Consumo de carburante por viaje	210,2 t

Tabla 3.7. Características de la ruta.

Además de estos datos, es necesario determinar unos valores razonables para los rendimientos. Para el cálculo del rendimiento del motor se ha recurrido al catálogo de uno de los motores diésel utilizados en este tipo de embarcaciones desarrollado por la empresa MAN (MAN B&W S60MC-C8.2-TII). Este motor presenta un consumo específico que oscila entre 167,5 y 174 g/kWh para un poder calorífico del combustible de 42700 kJ/kg , siendo estas diferencias debidas, entre otras, a las condiciones de trabajo del motor. Seleccionando un valor medio de consumo específico de 170 g/kWh , se puede obtener el rendimiento que presentan los motores en este tipo de aplicaciones mediante la ecuación 55.

$$C_e = \frac{1}{H \cdot \eta_m} \quad (55)$$

Despejando el rendimiento del motor y sustituyendo los valores del poder calorífico y del consumo específico se tiene que:

$$\eta_m = \frac{1}{H \cdot C_e} = \frac{1}{42700 \left[\frac{kJ}{kg} \right] \cdot 170 \left[\frac{g}{kWh} \right] \cdot \frac{1[kg]}{1000[g]} \cdot \frac{1[h]}{3600[s]}} \approx 0,50$$

En cuanto a los rendimientos del sistema de transmisión y de las hélices, se ha recurrido a un trabajo técnico para conocer sus valores (Castañé Bellver 2018). Los tres rendimientos a utilizar se muestran en la tabla 3.8.

Rendimientos	
Rendimiento mecánico (η_m)	0,50
Rendimiento del sistema de transmisión (η_{st})	0,94
Rendimiento de la hélice (η_h)	0,61

Tabla 3.8. Rendimientos pertenecientes al sistema de propulsión tradicional.

A partir de estos datos, se puede calcular el trabajo por kilómetro que desarrolla el sistema de propulsión convencional del barco en condiciones normales. En el caso de la vela, el trabajo realizado se estudiará en función de los diferentes valores de velocidad de viento y superficie alar para el perfil óptimo, con el objetivo de analizar los rendimientos que se pueden alcanzar en función de ambos parámetros.

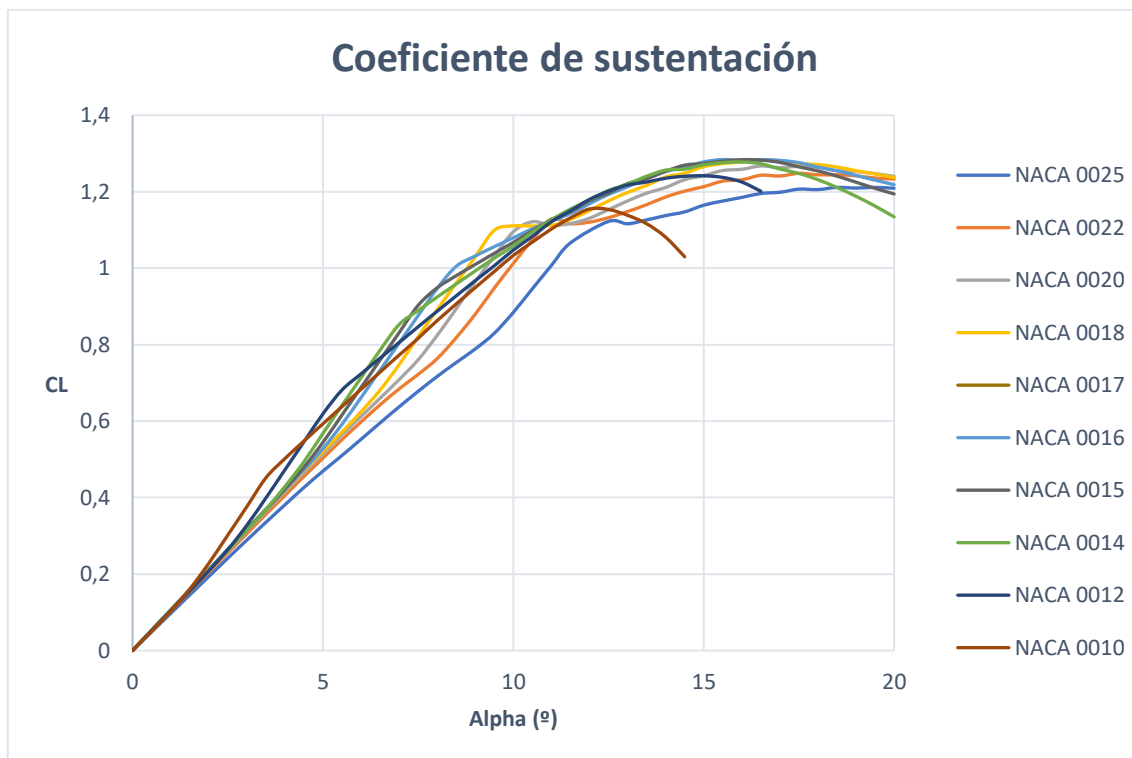
4 Resultados y conclusiones

4.1 Resultados

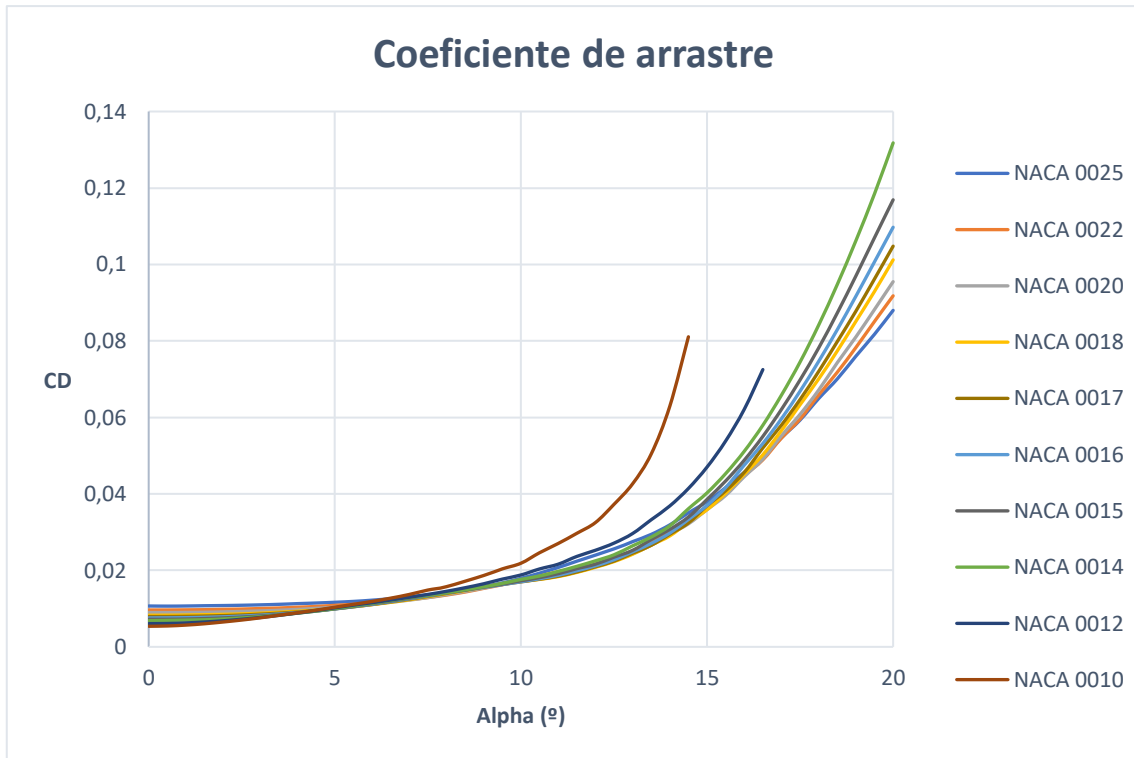
4.1.1 Coeficientes de sustentación y arrastre prepérdida

El resultado del estudio de todos los perfiles mediante el uso del programa aeronáutico CFD XFLR5 se adjunta en el anejo III, pudiendo visualizar los resultados en la figura 4.1.

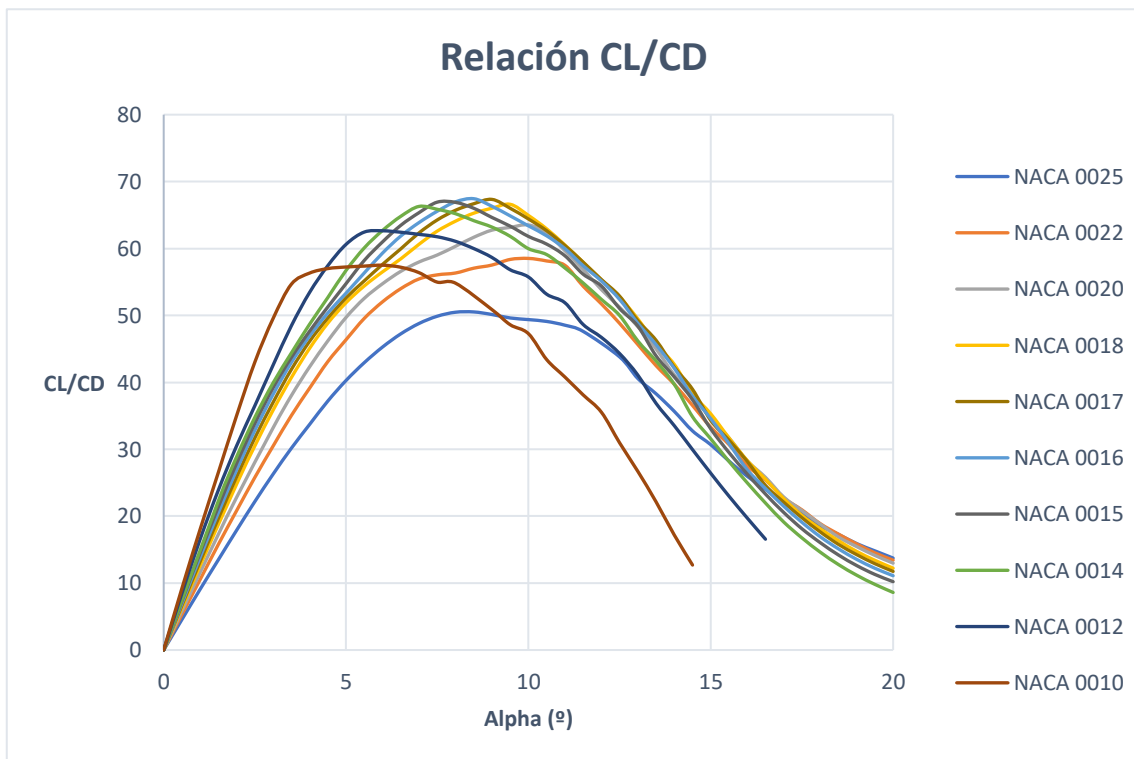
En la figura 4.1a se pueden observar los resultados de los coeficientes de sustentación para los diferentes perfiles analizados. Como se puede advertir, los perfiles con menor grosor presentan un valor máximo del coeficiente de sustentación en ángulos de ataque anteriores a los perfiles más gruesos. El coeficiente de arrastre, por su parte, tiene una tendencia de crecimiento menor en el caso de los perfiles más gruesos, tal y como se puede apreciar en la figura 4.1b. La manera en la cual se relacionan los comportamientos anteriormente mencionados de ambos coeficientes aerodinámicos se muestra en la figura 4.1c. En ella se puede observar que los perfiles cercanos al NACA 0016 presentan una ratio entre coeficientes superior a los demás para ángulos cercanos a los $8,5^\circ$, es decir, estos perfiles son capaces de ejercer una fuerza de sustentación superior con una menor fuerza de arrastre. A medida que el grosor del perfil va modificándose, sea por exceso o por defecto, la máxima ratio alcanzada es cada vez menor y se mantiene prácticamente constante para un mayor rango de ángulos de ataque.



a) Coeficiente de sustentación.



b) Coeficiente de arrastre.

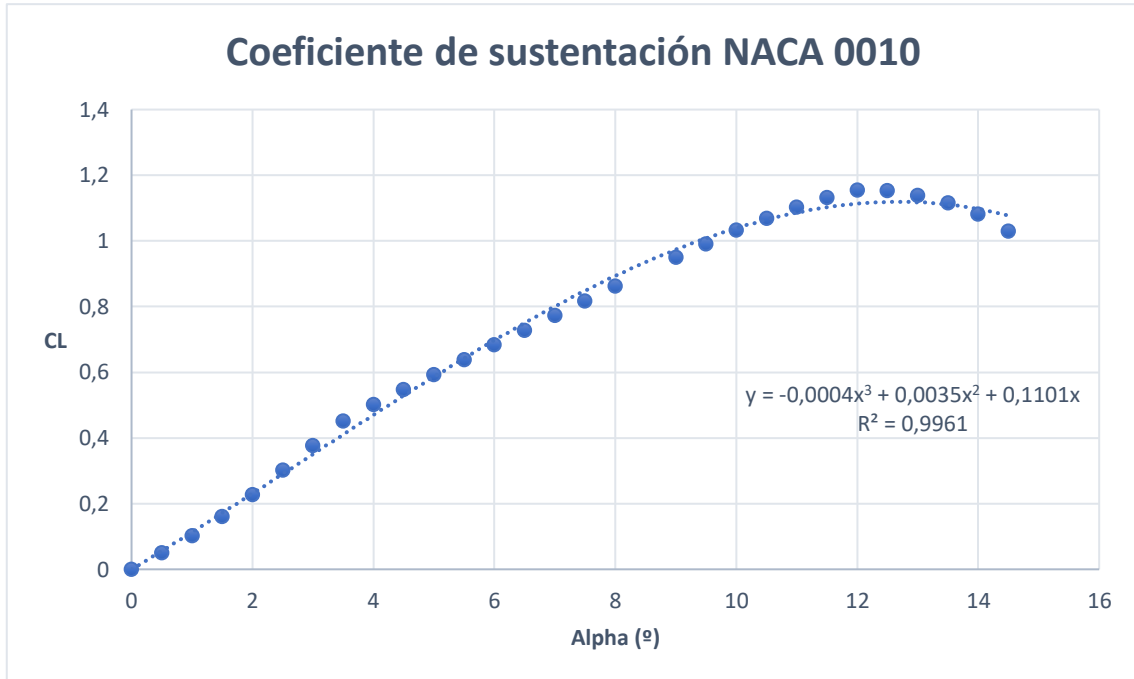


c) Relación entre el coeficiente de sustentación y arrastre.

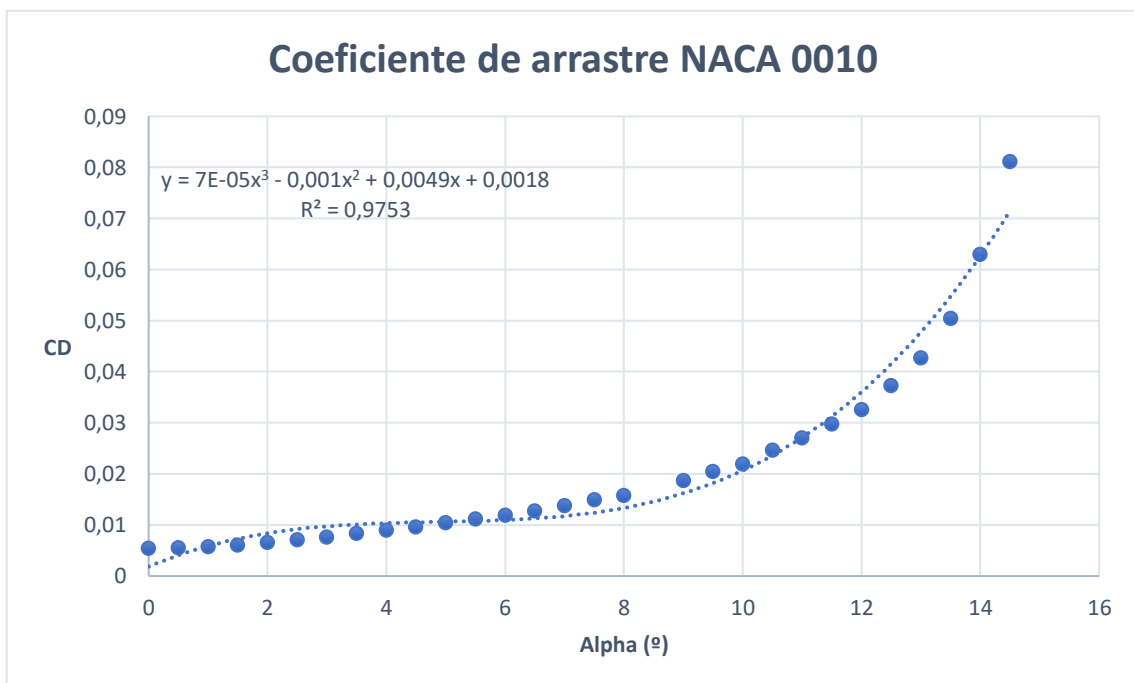
Figura 4.1. Resultados del análisis fluidomecánico mediante XFLR5.

4.1.2 Ajustes de los coeficientes de sustentación y arrastre

Los valores de los diferentes coeficientes aerodinámicos prepérdida obtenidos mediante el programa XFLR5 para todos los perfiles a analizar se han ajustado a un modelo polinómico de tercer grado. A continuación, en las figuras 4.2 a 4.11, se muestran los ajustes realizados para los coeficientes de sustentación y arrastre.

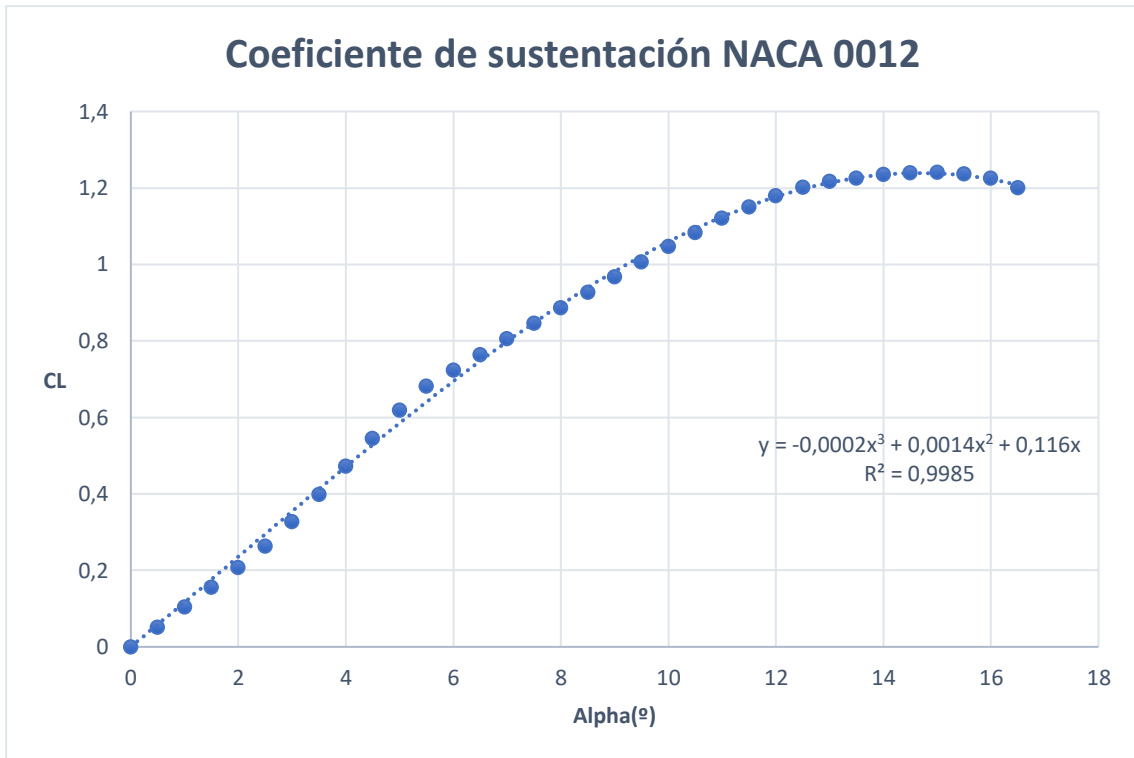


a) Coeficiente de sustentación para NACA 0010.

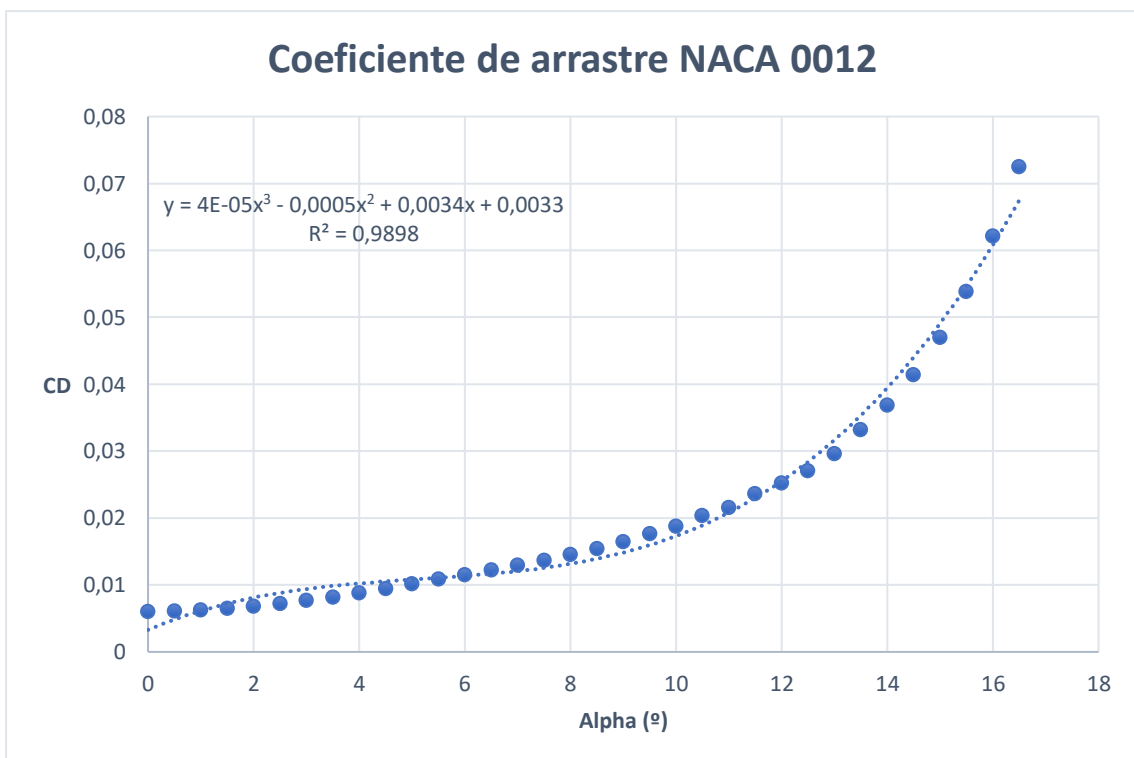


b) Coeficiente de arrastre para NACA 0010.

Figura 4.2. Ajuste polinómico de los coeficientes aerodinámicos prepérdida del perfil NACA 0010.

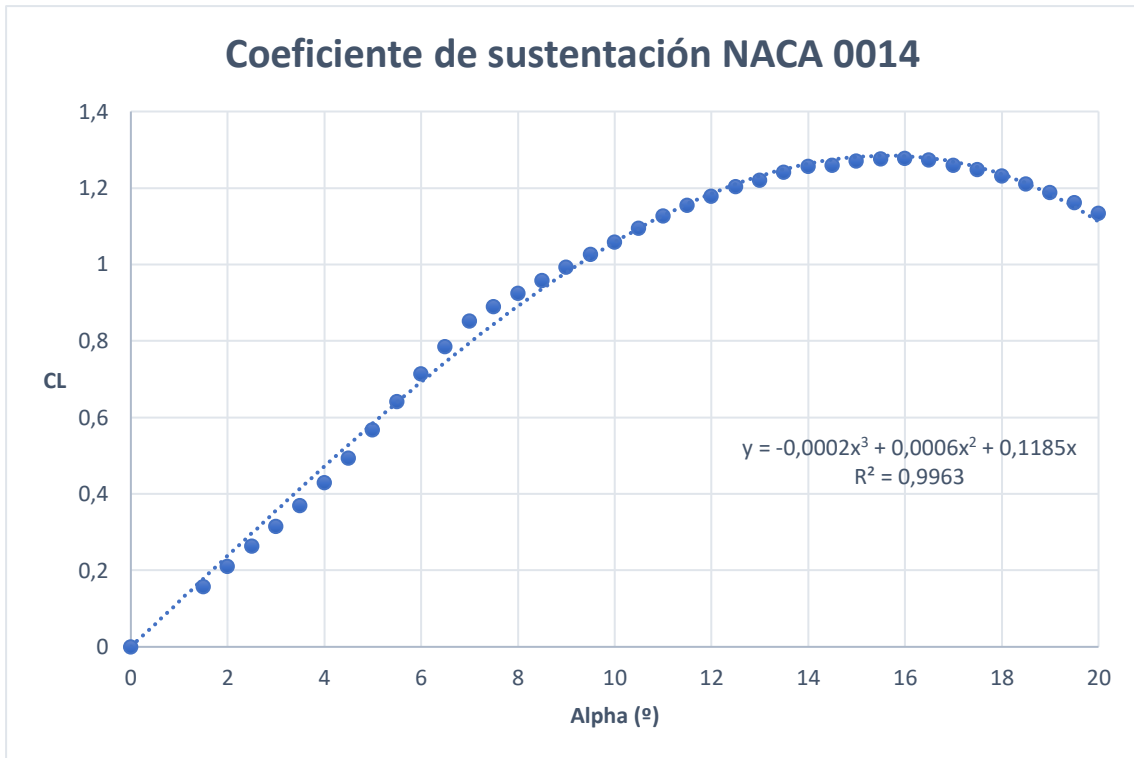


a) Coeficiente de sustentación para NACA 0012.

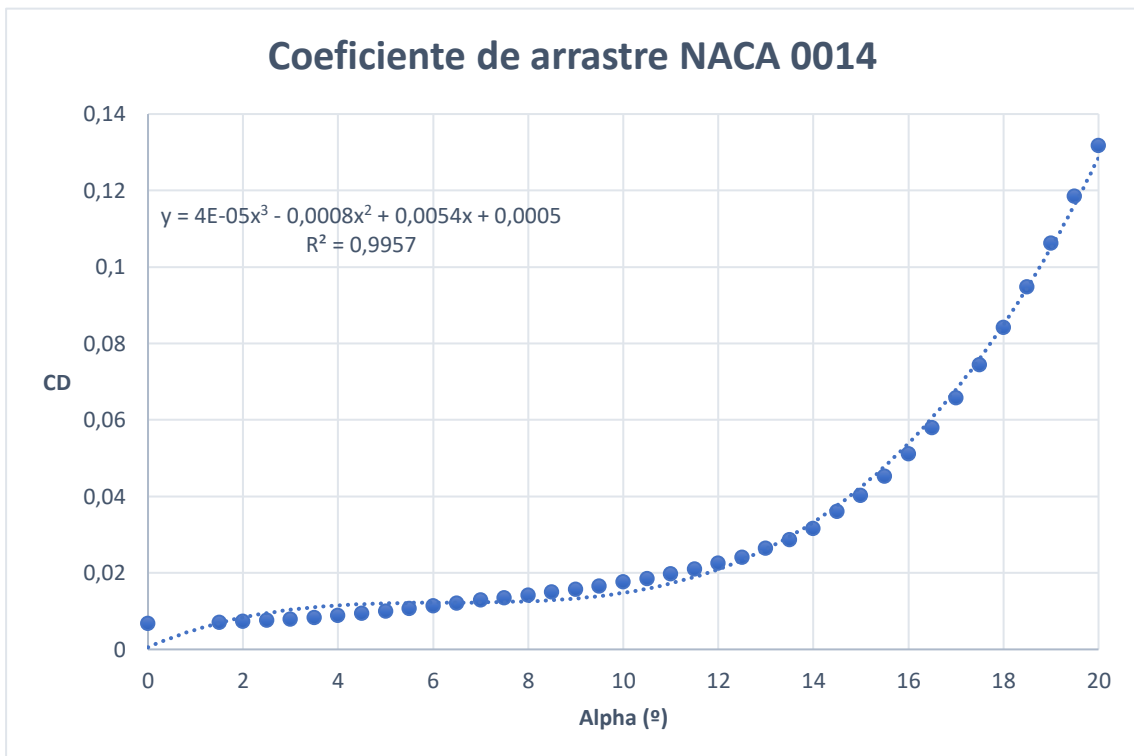


b) Coeficiente de arrastre para NACA 0012.

Figura 4.3. Ajuste polinómico de los coeficientes aerodinámicos preperdida del perfil NACA 0012.

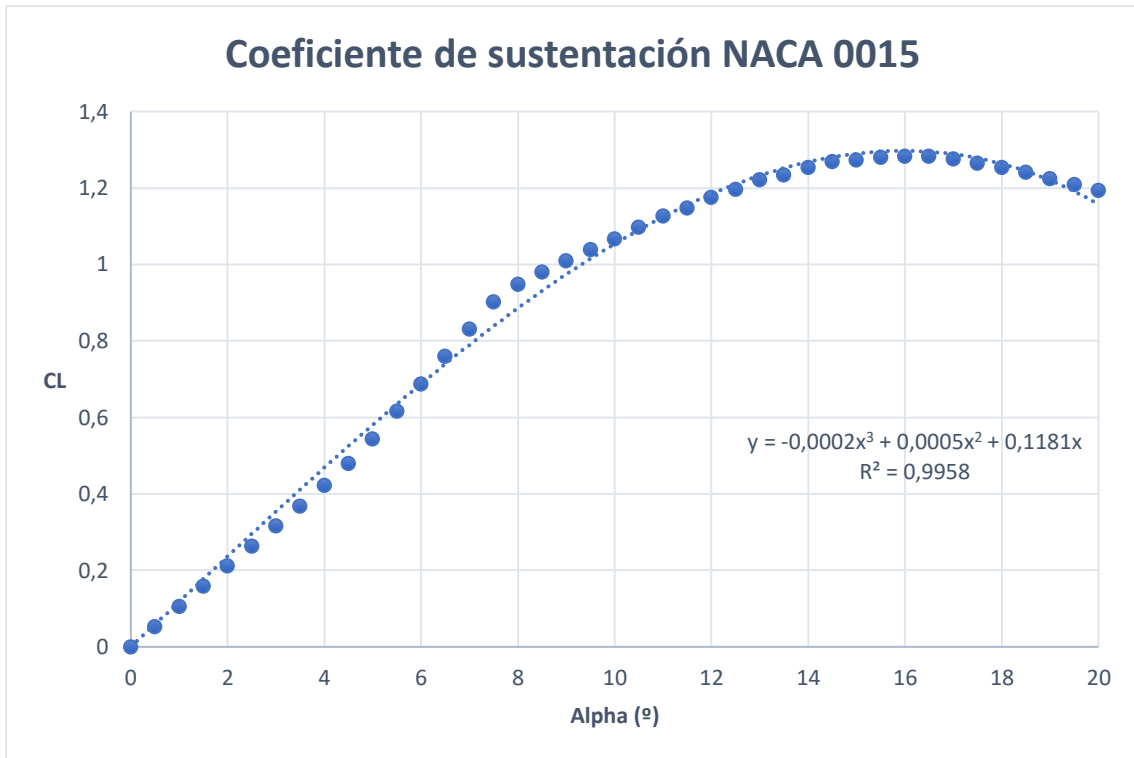


a) Coeficiente de sustentación para NACA 0014.

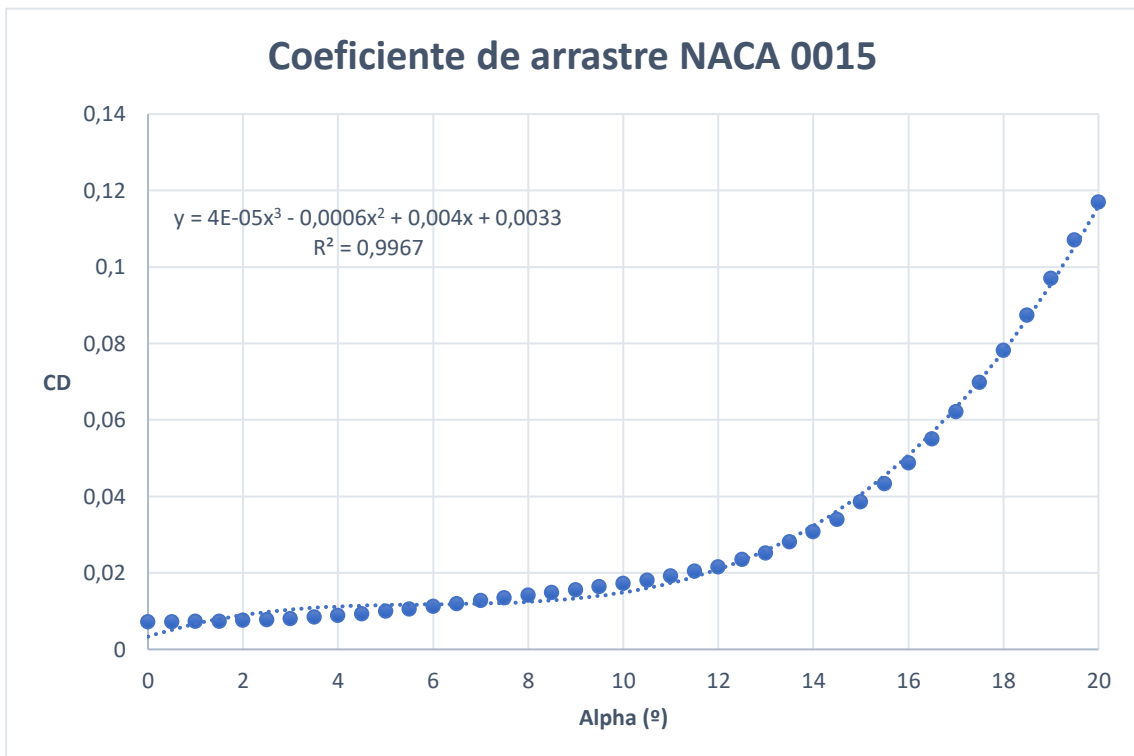


b) Coeficiente de arrastre para NACA 0014.

Figura 4.4. Ajuste polinómico de los coeficientes aerodinámicos preperdida del perfil NACA 0014.

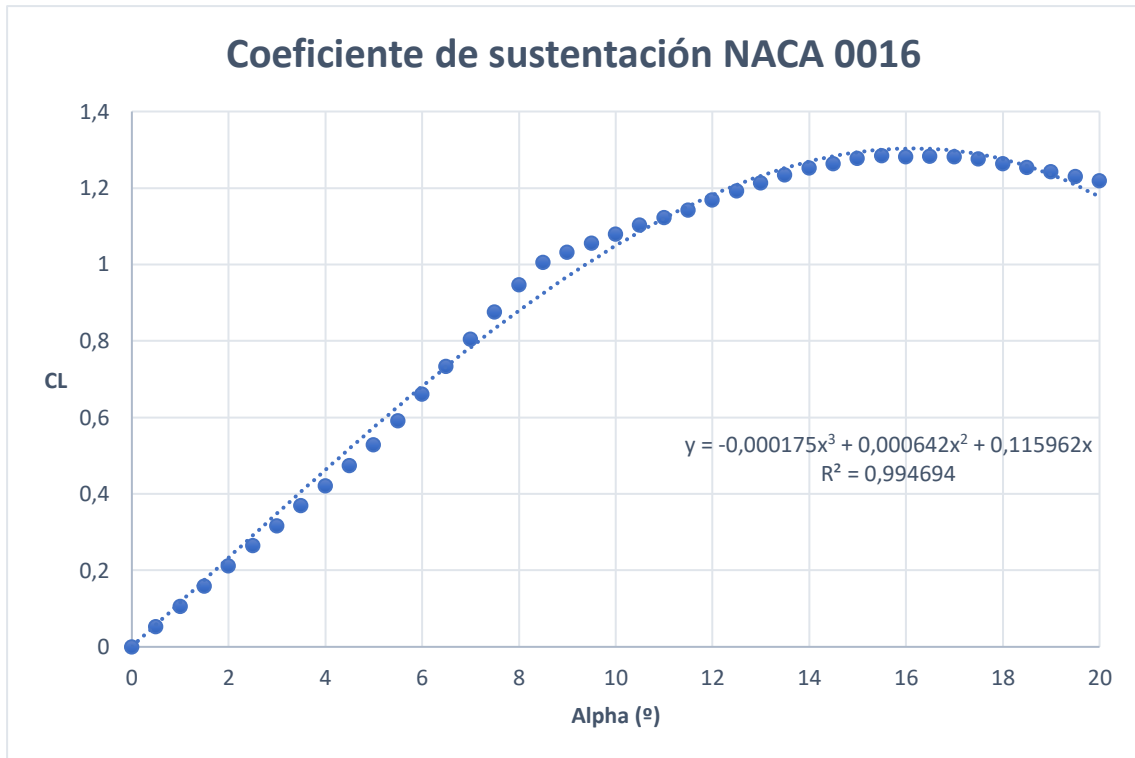


a) Coeficiente de sustentación para NACA 0015.

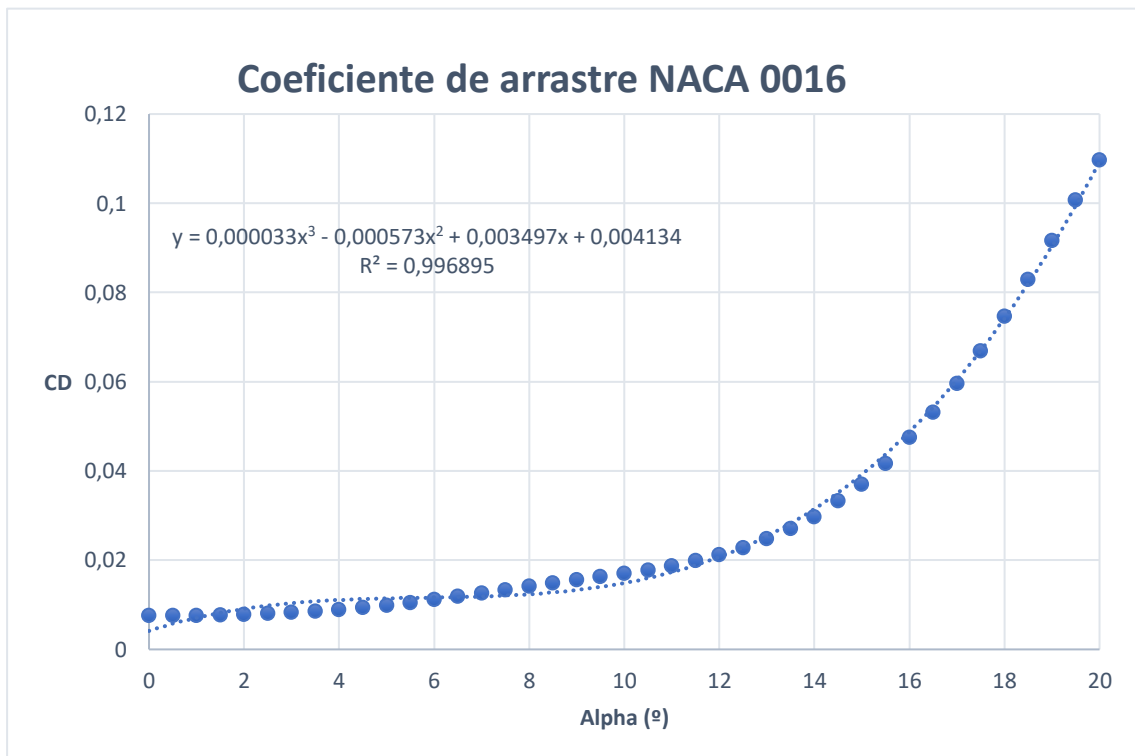


b) Coeficiente de arrastre para NACA 0015.

Figura 4.5. Ajuste polinómico de los coeficientes aerodinámicos preperdida del perfil NACA 0015.



a) Coeficiente de sustentación para NACA 0016.

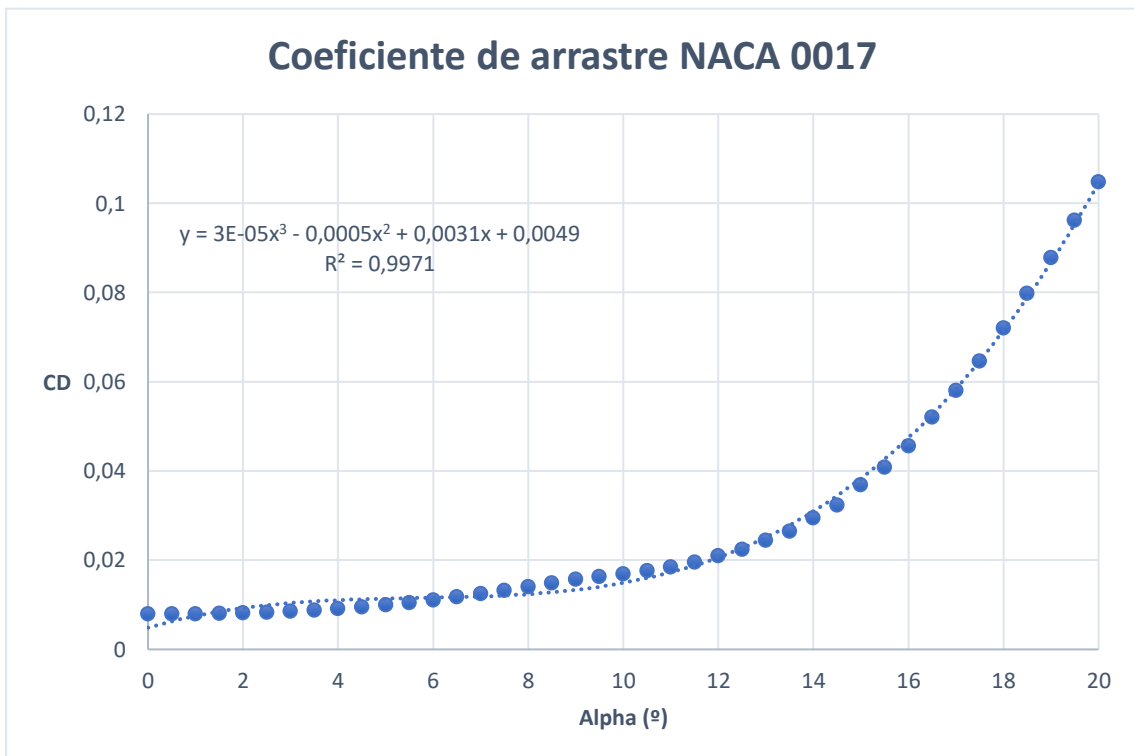


b) Coeficiente de arrastre para NACA 0016.

Figura 4.6. Ajuste polinómico de los coeficientes aerodinámicos preperdida del perfil NACA 0016.

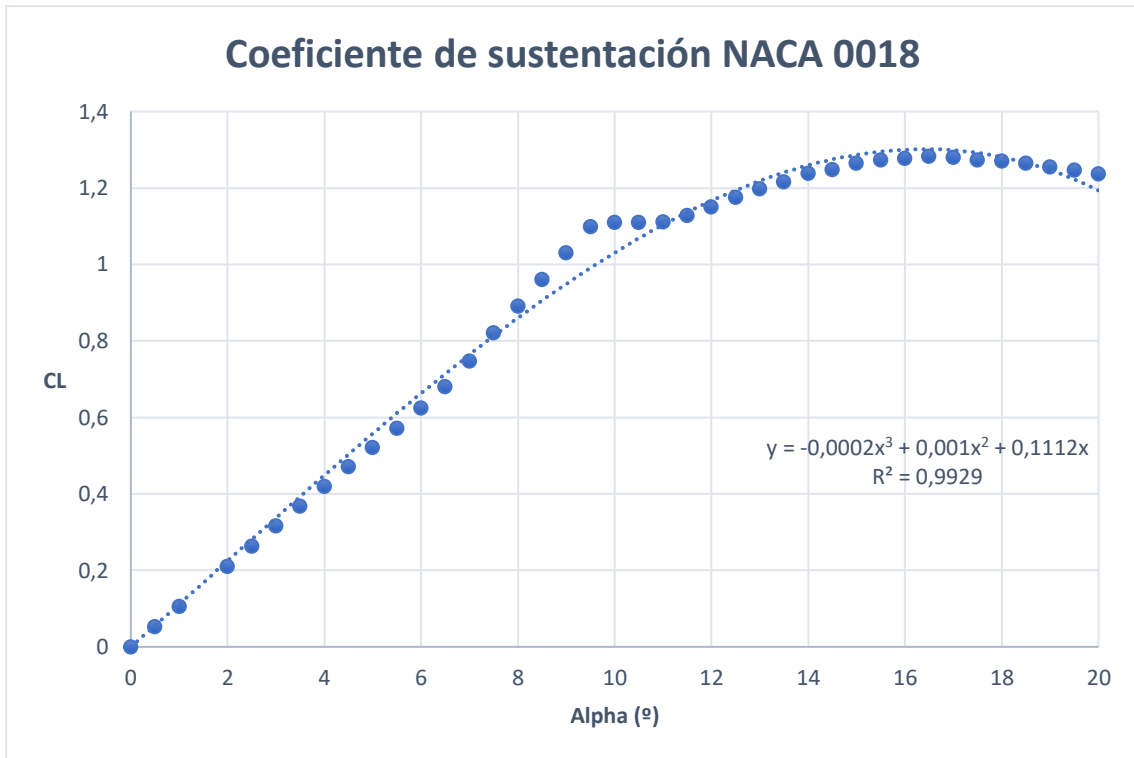


a) Coeficiente de sustentación para NACA 0017.

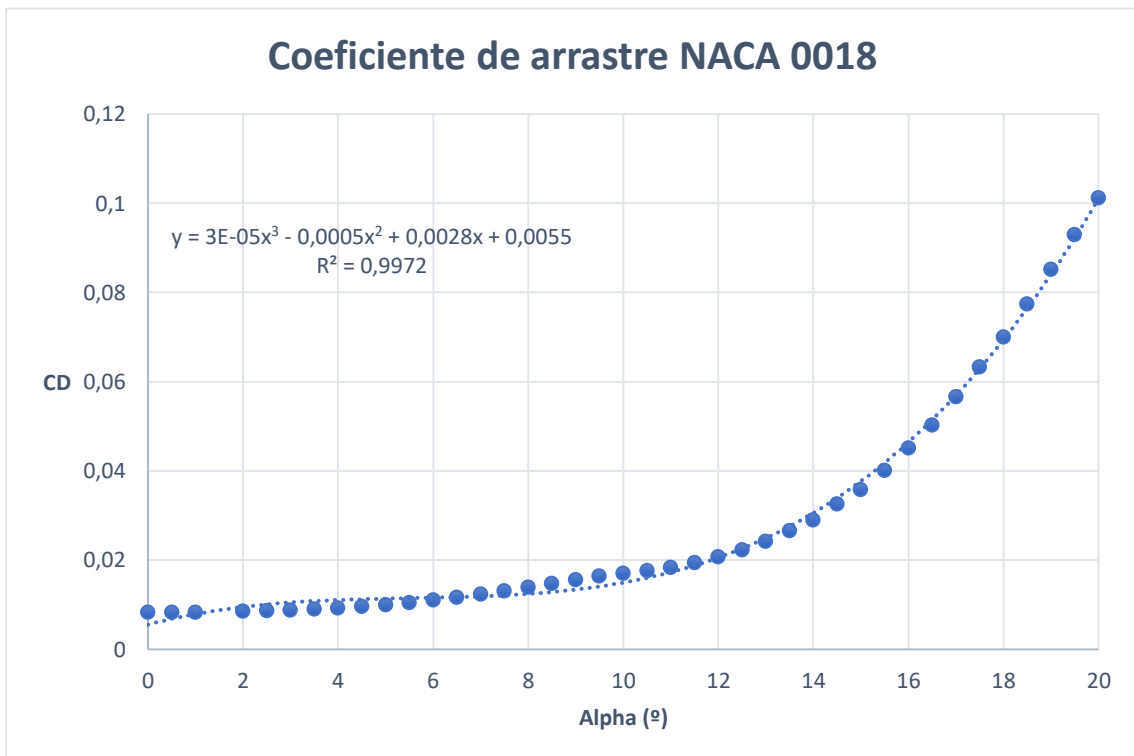


b) Coeficiente de arrastre para NACA 0017.

Figura 4.7. Ajuste polinómico de los coeficientes aerodinámicos preperdida del perfil NACA 0017.



a) Coeficiente de sustentación para NACA 0018.

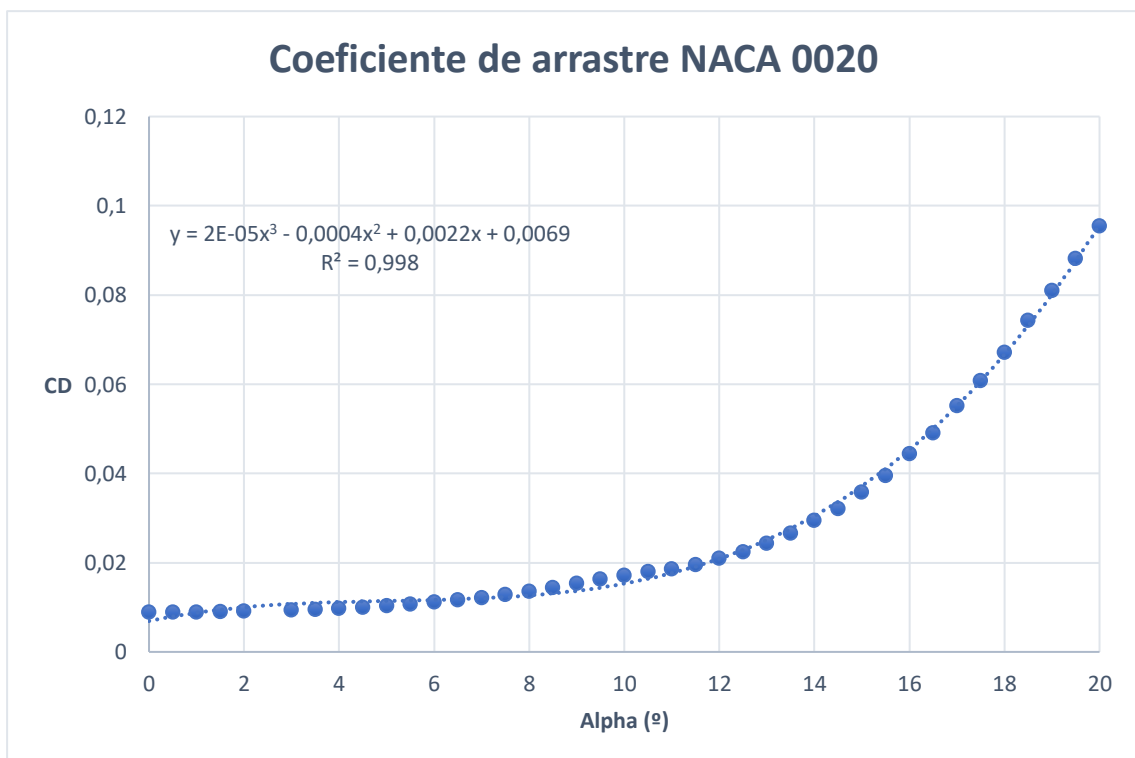


b) Coeficiente de arrastre para NACA 0018.

Figura 4.8. Ajuste polinómico de los coeficientes aerodinámicos preperdida del perfil NACA 0018.

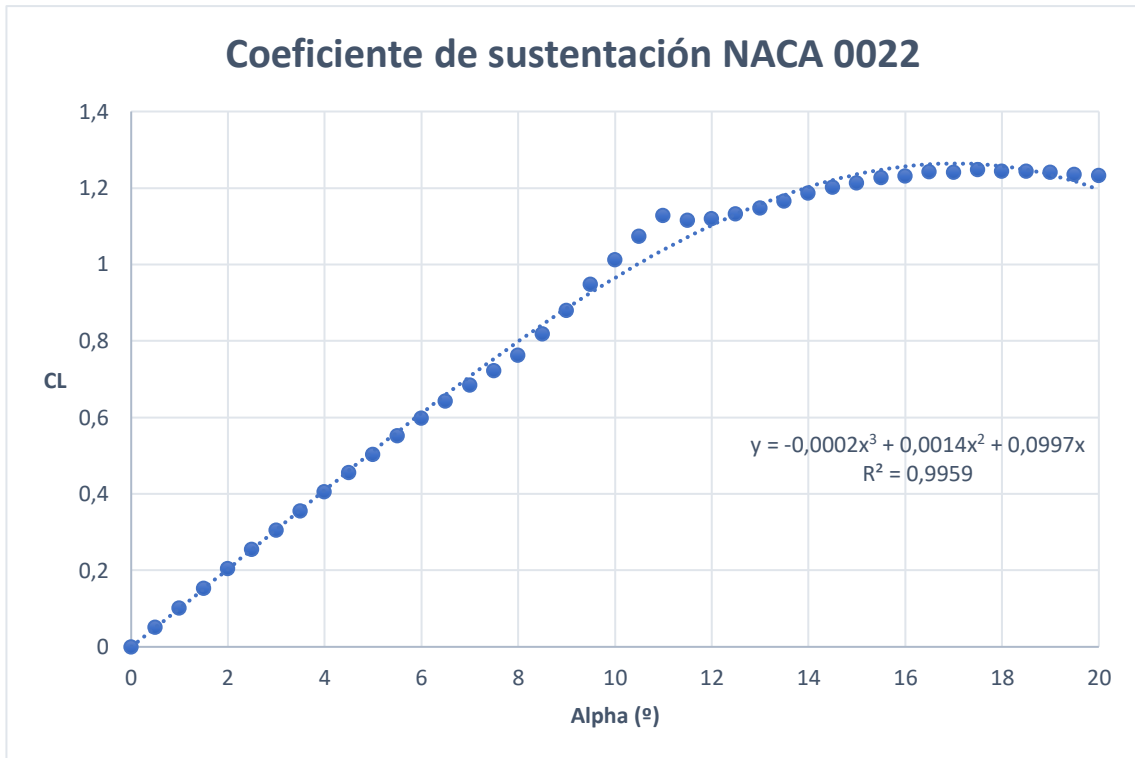


a) Coeficiente de sustentación para NACA 0020.

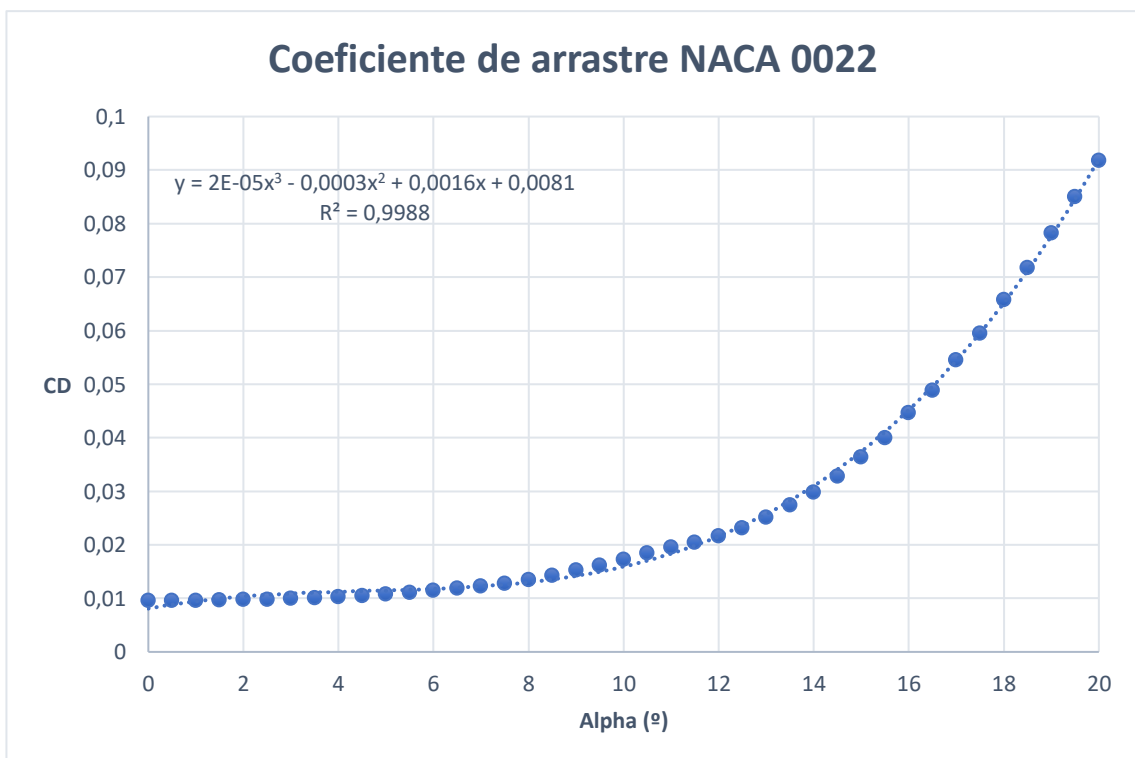


b) Coeficiente de arrastre para NACA 0020.

Figura 4.9. Ajuste polinómico de los coeficientes aerodinámicos preperdida del perfil NACA 0020.



a) Coeficiente de sustentación para NACA 0022.

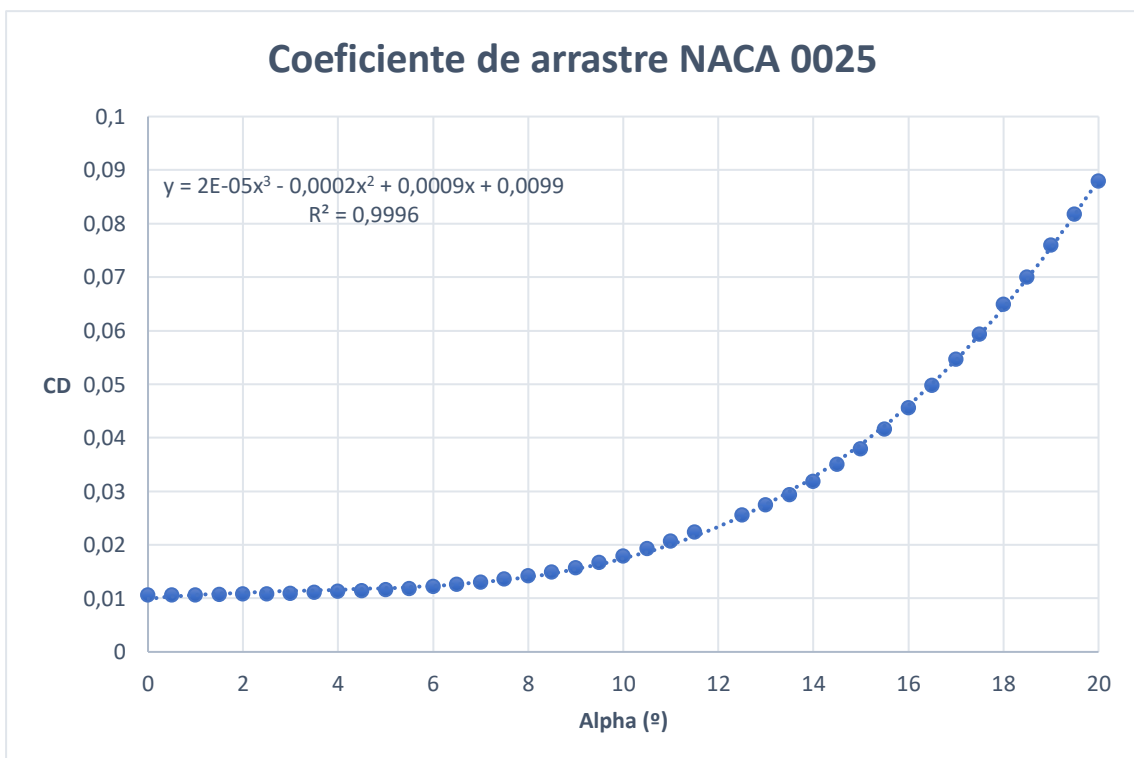


b) Coeficiente de arrastre para NACA 0022.

Figura 4.10. Ajuste polinómico de los coeficientes aerodinámicos preperdida del perfil NACA 0022.



a) Coeficiente de sustentación para NACA 0025.



b) Coeficiente de arrastre para NACA 0025.

Figura 4.11. Ajuste polinómico de los coeficientes aerodinámicos preperdida del perfil NACA 0025.

Para facilitar la lectura de los resultados de los diferentes ajustes polinómicos mostrados en las figuras anteriores, se incluye en la tabla 4.1 un resumen de los coeficientes del ajuste, así como el R^2 asociado para los coeficientes aerodinámicos de cada perfil.

Como se puede visualizar en la tabla 4.1, los ajustes realizados mediante un polinomio de tercer grado representan de forma fidedigna el comportamiento de los coeficientes aerodinámicos para ángulos de ataque desde cero grados hasta el ángulo de entrada en pérdida del perfil. Prueba de ello es que el coeficiente de determinación R^2 ronda el 99% para todos los casos, siendo en gran parte de ellos superado.

Perfil	Tipo de coeficiente aerodinámico	Coeficientes del ajuste				R^2
		x^3	x^2	x^1	x^0	
NACA 0010	Sustentación	-4,11E-04	3,48E-03	1,10E-01	0	0,9961
NACA 0012	Sustentación	-2,45E-04	1,44E-03	1,16E-01	0	0,9985
NACA 0014	Sustentación	-1,88E-04	6,04E-04	1,19E-01	0	0,9963
NACA 0015	Sustentación	-1,74E-04	4,72E-04	1,18E-01	0	0,9958
NACA 0016	Sustentación	-1,75E-04	6,42E-04	1,16E-01	0	0,9947
NACA 0017	Sustentación	-1,76E-04	8,10E-04	1,14E-01	0	0,9938
NACA 0018	Sustentación	-1,76E-04	9,52E-04	1,11E-01	0	0,9929
NACA 0020	Sustentación	-1,72E-04	1,14E-03	1,06E-01	0	0,9947
NACA 0022	Sustentación	-1,68E-04	1,37E-03	9,97E-02	0	0,9959
NACA 0025	Sustentación	-1,55E-04	1,59E-03	8,94E-02	0	0,9973
NACA 0010	Arrastre	6,58E-05	-9,62E-04	4,92E-03	1,85E-03	0,9753
NACA 0012	Arrastre	3,50E-05	-5,46E-04	3,36E-03	3,29E-03	0,9898
NACA 0014	Arrastre	4,48E-05	-8,47E-04	5,42E-03	5,30E-04	0,9957
NACA 0015	Arrastre	3,64E-05	-6,45E-04	3,97E-03	3,32E-03	0,9967
NACA 0016	Arrastre	3,30E-05	-5,73E-04	3,50E-03	4,13E-03	0,9969
NACA 0017	Arrastre	3,05E-05	-5,16E-04	3,12E-03	4,85E-03	0,9971
NACA 0018	Arrastre	2,85E-05	-4,72E-04	2,81E-03	5,55E-03	0,9972
NACA 0020	Arrastre	2,48E-05	-3,85E-04	2,21E-03	6,92E-03	0,9980
NACA 0022	Arrastre	2,13E-05	-2,99E-04	1,64E-03	8,10E-03	0,9988
NACA 0025	Arrastre	1,64E-05	-1,74E-04	8,55E-04	9,94E-03	0,9996

Tabla 4.1. Ajustes polinómicos de los coeficientes aerodinámicos prepérdida.

4.1.3 Importancia de la zona postpérdida en el estudio de los coeficientes de empuje.

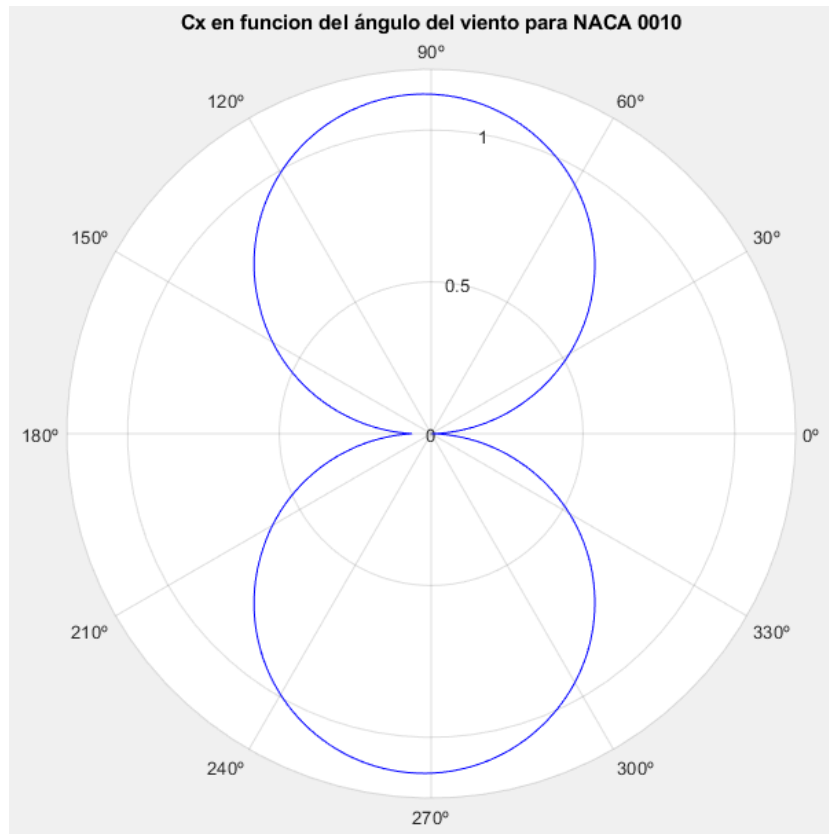
El cálculo del valor óptimo del coeficiente de empuje para cada ángulo de incidencia del viento aparente se obtiene ajustando el ángulo de ataque, de tal manera, que los valores de los coeficientes aerodinámicos del perfil obtenidos en función de este último maximicen el valor de empuje calculado mediante la ecuación 47. Por lo tanto, cada ángulo de incidencia tiene un ángulo de ataque asociado que permite obtener los valores máximos del coeficiente de empuje. En función del valor del ángulo de ataque, se pueden considerar dos posibilidades: i) trabajar solo con ángulos de ataque hasta el ángulo de pérdida o ii) incluir adicionalmente los ángulos de ataque postpérdida.

Como se ha comentado anteriormente, en este estudio se ha tenido en cuenta desde el primer momento la posibilidad de trabajar con ángulos de ataque superiores a la entrada en pérdida del perfil para la aplicación de la vela rígida. Para visualizar el impacto que supone cada posibilidad en el coeficiente de empuje, se han calculado los valores máximos de dicho coeficiente teniendo en cuenta las dos posibilidades. Para ilustrar los resultados se ha recurrido a diagramas polares donde el ángulo corresponde al de incidencia del viento aparente y la magnitud es el valor del coeficiente de empuje óptimo, como se puede observar en las figuras 4.12 a 4.21. El ángulo de ataque, por su parte, no ha sido representado, puesto que el objetivo de este apartado es visualizar qué estrategia permite obtener mayores empujes para cualquier ángulo de incidencia del viento, entendiéndose que la posición de la vela (ángulo de ataque) para cualquier ángulo de incidencia sería aquella que maximice el coeficiente de empuje.

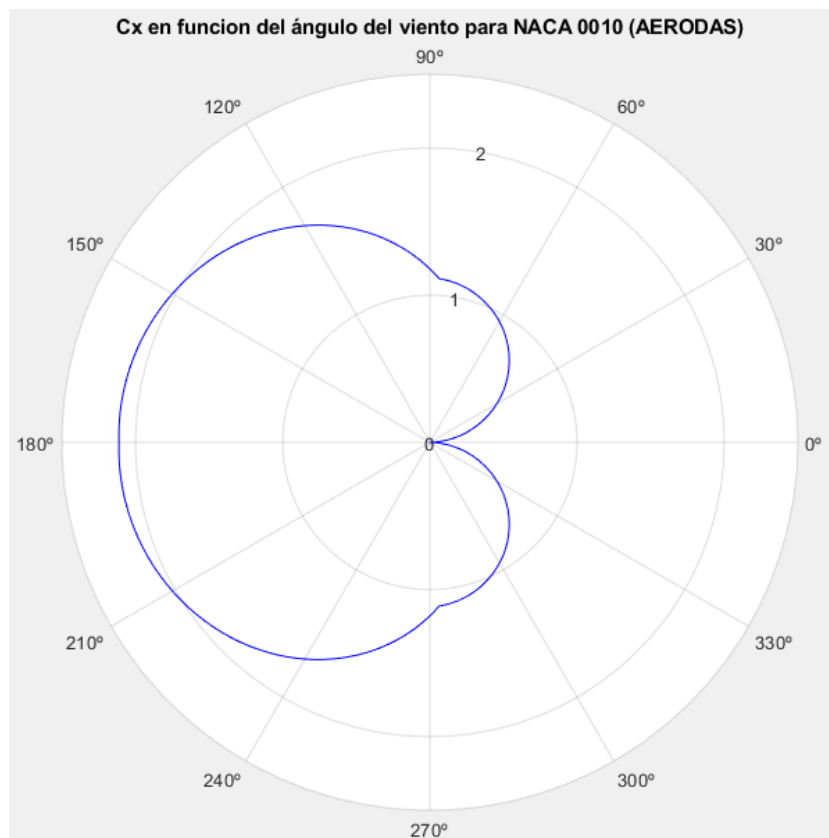
Como se puede advertir en las gráficas mostradas en las diferentes figuras, cuando el viento incide por la parte delantera del barco (proa) los valores de C_x en ambos casos son iguales, indicando que lo más beneficioso es orientar la vela con ángulos de ataque prepérdida.

Sin embargo, cuando el ángulo de incidencia del viento aparente actúa por la popa del barco, es más interesante poder trabajar con ángulos de ataque superiores al punto de pérdida. En estos casos, se produce un aumento progresivo del impulso hasta alcanzar su valor máximo cuando el ángulo de incidencia del viento es de 180° , mientras que, en el caso de trabajar con ángulos de incidencia prepérdida, el valor de empuje en la dirección de avance del viento cae de forma progresiva hasta alcanzar el mínimo a 180° .

De esta manera queda demostrada la importancia de considerar la zona postpérdida en el estudio de los coeficientes de empuje.

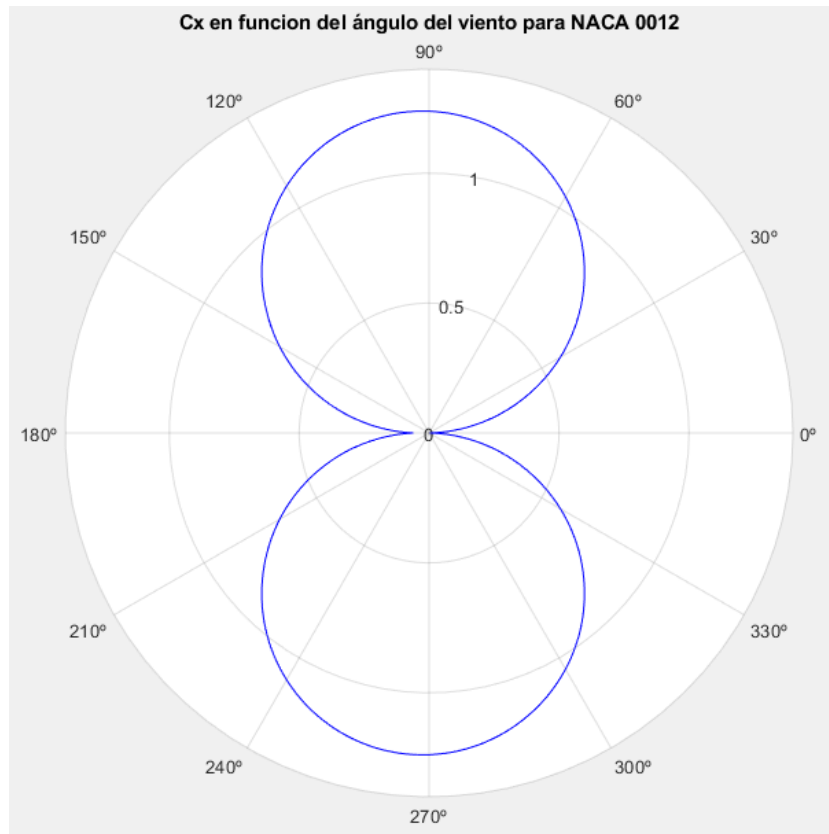


a) Diagrama polar de C_x para un perfil NACA 0010 con ángulos de ataque prepérdida.

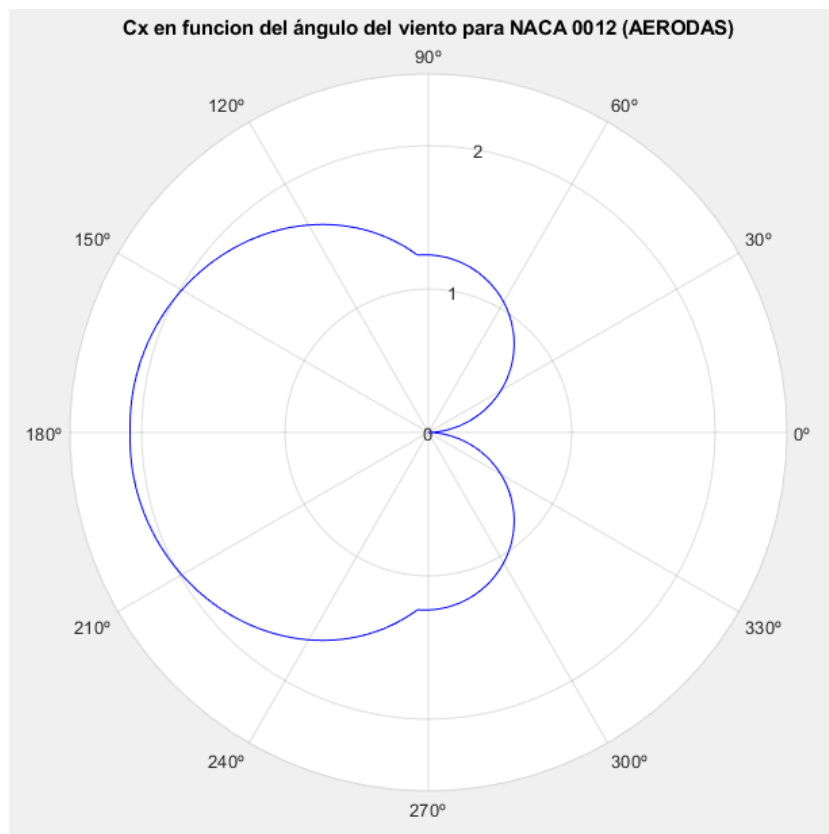


b) Diagrama polar de C_x para un perfil NACA 0010 con ángulos de ataque hasta 90°.

Figura 4.12. Diagramas polares de C_x para cada NACA 0010.

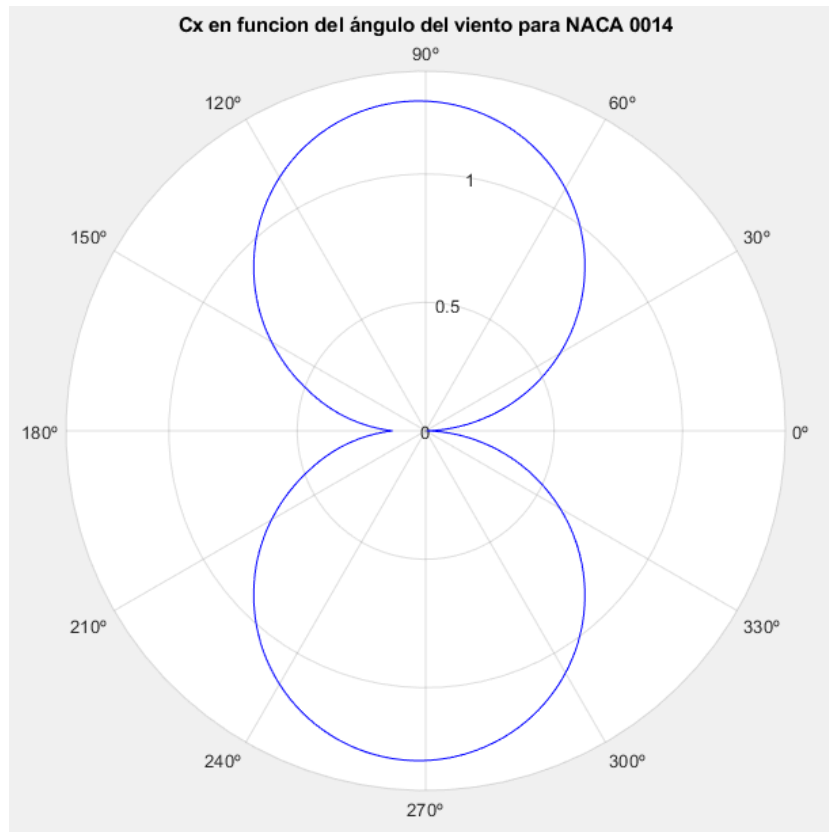


a) Diagrama polar de C_x para un perfil NACA 0012 con ángulos de ataque prepérdida.

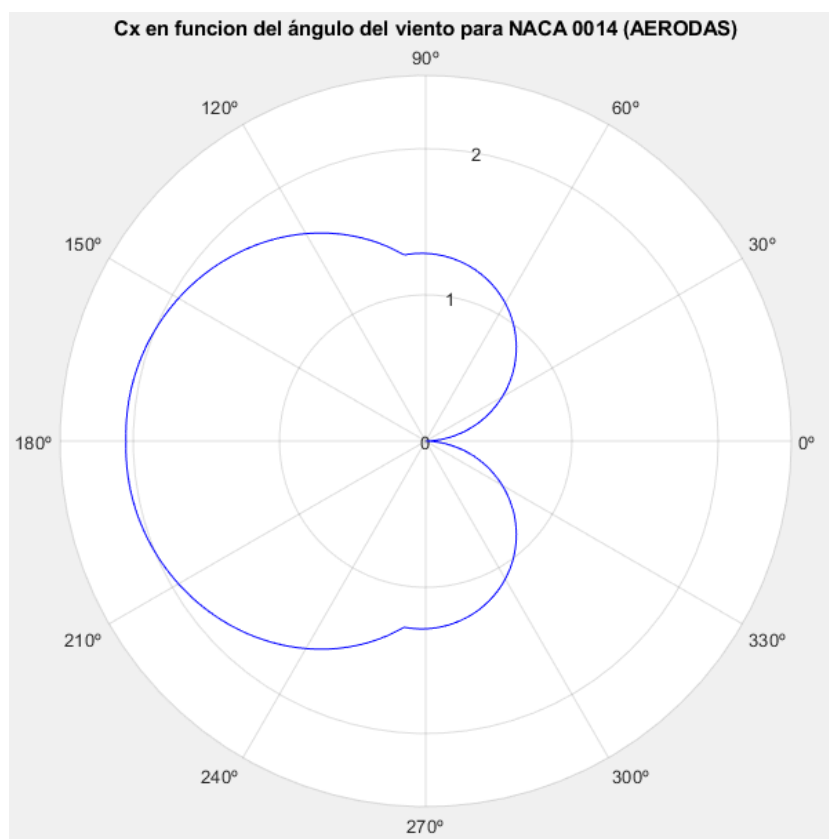


b) Diagrama polar de C_x para un perfil NACA 0012 con ángulos de ataque hasta 90°.

Figura 4.13. Diagramas polares de C_x para cada NACA 0012.

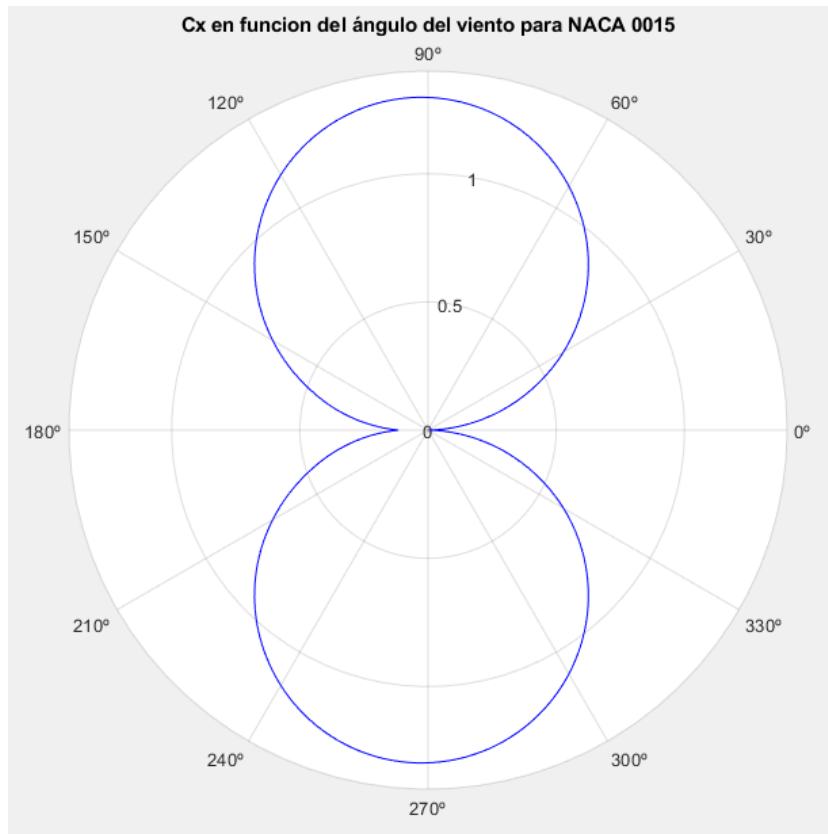


a) Diagrama polar de C_x para un perfil NACA 0014 con ángulos de ataque prepérdida.

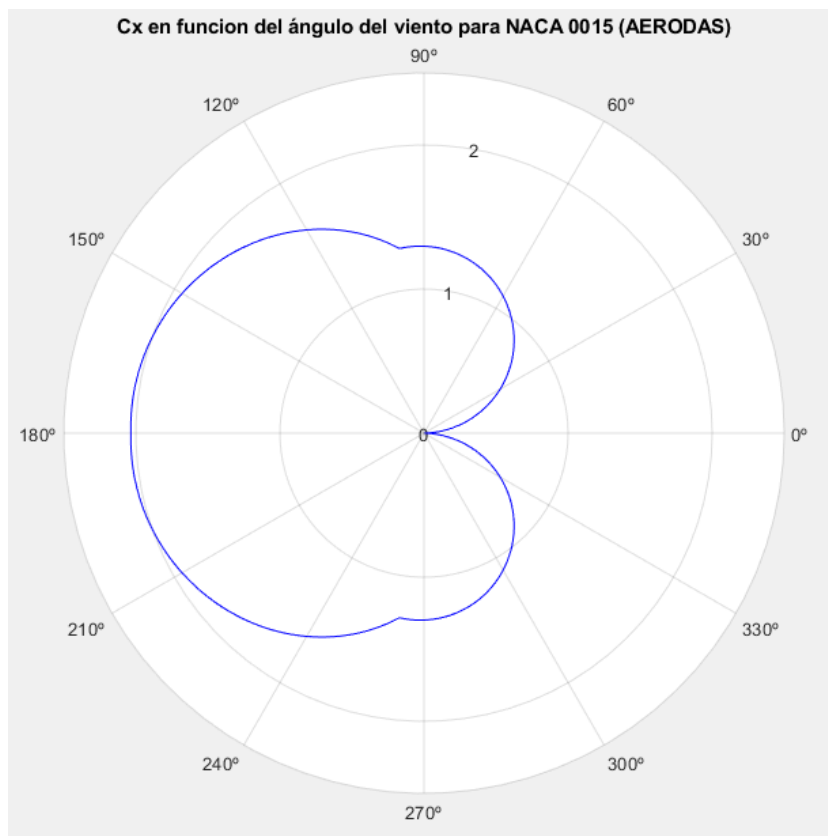


b) Diagrama polar de C_x para un perfil NACA 0014 con ángulos de ataque hasta 90°.

Figura 4.14. Diagramas polares de C_x para cada NACA 0014.

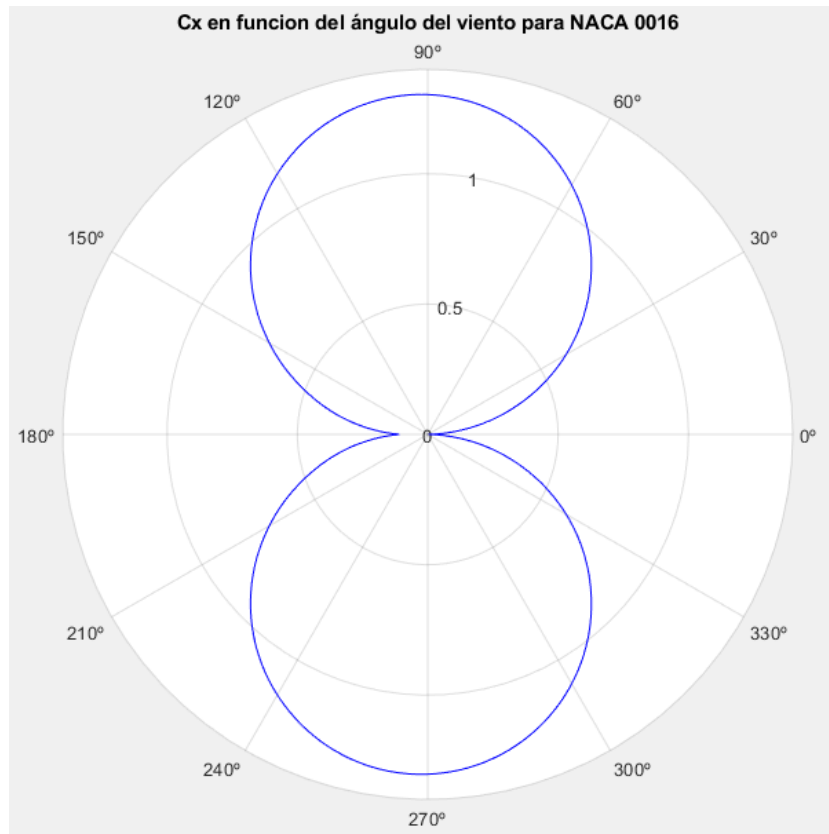


a) Diagrama polar de C_x para un perfil NACA 0015 con ángulos de ataque prepérdida.

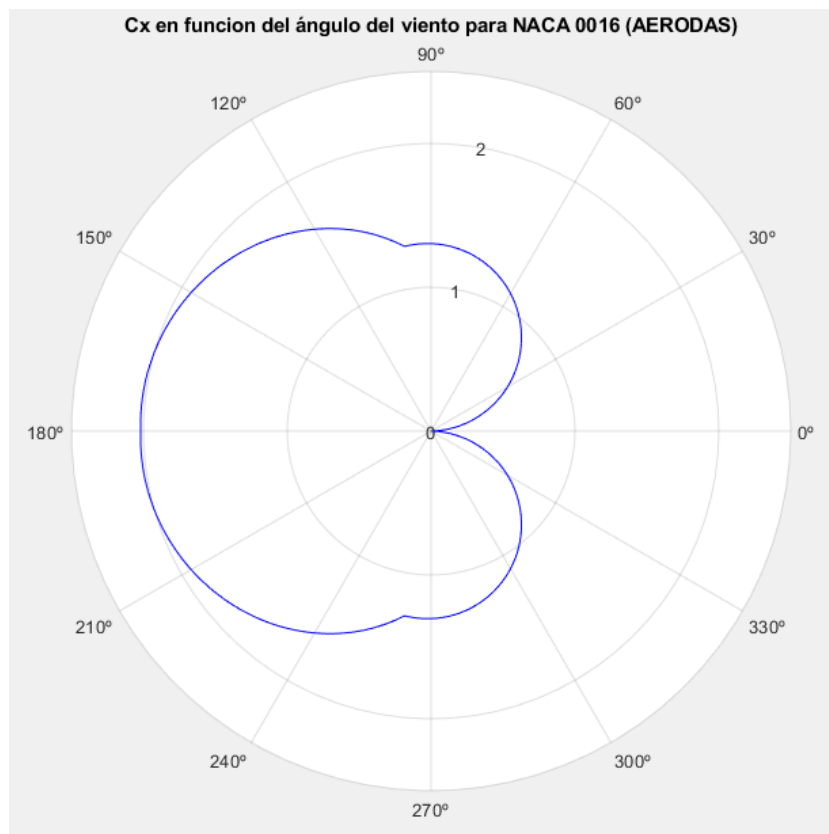


b) Diagrama polar de C_x para un perfil NACA 0015 con ángulos de ataque hasta 90°.

Figura 4.15. Diagramas polares de C_x para cada NACA 0015.

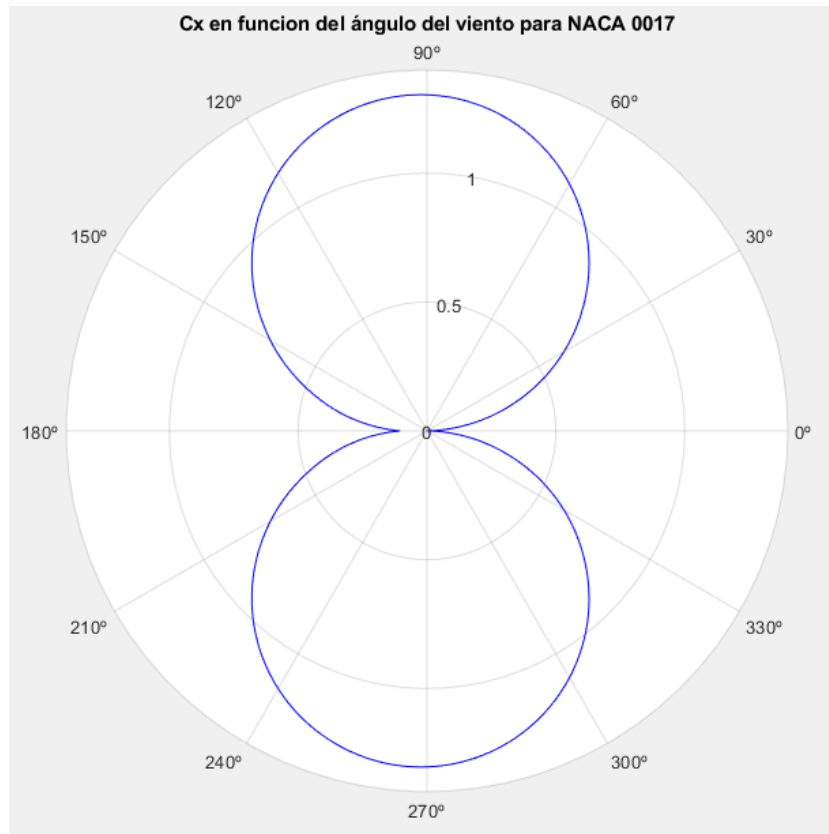


a) Diagrama polar de C_x para un perfil NACA 0016 con ángulos de ataque prepérdida.

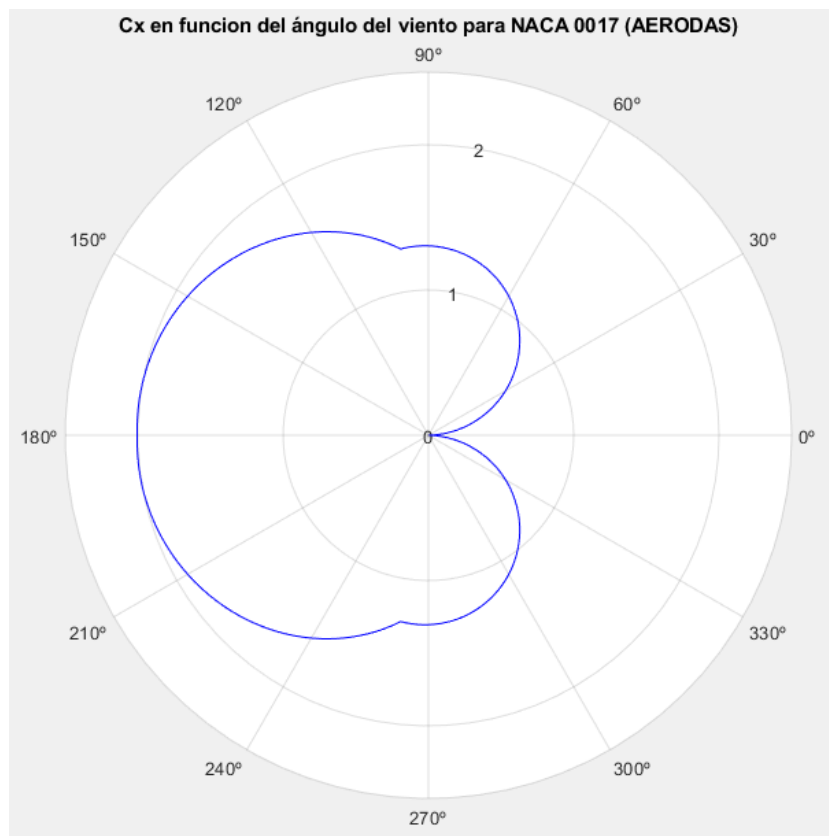


b) Diagrama polar de C_x para un perfil NACA 0016 con ángulos de ataque hasta 90°.

Figura 4.16. Diagramas polares de C_x para cada NACA 0016.

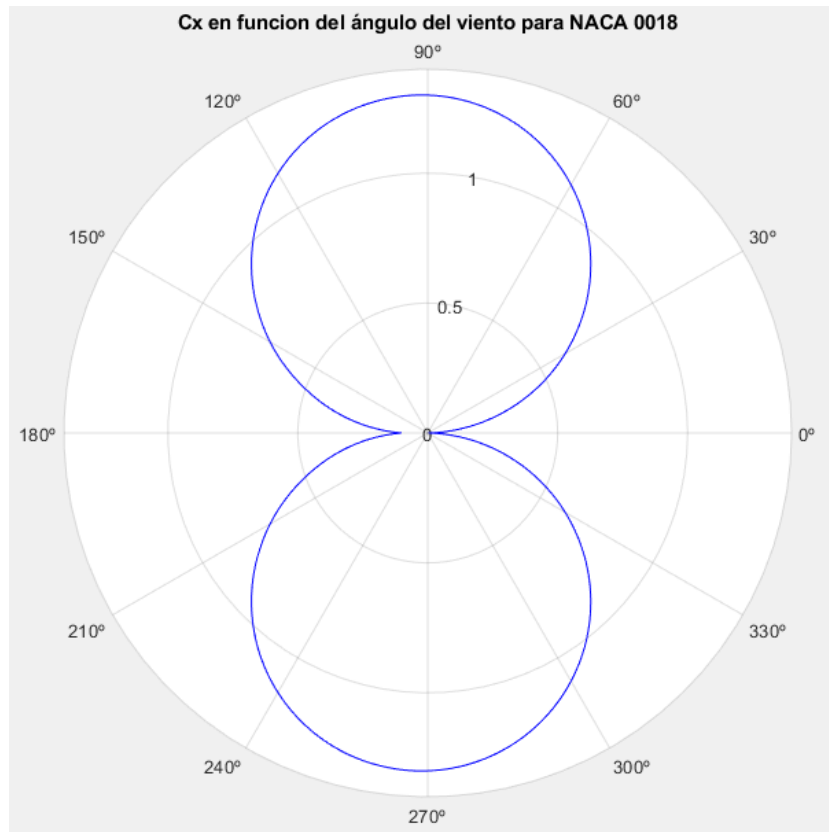


a) Diagrama polar de C_x para un perfil NACA 0017 con ángulos de ataque prepérdida.

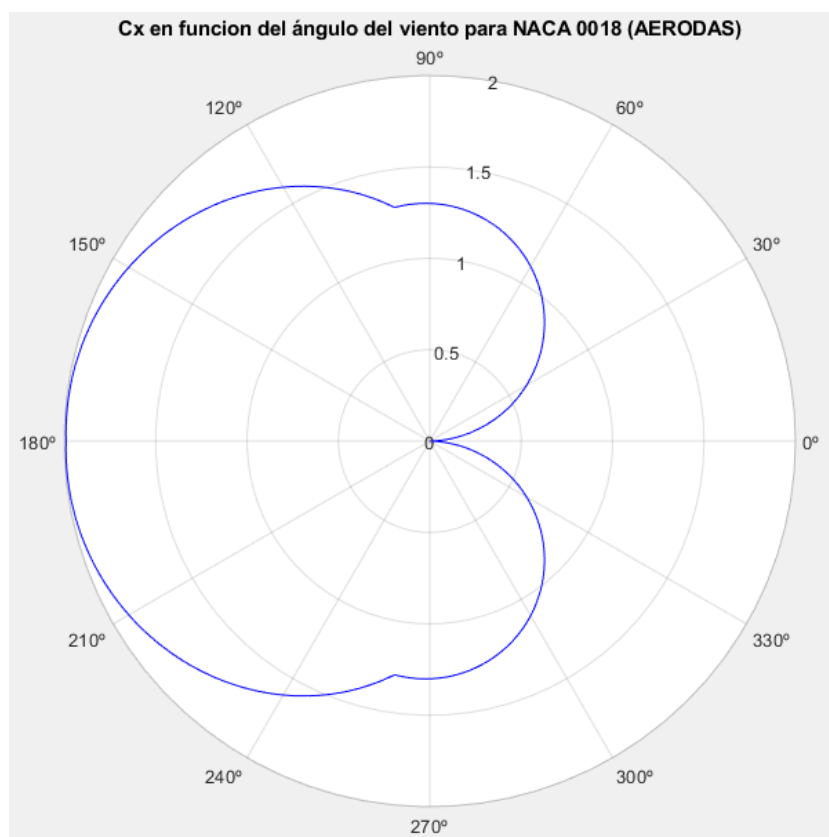


b) Diagrama polar de C_x para un perfil NACA 0017 con ángulos de ataque hasta 90°.

Figura 4.17. Diagramas polares de C_x para cada NACA 0017.

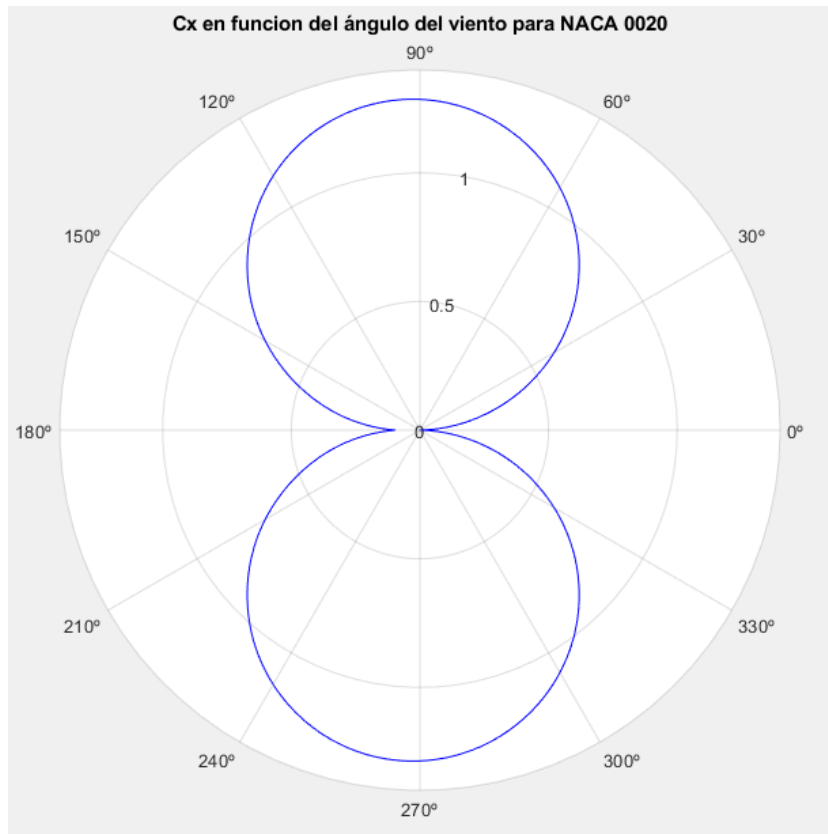


a) Diagrama polar de C_x para un perfil NACA 0018 con ángulos de ataque prepérdida.

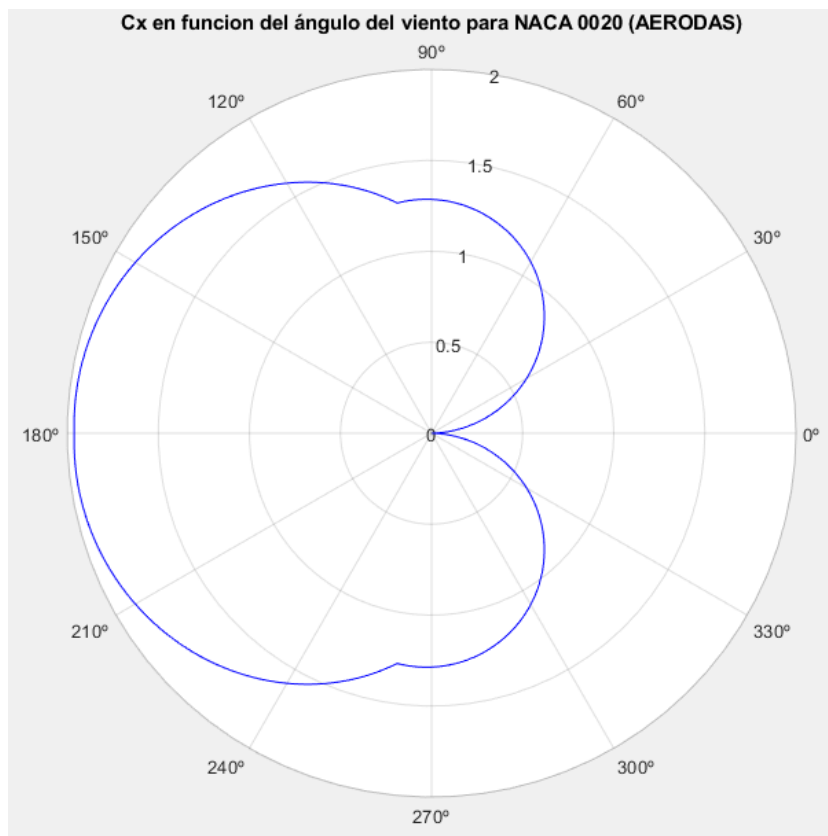


b) Diagrama polar de C_x para un perfil NACA 0018 con ángulos de ataque hasta 90°.

Figura 4.18. Diagramas polares de C_x para cada NACA 0018.

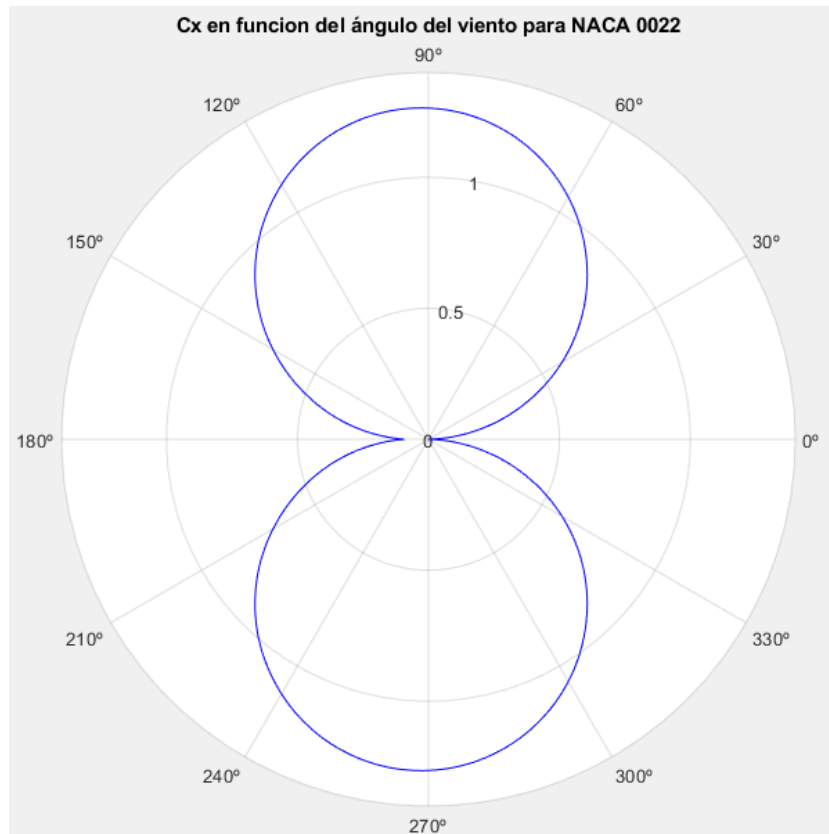


a) Diagrama polar de C_x para un perfil NACA 0020 con ángulos de ataque prepérdida.

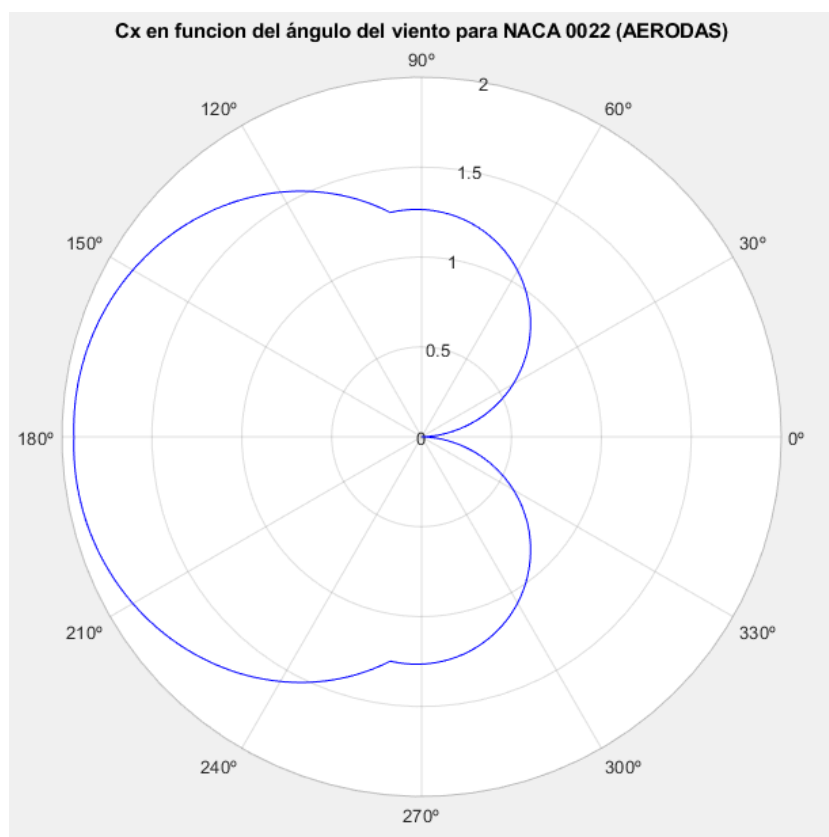


b) Diagrama polar de C_x para un perfil NACA 0020 con ángulos de ataque hasta 90°.

Figura 4.19. Diagramas polares de C_x para cada NACA 0020.

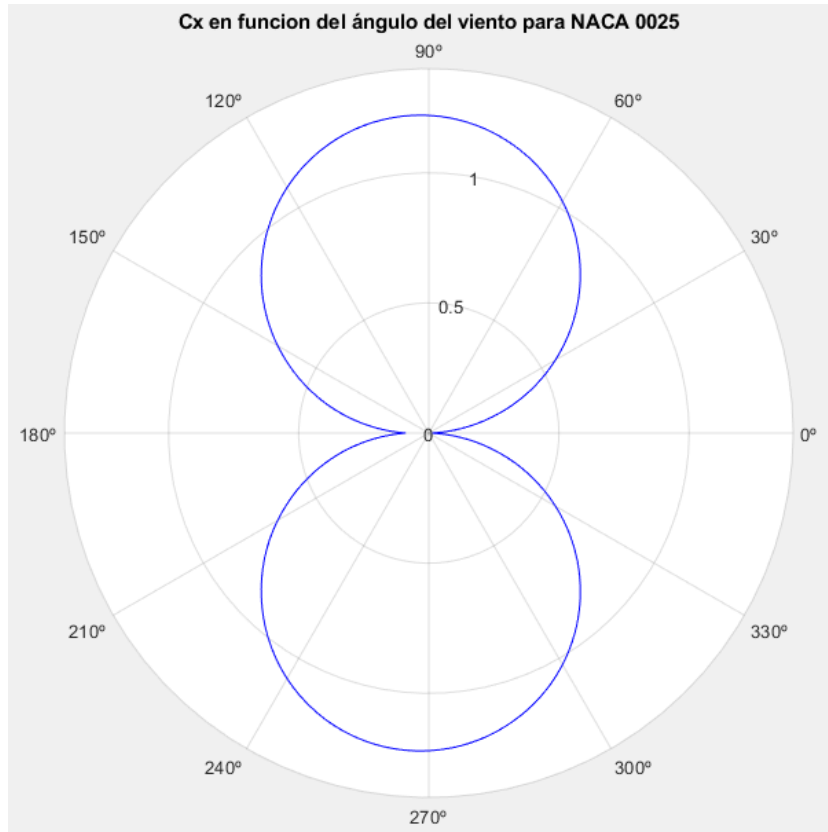


a) Diagrama polar de C_x para un perfil NACA 0022 con ángulos de ataque prepérdida.

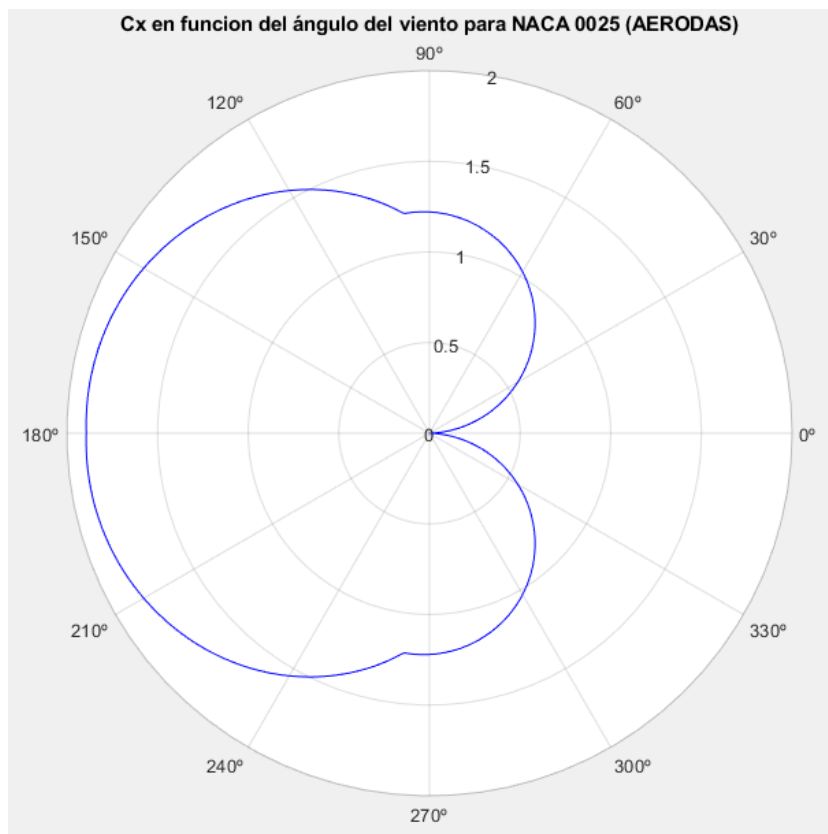


b) Diagrama polar de C_x para un perfil NACA 0022 con ángulos de ataque hasta 90°.

Figura 4.20. Diagramas polares de C_x para cada NACA 0022.



a) Diagrama polar de C_x para un perfil NACA 0025 con ángulos de ataque prepérdida.



b) Diagrama polar de C_x para un perfil NACA 0025 con ángulos de ataque hasta 90°.

Figura 4.21. Diagramas polares de C_x para cada NACA 0025.

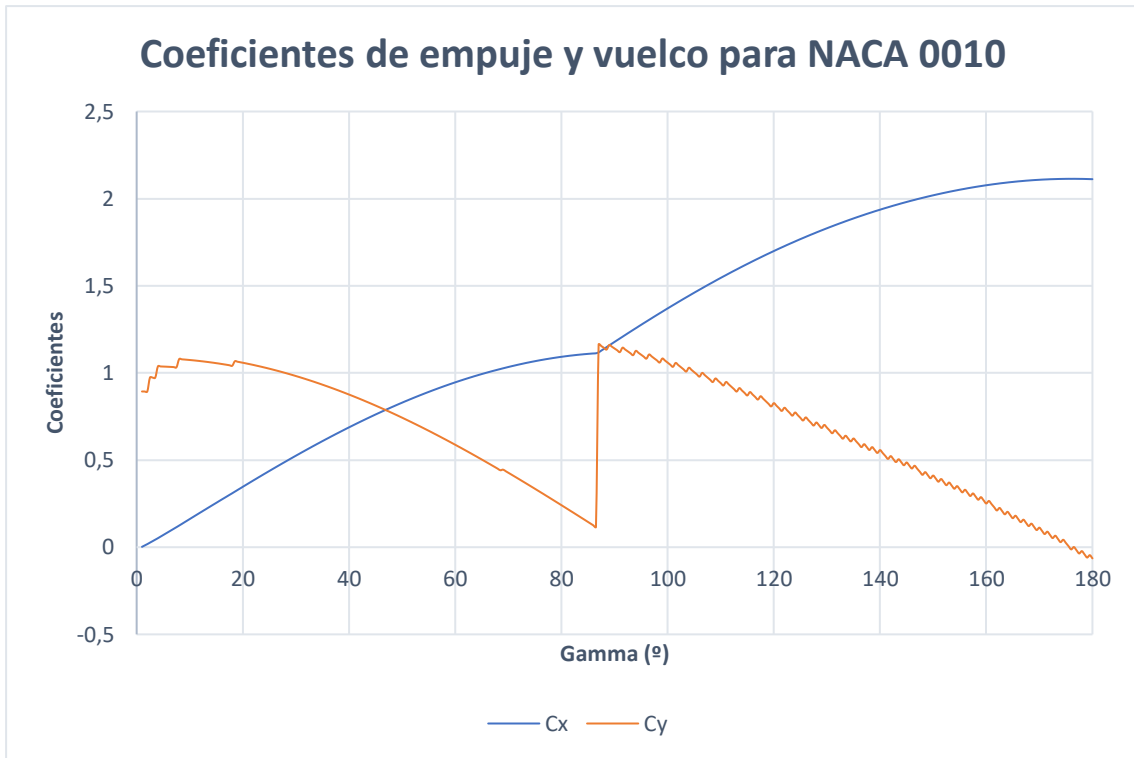
4.1.4 Coeficientes de empuje y vuelco junto a la orientación de la vela

En este apartado se muestra de forma más detallada los coeficientes de empuje óptimos para cada perfil analizado junto a los valores del coeficiente de vuelco. Además, se indican los ángulos de ataque necesarios para poder obtener dichos coeficientes. Para ello, se muestran dos gráficas para cada perfil. Primero se indica el valor de estos coeficientes respecto al ángulo de incidencia del viento y, en segundo lugar, se relaciona el ángulo de ataque con el ángulo de incidencia. De esta manera, se puede relacionar fácilmente el ángulo de incidencia del viento junto con el ángulo de ataque necesario para obtener los coeficientes de empuje y vuelco. Estas gráficas se pueden visualizar en las figuras 4.22 a 4.31.

En las diversas gráficas mostradas se puede advertir como los perfiles trabajan de dos maneras completamente diferentes en función del ángulo de incidencia del viento aparente.

En primer lugar, si se analiza el comportamiento de la vela cuando el viento aparente incide por la parte delantera de la embarcación, es decir, desde un ángulo de incidencia de 0° hasta el ángulo de cambio de zona, entre los 90° y 100° dependiendo del perfil; se puede ver como esta adopta ángulos de ataque prácticamente constantes de unos 15° . Esta disposición de la vela con respecto al viento permite generar fuerzas de empuje desde ángulos de incidencia muy pequeños, superiores a 1° , donde el valor de su coeficiente aumenta de forma progresiva. En estos primeros ángulos de trabajo, el coeficiente de vuelco del barco alcanza su valor más elevado convirtiéndose en el coeficiente más importante para posteriormente empezar a disminuir progresivamente. A partir de ángulos de incidencia de unos 45° , el coeficiente de empuje será superior al de vuelco. En toda esta zona, la fuerza aerodinámica del perfil que produce una mayor contribución a las fuerzas de empuje y vuelco es la sustentación.

Cuando el viento incide a partir del ángulo del cambio de zona, para conseguir empujes superiores, interesa aumentar drásticamente el ángulo de ataque más allá del ángulo de pérdida, para posteriormente ir aumentando progresivamente el ángulo de ataque a medida que el ángulo de incidencia es superior. Esto provoca dos efectos importantes, en primer lugar, el coeficiente de empuje aumenta de forma más pronunciada y, en segundo lugar, el coeficiente de vuelco experimenta un crecimiento instantáneo que es acompañado de una caída gradual de este. Ambos efectos son debidos a que, en esta zona, la fuerza de arrastre empieza a ganar relevancia frente a la de sustentación debido al aumento paulatino del ángulo de ataque.

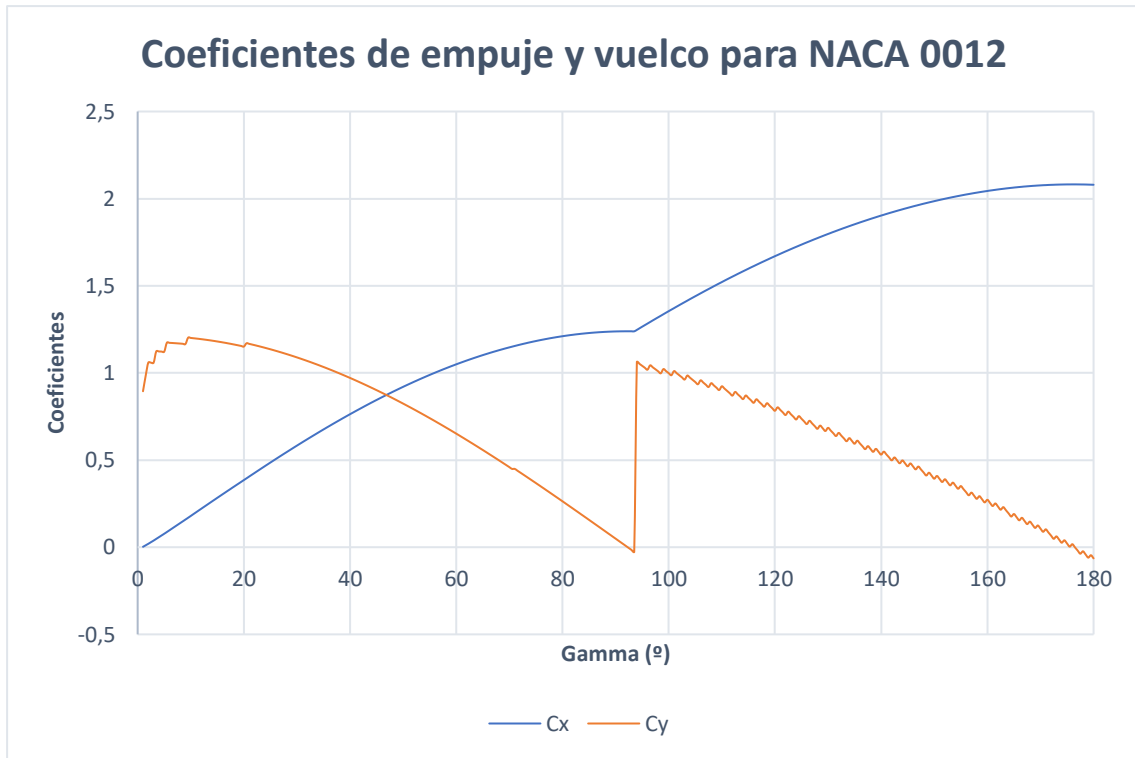


a) Coeficientes de empuje y vuelco para NACA 0010.

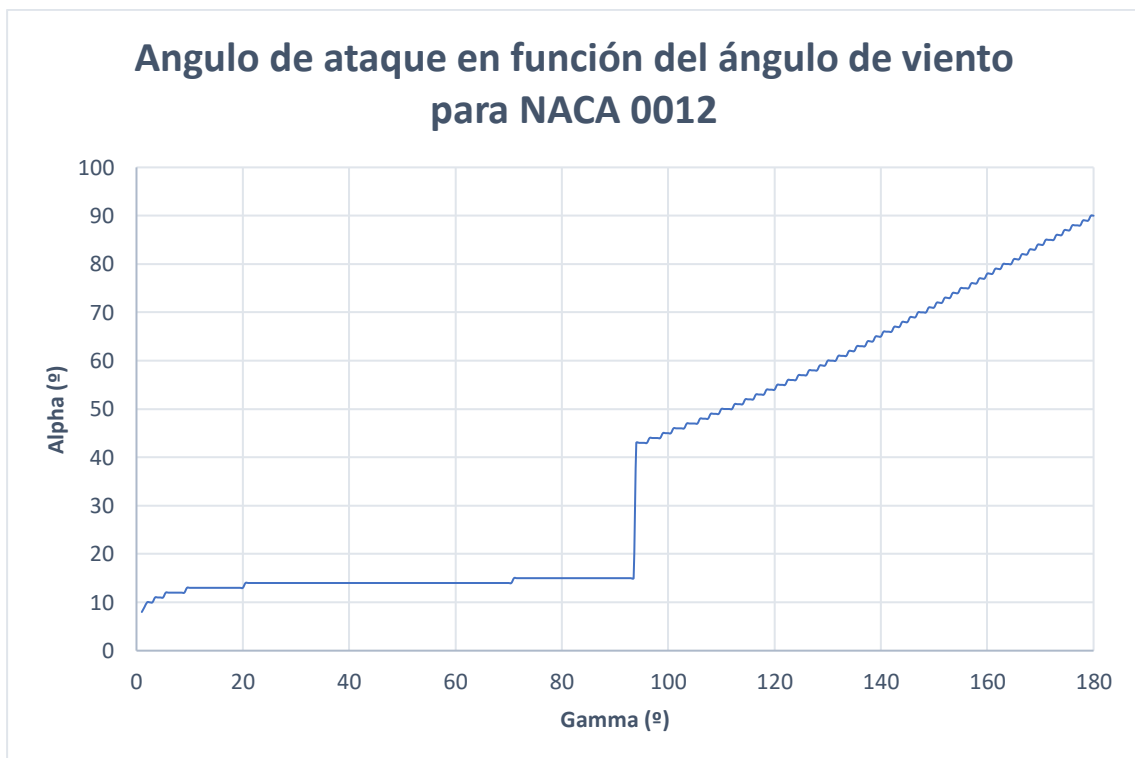


b) Ángulos de ataque para NACA 0010.

Figura 4.22. Coeficientes de empuje y vuelco junto al ángulo de ataque para NACA 0010.

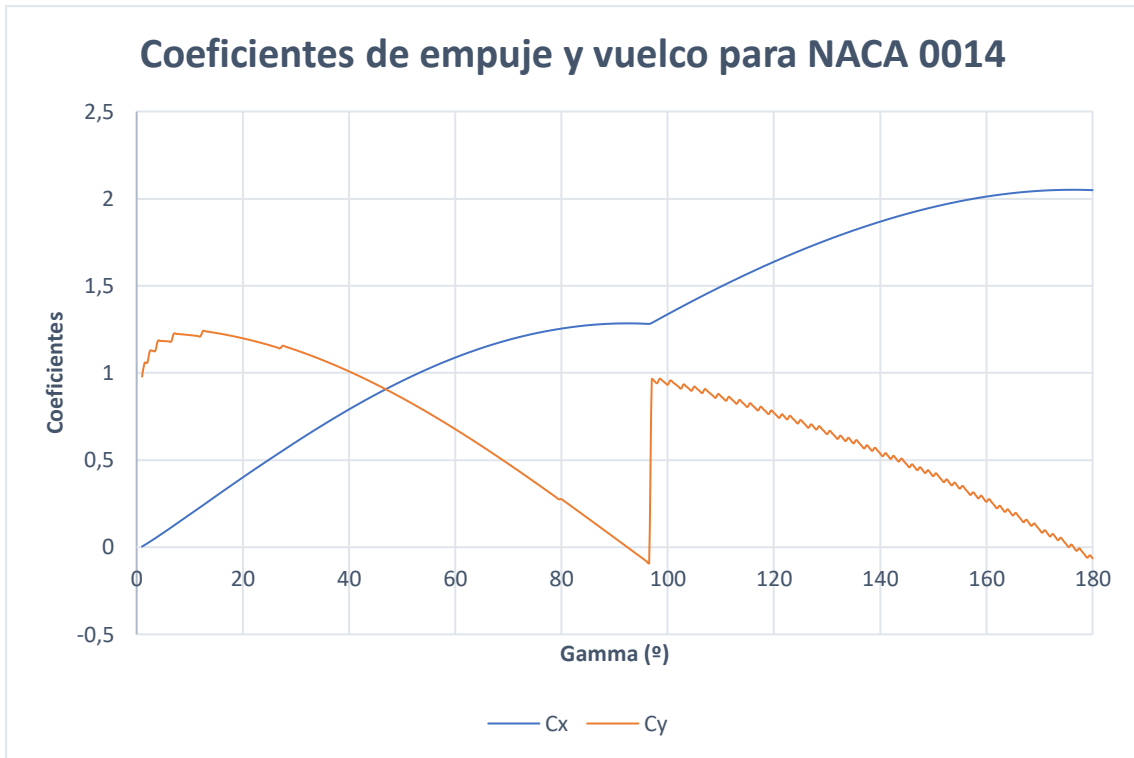


a) Coeficientes de empuje y vuelco para NACA 0012.



b) Ángulos de ataque para NACA 0012.

Figura 4.23. Coeficientes de empuje y vuelco junto al ángulo de ataque para NACA 0012.

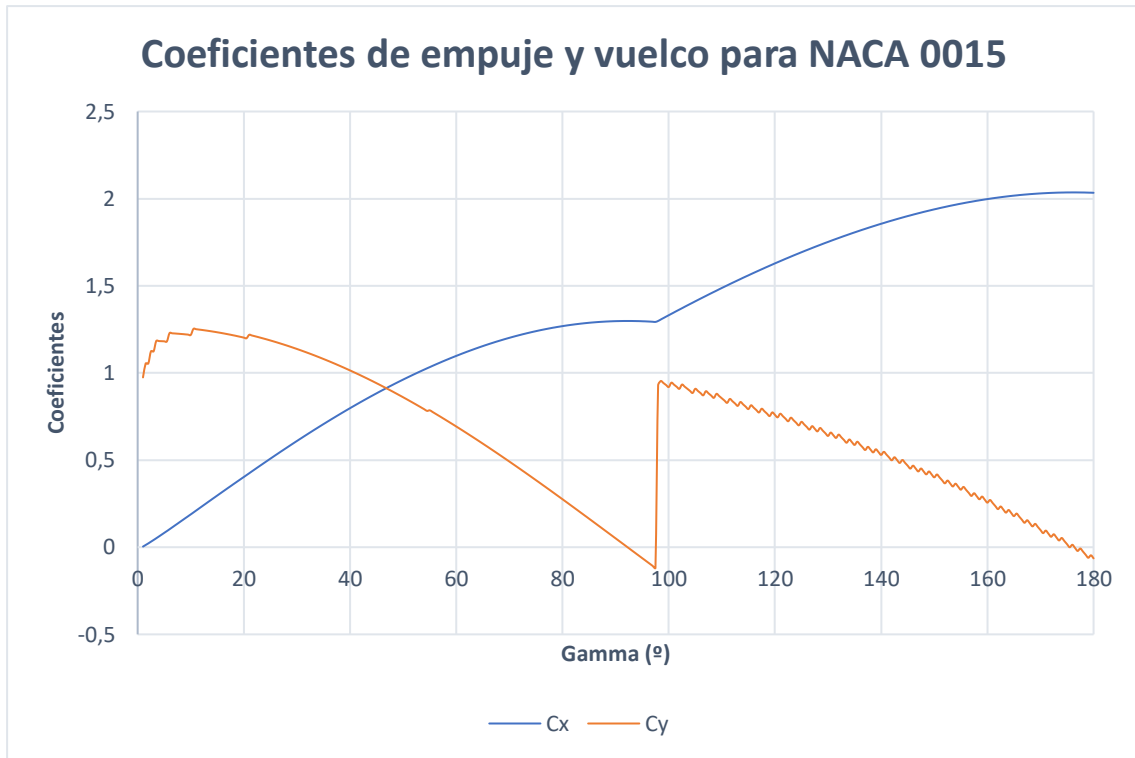


a) Coeficientes de empuje y vuelco para NACA 0014.

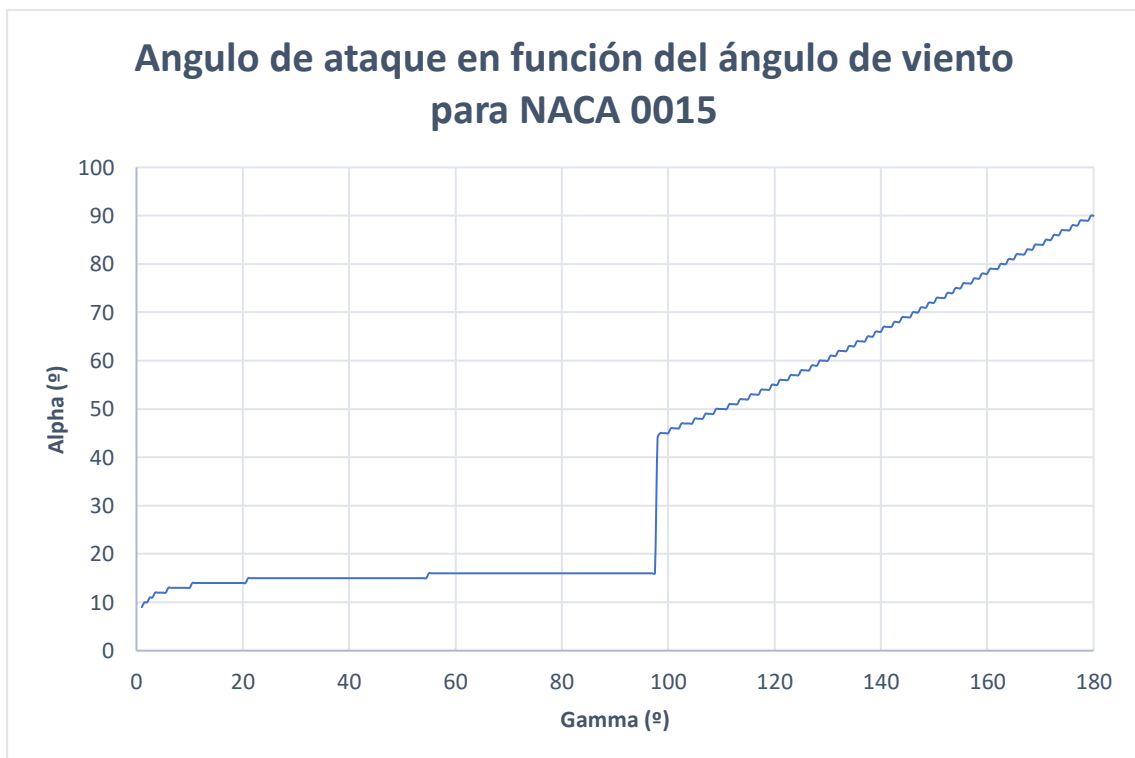


b) Ángulos de ataque para NACA 0014.

Figura 4.24. Coeficientes de empuje y vuelco junto al ángulo de ataque para NACA 0014.

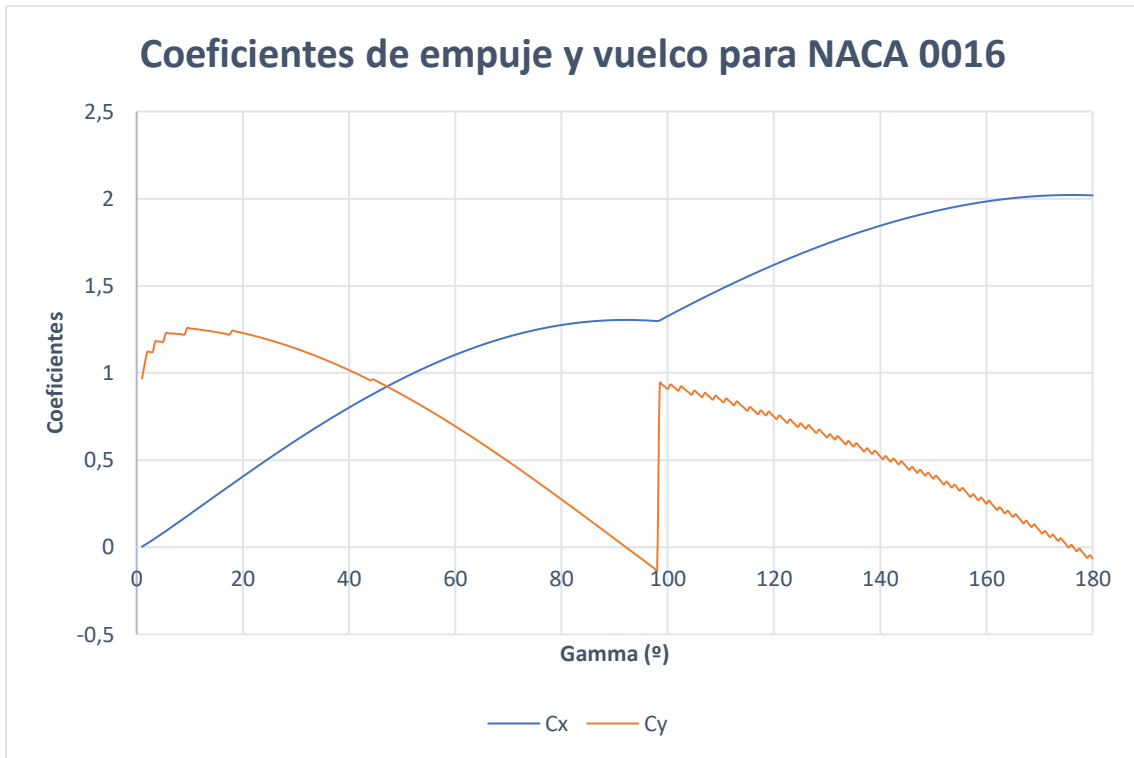


a) Coeficientes de empuje y vuelco para NACA 0015.

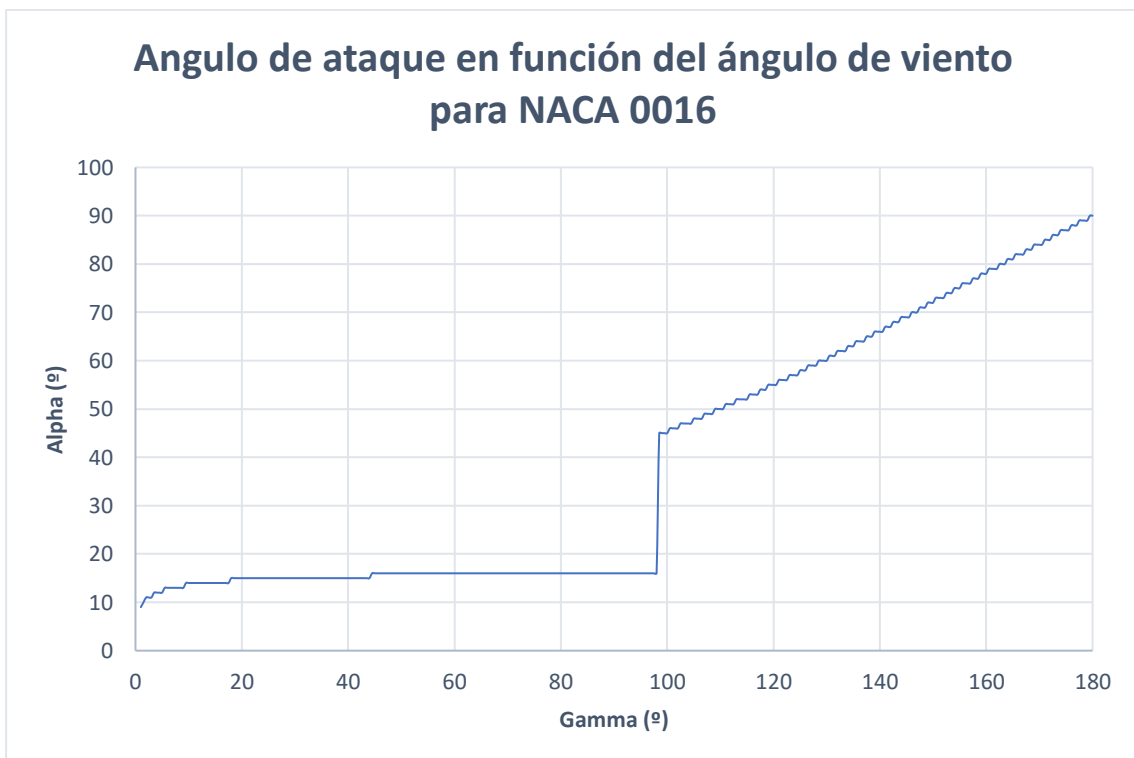


b) Ángulos de ataque para NACA 0015.

Figura 4.25. Coeficientes de empuje y vuelco junto al ángulo de ataque para NACA 0015.

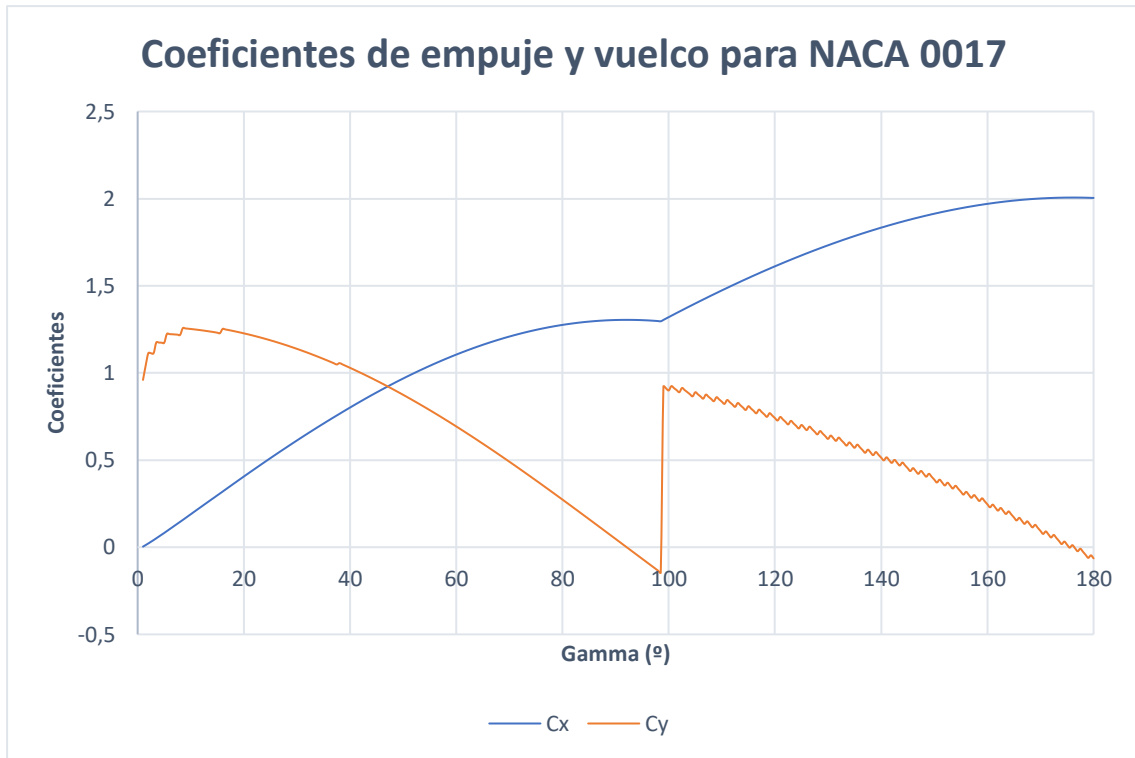


a) Coeficientes de empuje y vuelco para NACA 0016.

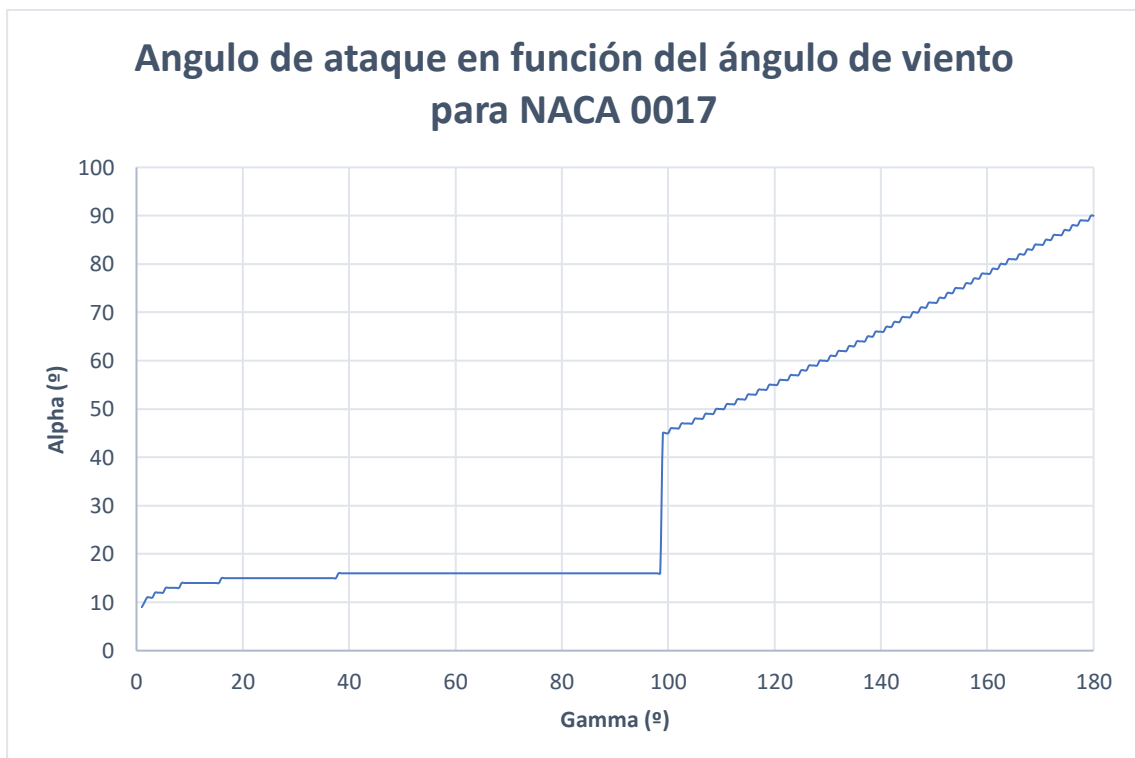


b) Ángulos de ataque para NACA 0016.

Figura 4.26. Coeficientes de empuje y vuelco junto al ángulo de ataque para NACA 0016.

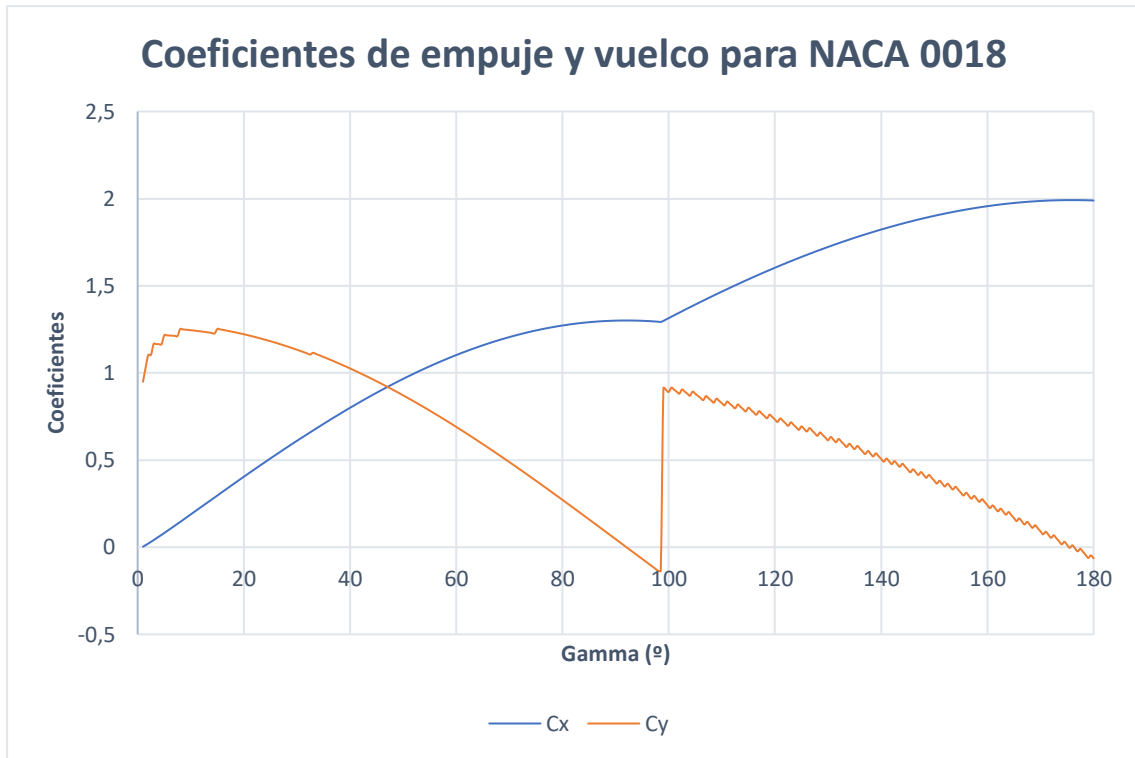


a) Coeficientes de empuje y vuelco para NACA 0017.

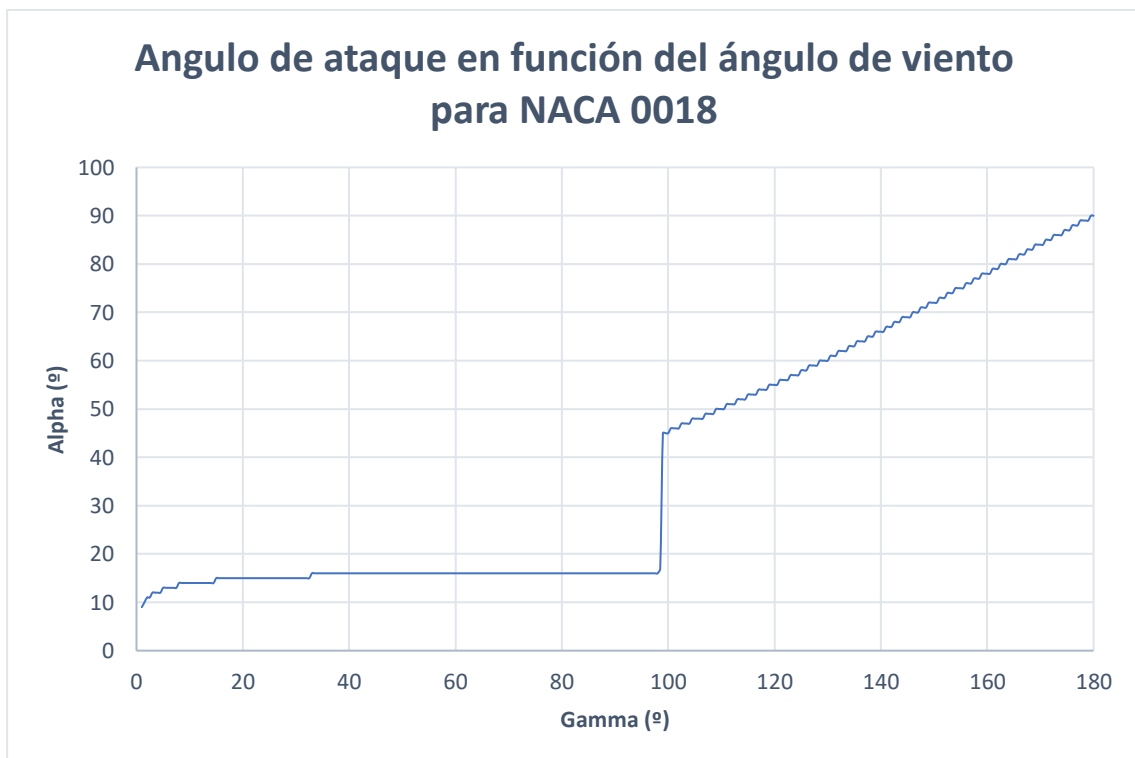


b) Ángulos de ataque para NACA 0017.

Figura 4.27. Coeficientes de empuje y vuelco junto al ángulo de ataque para NACA 0017.

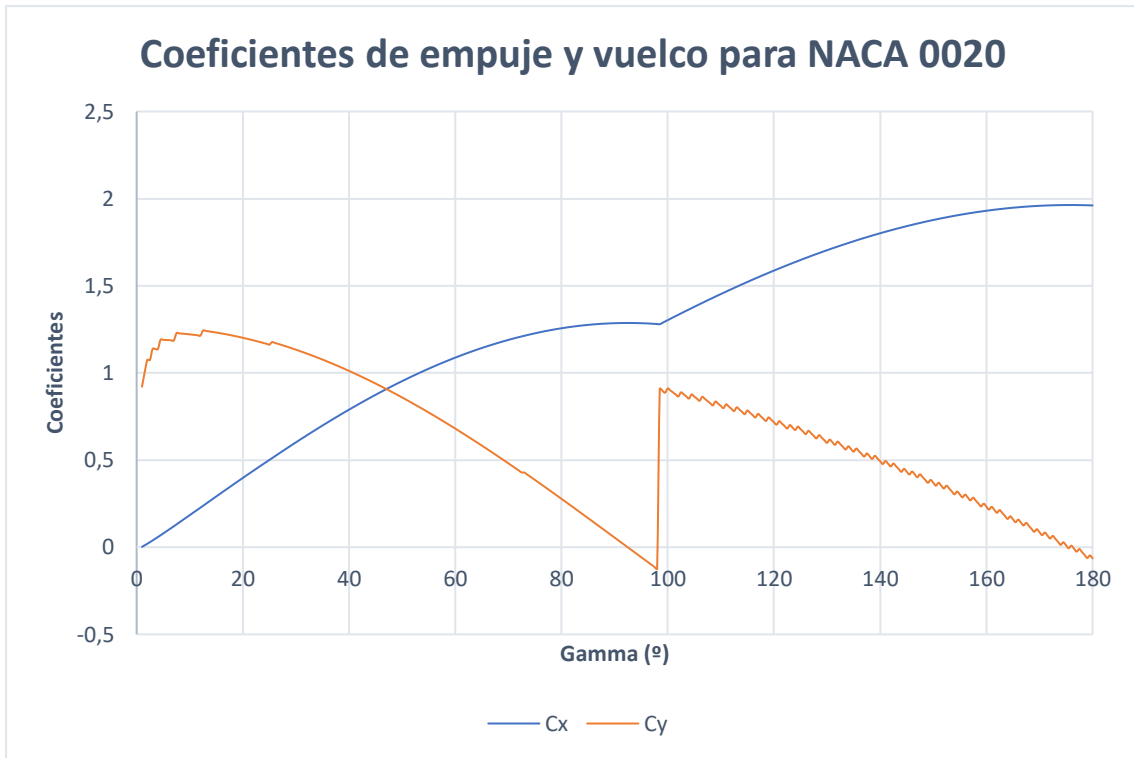


a) Coeficientes de empuje y vuelco para NACA 0018.



b) Ángulos de ataque para NACA 0018.

Figura 4.28. Coeficientes de empuje y vuelco junto al ángulo de ataque para NACA 0018.

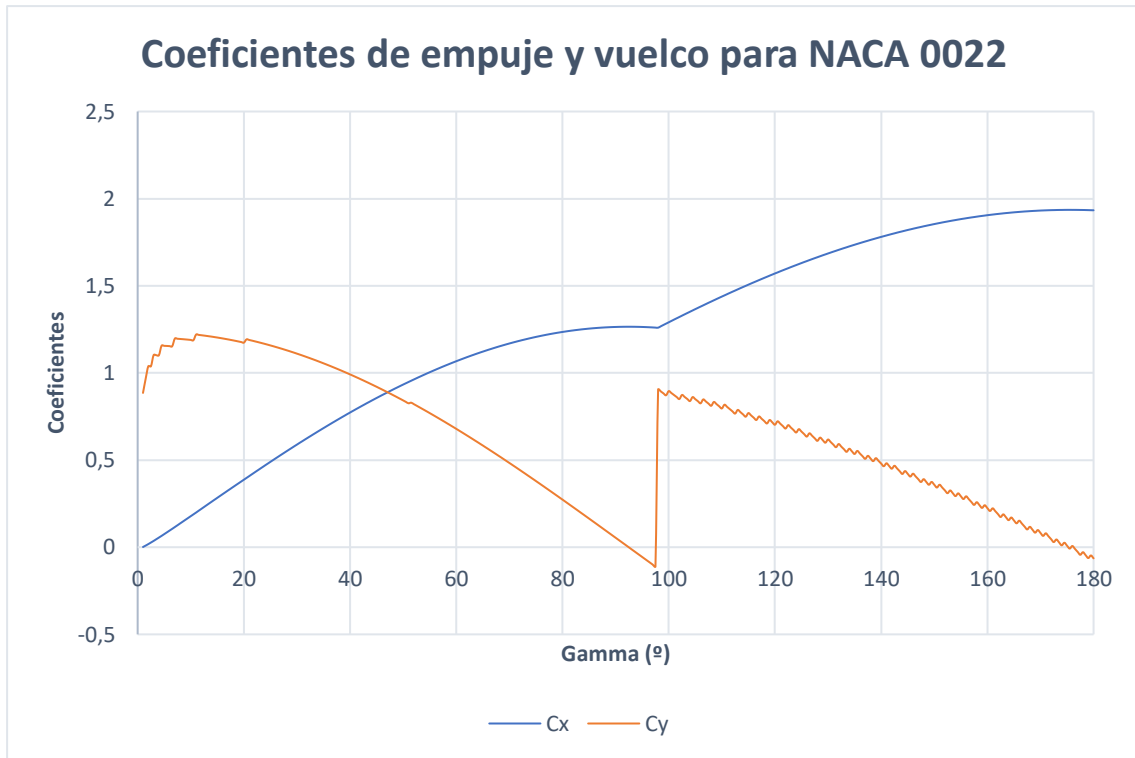


a) Coeficientes de empuje y vuelco para NACA 0020.

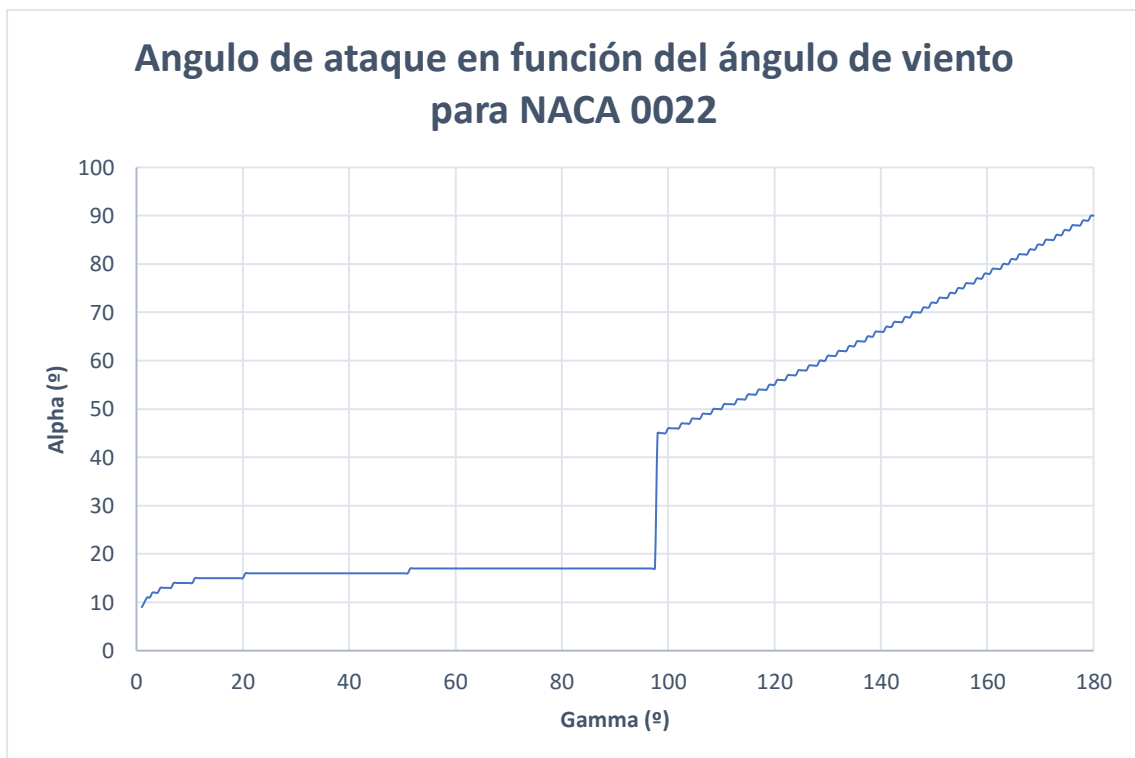


b) Ángulos de ataque para NACA 0020.

Figura 4.29. Coeficientes de empuje y vuelco junto al ángulo de ataque para NACA 0020.

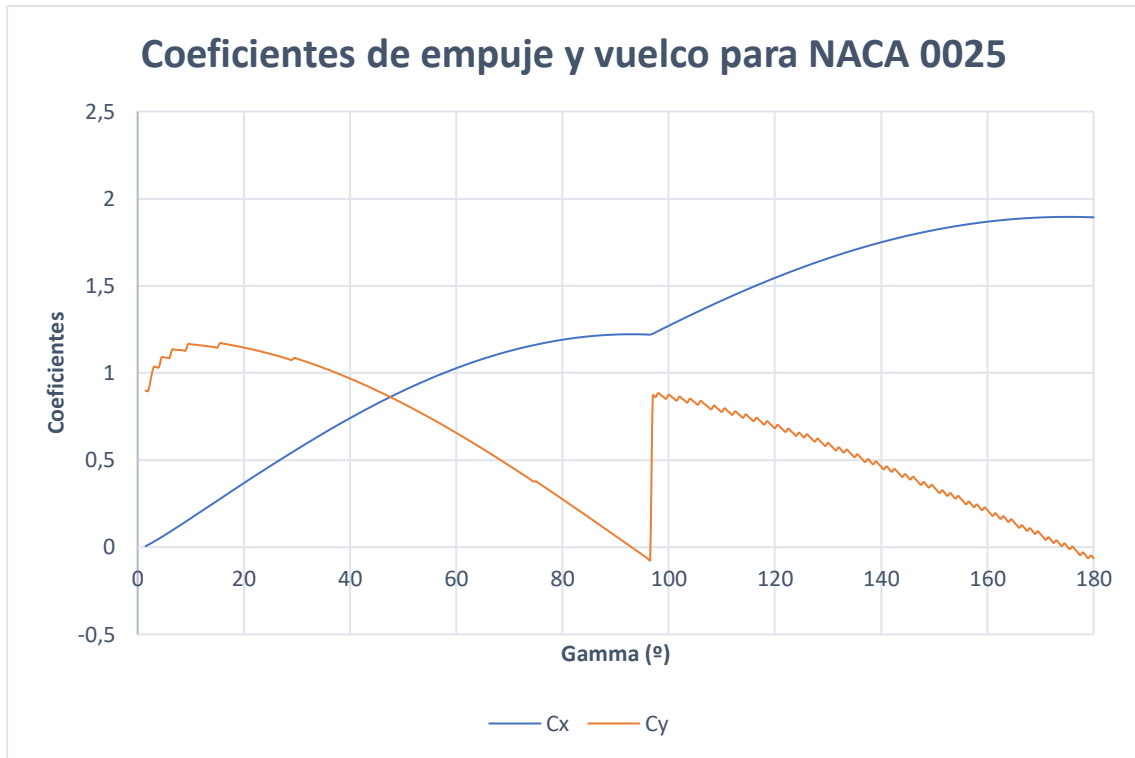


a) Coeficientes de empuje y vuelco para NACA 0022.



b) Ángulos de ataque para NACA 0022.

Figura 4.30. Coeficientes de empuje y vuelco junto al ángulo de ataque para NACA 0022.



a) Coeficientes de empuje y vuelco para NACA 0025.



b) Ángulos de ataque para NACA 0025.

Figura 4.31. Coeficientes de empuje y vuelco junto al ángulo de ataque para NACA 0025.

4.1.5 Comparativa de los coeficientes de empuje y vuelco

Una vez que se han mostrado de manera detallada el valor de los coeficientes de empuje y vuelco para cualquier ángulo de incidencia de todos los perfiles a estudiar, se va a realizar una comparativa del comportamiento medio de los perfiles a fin de determinar cuál de ellos genera un mayor empuje de la embarcación suponiendo que todos los ángulos de incidencia son equiprobables. Los resultados de la comparativa se muestran en las figuras 4.32 y 4.33 y, de forma resumida, en la tabla 4.2. La tabla completa de la comparativa se puede observar en el Anejo IV.

Como se puede ver en la figura 4.32a, los valores de empuje medio más elevados lo generan los perfiles con grosores similares al NACA 0014. A medida que se aumenta el grosor de los perfiles, los coeficientes de empuje medio alcanzados son cada vez menores, mientras que, si se disminuye por debajo del 12%, los coeficientes medios disminuyen drásticamente.

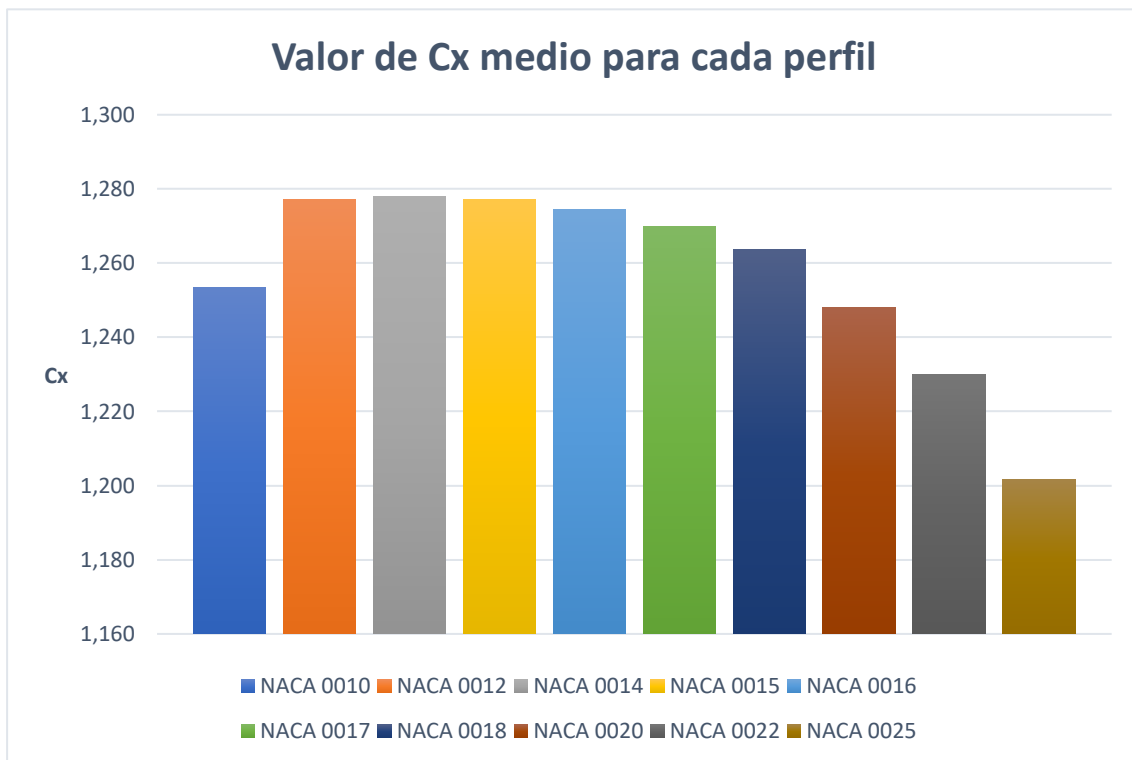
Al analizar los coeficientes de variación de estos valores de empuje en la figura 4.32b, se puede observar que el perfil que presenta una mayor variación en el empuje respecto al valor medio es el perfil NACA 0010. A medida que se aumenta el grosor de los perfiles, la variación de los datos con respecto de la media disminuye hasta el perfil NACA 0020, perfil a partir del que se produce un ligero aumento en el coeficiente de variación.

En lo que respecta al valor del coeficiente de vuelco, existe una clara tendencia decreciente a medida que aumenta el grosor del perfil (figura 4.33a), pasando de un valor de 0,676, para el NACA 0010, a 0,608 en el NACA 0025. El coeficiente de variación (figura 4.33b), por su parte, aumenta de forma progresiva hasta su estabilización a partir de un grosor del 17%.

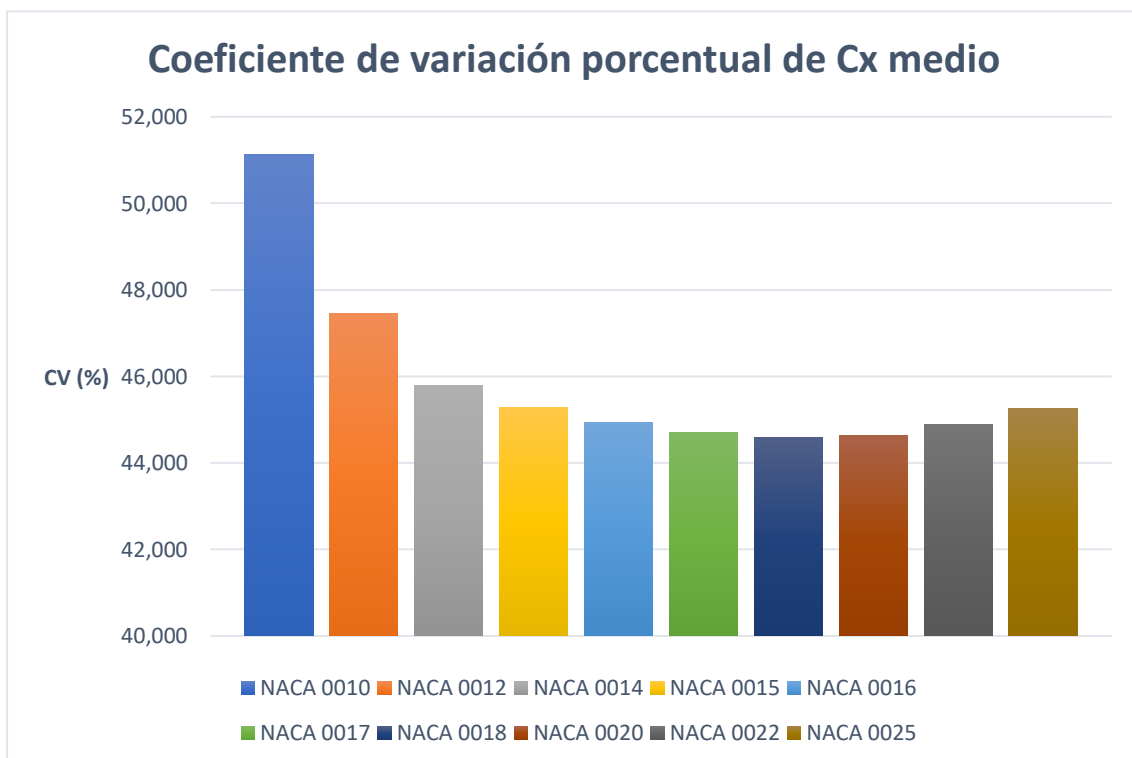
Teniendo en cuenta todo lo comentado anteriormente, parece razonable pensar que el perfil NACA 0015 es el mejor candidato, debido a que ofrece un coeficiente de empuje elevado para una variabilidad de sus datos con respecto al valor medio menor que los perfiles con empuje similar, es decir, los perfiles NACA 0014 y NACA 0012. Si se analiza el valor del coeficiente de vuelco, se puede advertir que su valor es menor que perfiles con empuje similar siendo su coeficiente de variación ligeramente superior. Por lo tanto, este perfil permitiría obtener empujes medios elevados siendo su variación la mínima posible. Adicionalmente, el vuelco indeseado que se produce sería el mínimo que se podría conseguir para garantizar dichos valores de empuje.

Perfiles	Cx,med	CVcx (%)	Cy,med	CVcy (%)
NACA 0010	1,253	51,122	0,676	49,750
NACA 0012	1,277	47,445	0,665	55,063
NACA 0014	1,278	45,781	0,657	57,362
NACA 0015	1,277	45,290	0,654	58,361
NACA 0016	1,274	44,933	0,651	59,126
NACA 0017	1,270	44,712	0,645	59,895
NACA 0018	1,264	44,596	0,642	60,212
NACA 0020	1,248	44,631	0,634	60,231
NACA 0022	1,230	44,883	0,624	60,058
NACA 0025	1,202	45,259	0,608	59,386

Tabla 4.2. Coeficientes de empuje y vuelco junto a sus coeficientes de variación para todos los perfiles estudiados.

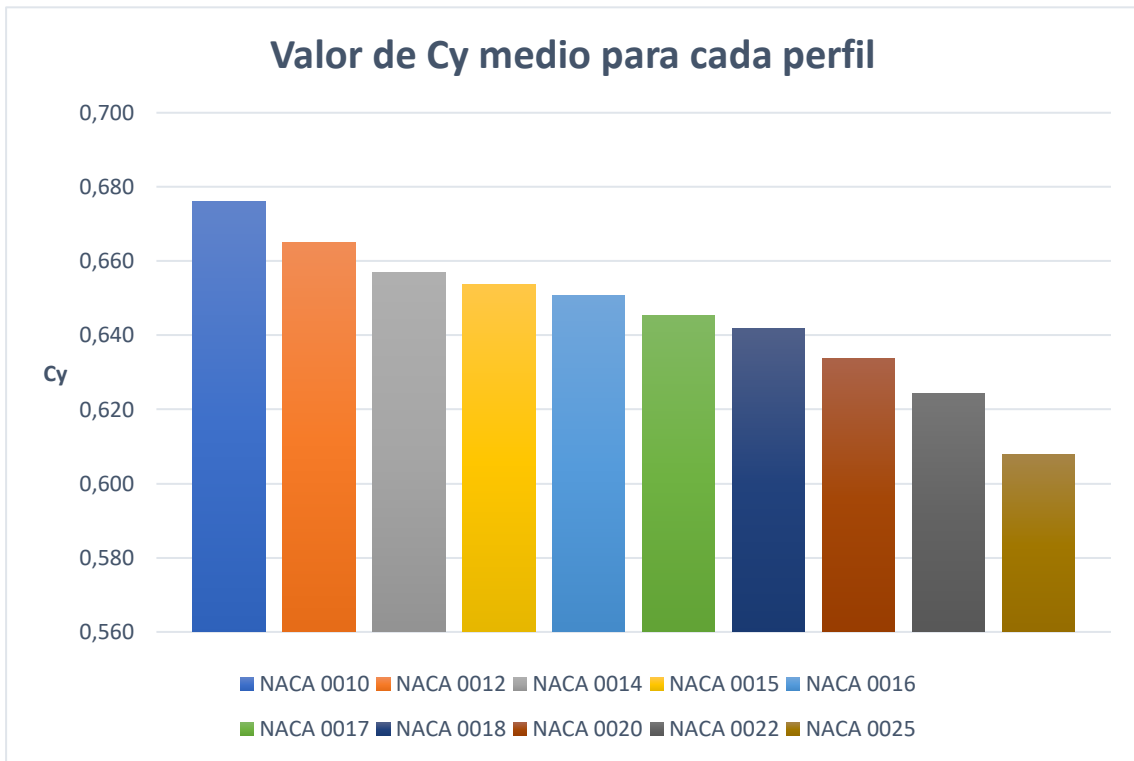


a) Coeficiente de empuje medio de los diferentes perfiles NACA.

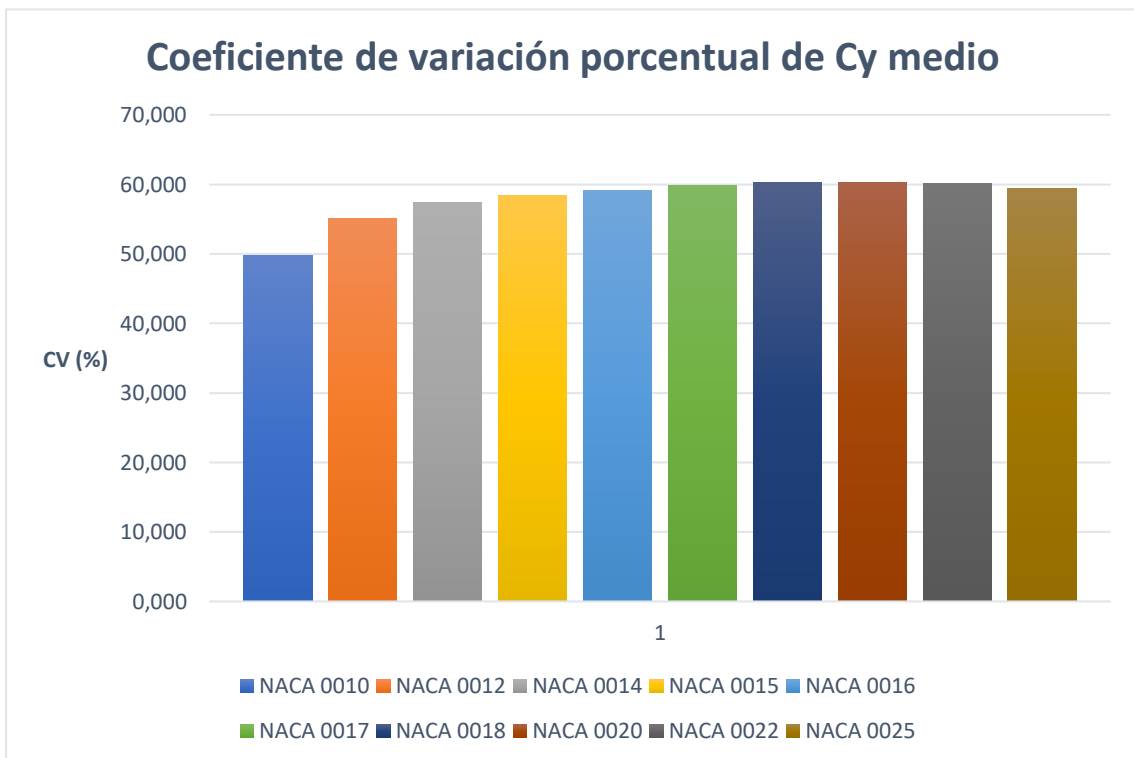


b) Coeficiente de variación del empuje medio de los diferentes perfiles NACA.

Figura 4.32. Comparativa del coeficiente de empuje medio para los diferentes perfiles.



a) Coeficiente de vuelco medio de los diferentes perfiles NACA.



b) Coeficiente de variación del vuelco medio de los diferentes perfiles NACA.

Figura 4.33. Comparativa del coeficiente de vuelco medio para los diferentes perfiles.

4.1.6 Rendimientos obtenidos con la vela rígida óptima

En este apartado se muestran los rendimientos que se pueden obtener si se instala una vela con la geometría óptima en un caso práctico. Como se ha indicado en el apartado 3.4, estos rendimientos se van a obtener para un petrolero que presenta un sistema de propulsión mediante un motor diésel que cubre la ruta Rotterdam-Nueva Orleans. El perfil utilizado es un NACA 0015 donde el coeficiente de empuje utilizado será el valor medio, debido a que se supone que el ángulo de incidencia del viento aparente es equiprobable. Los resultados del estudio se pueden visualizar en las figuras 4.34 y 4.35, encontrándose las tablas de datos en el anejo V.

Como se puede observar en la figura 4.34, cuando la superficie velar es pequeña (40 m^2), los valores de rendimiento son muy bajos para cualquier velocidad de viento aparente. A medida que la superficie velar aumenta, las diferencias entre los rendimientos obtenidos a diferentes velocidades de viento para una misma superficie de vela se incrementan.

Cuando las velocidades de viento son inferiores a 6 m/s , los rendimientos son muy pobres y sería necesario una superficie velar muy elevada. En el caso de que la velocidad de viento sea de 8 m/s , podemos alcanzar rendimientos del 5% para una superficie de 320 m^2 . Un ligero aumento de la velocidad en 2 m/s permitiría alcanzar rendimientos del 10% para una superficie velar de 400 m^2 .

Para estas condiciones la compañía Bound4Blue nos indica que se puede conseguir un rendimiento de un 5,86% mediante la instalación de una vela con una superficie de 360 m^2 . Utilizando la vela equivalente con el perfil más optimizado, NACA 0015, se puede observar que para velocidades de viento de 8 m/s el rendimiento obtenido sería similar, alcanzando un valor de 6,18%. Para aumentar el rendimiento del sistema de propulsión eólico sería necesario aumentar la superficie velar, por ejemplo, instalando varias velas. En este caso, la compañía Bound4Blue recomienda instalar tres de ellas.

El ahorro económico en euros por kilómetro se puede visualizar en la figura 4.35. En ella podemos ver que, para la superficie velar que nos recomendaba la empresa con el perfil más optimizado y con una velocidad del viento aparente de 8 m/s , el ahorro en combustible sería de $0,81 \text{ €/km}$. Esto implica que el ahorro generado en esta ruta es de $7149,24 \text{ €}$. Si las condiciones de viento fueran ligeramente superiores, e.g. 10 m/s , el ahorro alcanzaría $1,28 \text{ €/km}$, lo que se traduce en $11210,38\text{€}$ en esta ruta. Es decir, una diferencia de $4061,14\text{€}$.

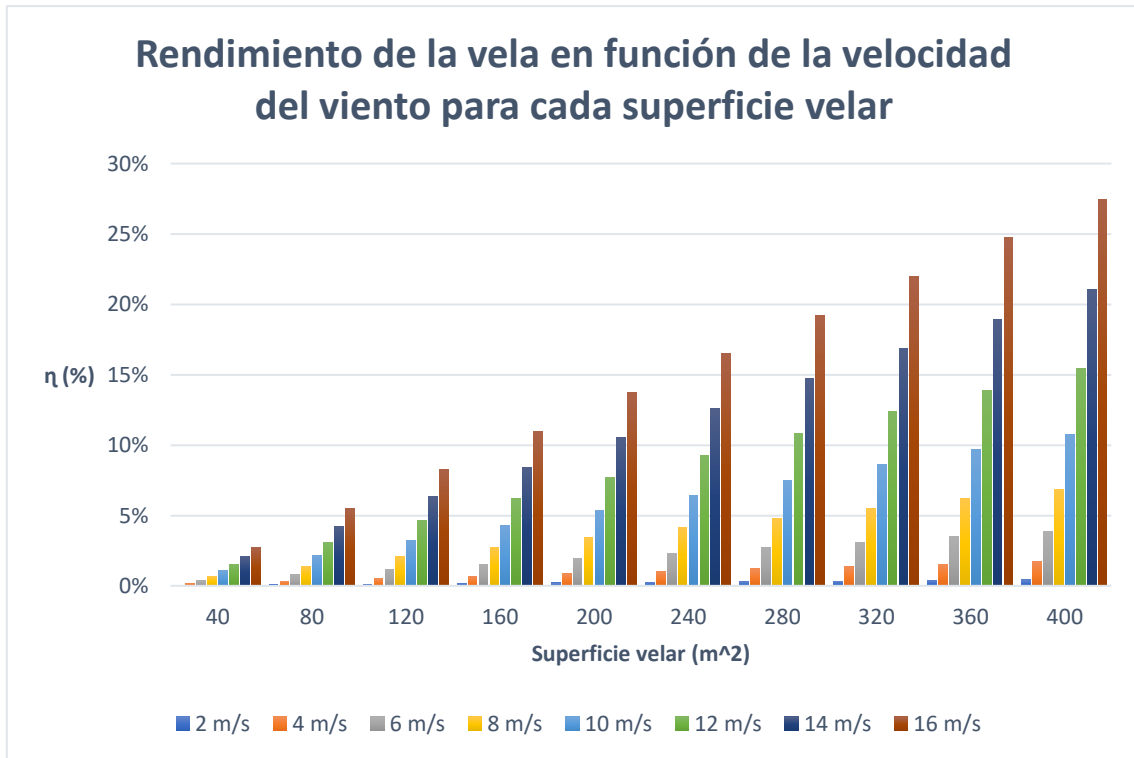


Figura 4.34. Rendimiento de la vela para una ruta Rotterdam-Nueva Orleans.

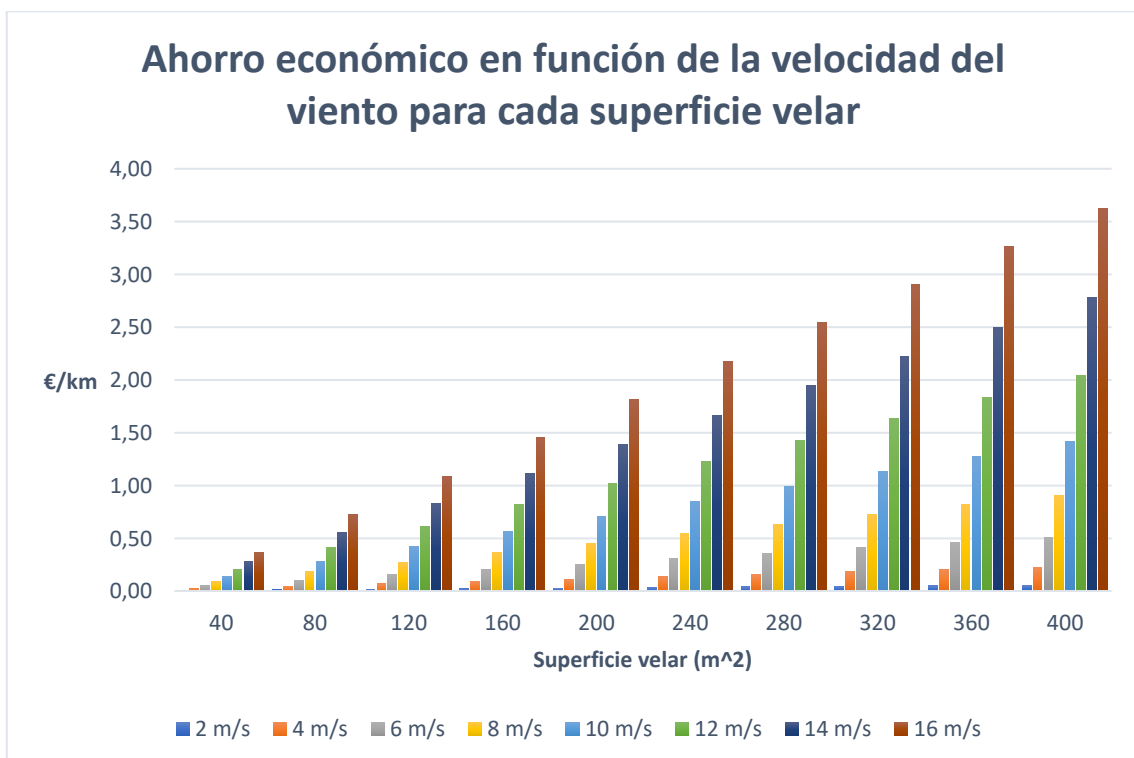


Figura 4.35. Ahorro económico en euros por kilómetro de la vela para una ruta Rotterdam-Nueva Orleans.

4.2 Conclusiones

En virtud de los resultados obtenidos en este proyecto se pueden obtener diversas conclusiones.

En primer lugar, queda demostrado que el uso de la vela en condiciones postpérdida para ángulos de incidencia elevados, a partir de 90° aproximadamente, mejora de forma sustancial el impulso que esta es capaz de generar, mientras que para ángulos de incidencia menores es más interesante disponer la vela a un ángulo de ataque inferior a la entrada en pérdida del perfil. El trabajar de dos maneras diferentes dependiendo del ángulo de incidencia del viento aparente permite optimizar al máximo el impulso que la vela es capaz de ejercer

En segundo lugar, se puede destacar el uso de una metodología alternativa al análisis fluidomecánico mediante herramientas CFD generalistas para el cálculo de los coeficientes aerodinámicos de un perfil. Esta metodología aún herramientas de dinámica de fluidos computacional específica del campo de la aeronáutica con modelos de cálculo de coeficientes ligados a la ingeniería aplicada en sector de los aerogeneradores. Además, posteriormente a ello, se propone un modelo efectivo para el cálculo de las fuerzas de empuje y vuelco a partir de los coeficientes aerodinámicos de un perfil.

En tercer lugar, se ha demostrado que dentro de la serie NACA de cuatro dígitos simétrica, el perfil alar NACA 0015 es la mejor opción para definir geoméricamente la sección transversal de la vela, debido a que este proporciona el mayor empuje posible minimizando la fuerza de vuelco.

Finalmente, se pone de manifiesto que el uso de las velas rígidas supone una reducción en el consumo de combustible, mejorando la eficiencia de los sistemas de propulsión de la mayoría de las embarcaciones hoy en día. Esta reducción en el uso de combustibles fósiles facilitará una disminución en la contaminación a nivel global mejorando la calidad de vida de las personas.

Para el desarrollo completo de la vela rígida serían necesarios trabajos posteriores que abordaran el diseño y análisis estructural de la vela, así como el mecanismo que permitiera a esta poder orientarse de forma automática en función de la dirección del viento para presentar el ángulo de ataque óptimo. Esto significaría el desarrollo de un equipo electrónico que permitiera automatizar los movimientos de la vela. Finalmente, sería necesario un estudio de costes para analizar la viabilidad económica del proyecto completo.

Este proyecto ha permitido aplicar y reforzar los conocimientos adquiridos en diversas asignaturas del grado de ingeniería mecánica mediante el estudio de una aplicación muy específica en el campo de la propulsión naval. En primer lugar, ha sido fundamental aplicar los conceptos aprendidos de mecánica de fluidos para poder comprender de una manera más avanzada cómo se comportan las superficies alares en el seno de un fluido en movimiento. Para ello, ha sido necesario profundizar en el campo de la aerodinámica. En segundo lugar, ha sido indispensable los conocimientos adquiridos en programación, diseño asistido por ordenador y matemáticas, para poder generar las herramientas adecuadas para llevar a cabo este estudio. Finalmente, ha sido esencial la aplicación de los conocimientos tanto de máquinas y motores térmicos como física para determinar el rendimiento que pueden alcanzar este tipo de sistemas de propulsión eólicos.

5 Bibliografía

- Abbott, Ira H., y Albert E. Von Doenhoff. 1959. *Theory of Wing Sections: Including a Summary of Airfoil Data*. New York: Dover Publications.
- Anderson, John David. 1999. *Aircraft Performance and Design*. Maryland: McGraw-Hill Education. [https://soaneemrana.org/onewebmedia/AIRCRAFT PERFORMANCE AND DESIGN1.pdf](https://soaneemrana.org/onewebmedia/AIRCRAFT%20PERFORMANCE%20AND%20DESIGN1.pdf).
- Bergeson, Lloyd, y Greenwald, C. Kent. 1985. "Sail Assist Developments 1979-1985." *Journal of Wind Engineering and Industrial Aerodynamics* nº19: 45–114. doi: 10.1016/0167-6105(85)90056-X
- Bound4Blue. 2020. "Velas Rígidas." Acceso el 5 de mayo de 2020. <https://bound4blue.com/es/velas-rigidas>.
- Burden, Aaron, Thomas Lloyd, Simon Mockler, Lorenzo Mortola, Bum Shin, Ben Smith, y Grant E. Hearn. 2009. *Concept Design of a Fast Sail Assisted Feeder Container Ship*. Southampton: Global Energy Economics and Climate Protection Report 2009
- Carmona, Anibal Isidoro. 2002. *Aerodinámica y Actuaciones Del Avión*. 10 edición. Madrid: Paraninfo.
- Castañé Bellver, Christian. 2018. "Estudio y Diseño de Una Hélice Para El Yate Viudes 45." TFG. Universidad politécnica de Cataluña. Acceso el 26 de mayo de 2020. https://upcommons.upc.edu/bitstream/handle/2117/119369/136766_TFG.pdf?sequence=1&isAllowed=y
- Çengel, Yunes A., y John M. Cimbala. 2006. *Mecánica de Fluidos: Fundamentos y Aplicaciones*. 1 Edición. México D.F.: McGraw-Hill Interamericana de España S.L.
- Colomar Lix, Gregori. 2012. "Medios de Propulsión Eólica Alternativos a La Vela Tradicional." TFG. F Universidad politécnica de Cataluña. Acceso el 30 de marzo de 2020. [https://upcommons.upc.edu/bitstream/handle/2099.1/15987/PFC Medios de propulsión eólica alternativos a la vela tradicional.pdf?sequence=1&isAllowed=y](https://upcommons.upc.edu/bitstream/handle/2099.1/15987/PFC%20Medios%20de%20propulsión%20eólica%20alternativos%20a%20la%20vela%20tradicional.pdf?sequence=1&isAllowed=y).
- Gantes, Yago. 2018. "El Futuro de Los Barcos Está En Las Velas: Así Es El Yate Velero Más Grande Del Mundo." *ElEconomista*. Acceso el 3 de mayo de 2020. <https://www.eleconomista.es/status/noticias/9047305/04/18/El-futuro-de-los-barcos-esta-en-las-velas-asi-es-el-yate-velero-mas-grande-del-mundo-.html>.
- Ilan Kroo. 2001. *Aircraft Design : Synthesis and Analysis*. Stanford: Desktop Aeronautics. Acceso el 27 de abril de 2020. <http://adg.stanford.edu/aa241/AircraftDesign.html>.
- De la Llana Martínez, Ignacio. 2011. "Nuevo Sistema de Propulsión Naval." Tesis doctoral. Universidad del País Vasco.
- Larrousse. 1991. *Gran Enciclopedia Larrousse*, Segunda edición. Barcelona: Planeta.
- Nicolai, Leland M., y Grant E. Carichner. 2010. *Fundamentals of Aircraft and Airship Design Vol. I*. Virginia: American institute of aeronautics and astronautics.
- O'Rourke, Ronald. 2006. "Navy Ship Propulsion Technologies: Options for Reducing Oil Use-Background for Congress." Acceso el 6 de mayo de 2020. <https://apps.dtic.mil/docs/citations/ADA467382>.
- Ramos, Carmen. 2019. "Récord de Financiación Para El Proyecto de Bound 4 Blue - Pime Al Día." *Pime Al Día*. Acceso el 5 de mayo de 2020. <https://www.pimealdia.org/es/record-financiacion-para-proyecto-bound-4-blue/>.

- Rosander, Martin, Jens O V Bloch, Pelmatic Knud, y E Hansen. 2000. "Modern Windships." *Mst*. Acceso el 5 de mayo de 2020. <http://www2.mst.dk/Udgiv/publications/2000/87-7944-019-3/pdf/87-7944-020-7.pdf>.
- Spera, David A. 2008. "Models of Lift and Drag Coefficients of Stalled and Unstalled Airfoils in Wind Turbines and Wind Tunnels." Cleveland: National Aeronautics and Space Administration.
- Viterna, L A, y D C Janetzke. 1982. "Theoretical and Experimental Power from Large Horizontal-Axis Wind Turbines." Washington DC: NASA Technical Memorandum. Acceso 15 de abril de 2020. <https://doi.org/10.2172/6763041>.

6 Anejos

6.1 Anejo I: Programa comparativo de los modelos utilizados

```

%% Limpieza de variables
clc
clear variables

%% Lectura de datos
x = xlsread('NACA_0010-0025.xlsx','NACA 0016','A2:A42');
yL = xlsread('NACA_0010-0025.xlsx','NACA 0016','B2:B42');
yD = xlsread('NACA_0010-0025.xlsx','NACA 0016','C2:C42');
NDatos=length(x);
Cdstall=yD(NDatos);
Clstall=yL(NDatos);
alphastall=x(NDatos);
%% MODELOS POST-STALL

% Características del perfil
AR=50; % Aspect ratio (ratio de aspecto)
t=0.16; % Thickness (grosor)
c=1; % Chord (Anchura)

% MODELO VITERNA (1982)
% Coeficientes calculados
Cdmax=1.11+0.018*AR; % Cdmax-> Cd(90°)

% Parámetros para modelo Cd
B1=Cdmax;
B2=(Cdstall-Cdmax*sin(alphastall*pi/180)^2)/cos(alphastall*pi/180);

%Parámetros para modelo Cl
A1=B1/2;
A2=(Clstall-
Cdmax*sin(alphastall*pi/180)*cos(alphastall*pi/180))*(sin(alphastall*pi/180)
)/cos(alphastall*pi/180)^2);

% Funciones
CdV=@(x) B1*sin(x.*pi/180).^2+B2*cos(x.*pi/180);
ClV=@(x) A1*sin(2*x.*pi/180)+A2*(cos(x.*pi/180).^2./sin(x.*pi/180));

xM=alphastall:1:90;
liftV=ClV(xM);
dragV=CdV(xM);

% MODELO AERODAS (2008)
% Máximo empuje y resistencia postpérdida
F1=1.190*(1-(t/c)^2);
F2=0.65+0.35*exp(-(9/AR)^2.3);
G1=2.3*exp(-(0.65*(t/c))^0.9);
G2=0.52+0.48*exp(-(6.5/AR)^1.1);

CL2Max=F1*F2;
CD2Max=G1*G2;

```

```

% Modelos
RCL2=1.632-CL2Max;
N2=1+(CL2Max/RCL2);
ClA=@(x) -0.032*(x-92)-RCL2*((92-x)/51).^N2;
CdA=@(x) Cdstall+(CD2Max-Cdstall)*sin((x-alphastall)/(90-
alphastall)*90*(pi/180));
liftA=ClA(xM);
dragA=CdA(xM);

% Gráficas
%LIFT VITERNA
figure (1)
plot(x, yL, xM, liftV);
title('Empuje (Lift) en función del ángulo de ataque [MODELO VITERNA]');
xlabel('Alpha (°)')
ylabel('CL')
legend('Datos prepérdida', 'Modelo Viterna');

%DRAG VITERNA
figure (2)
plot(x, yD, xM, dragV);
title('Resistencia (Drag) en función del ángulo de ataque[MODELO
VITERNA]');
xlabel('Alpha (°)')
ylabel('CD')
legend('Datos prepérdida', 'Modelo Viterna', 'Location', 'northwest');

%LIFT AERODAS
figure (3)
plot(x, yL, xM, liftA);
title('Empuje (Lift) en función del ángulo de ataque [MODELO AERODAS]');
xlabel('Alpha (°)')
ylabel('CL')

%DRAG AERODAS
figure (4)
plot(x, yD, xM, dragA);
title('Resistencia (Drag) en función del ángulo de ataque[MODELO
AERODAS]');
xlabel('Alpha (°)')
ylabel('CD')

%LIFT
figure (5)
plot(x, yL, xM, liftA, xM, liftV);
title('Empuje (Lift) en función del ángulo de ataque');
legend('Datos pre-stall', 'Modelo Aerodas', 'Modelo Viterna');
xlabel('Alpha (°)')
ylabel('CL')

%DRAG
figure (6)
plot(x, yD, xM, dragA, xM, dragV);
title('Resistencia (Drag) en función del ángulo de ataque');
legend({'Datos pre-stall', 'Modelo Aerodas', 'Modelo
Viterna'}, 'Location', 'northwest');
xlabel('Alpha (°)')
ylabel('CD')

```


6.2 Anejo II: Programa para el cálculo de los coeficientes de empuje y vuelco

```

%Programa para el cálculo de Cx y de alpha en función
%del valor de gamma con los modelos polinómicos, prepérdida,
%y AERODAS, postpérdida

%% limpieza de variables
clc
clear variables
close all

%% Incremento de ángulo de ataque máximo por cada ángulo de viento
Incgamma=0.5;

%% Importar datos del Excel
filename='NACA_0010-0025.xlsx';
sheet='NACA 0010';
disp('INFORMACION DATOS');
fprintf('El archivo de datos es %s\nEl perfil es %s\n',filename,sheet);
%Información sobre los datos utilizados

LIFT = xlsread(filename,sheet,'F2:I2');
DRAG = xlsread(filename,sheet,'F8:I8');

%% Funciones
% FUNCIONES PRE-PERDIDA [POLINOMICAS]
%LIFT
A=LIFT(1);
B=LIFT(2);
C=LIFT(3);
D=LIFT(4);
%DRAG
E=DRAG(1);
F=DRAG(2);
G=DRAG(3);
H=DRAG(4);

% FUNCIONES POST-PERDIDA [AERODAS]
% características del perfil
Perfil = xlsread(filename,sheet,'J2:K2');
AR=10^5; % Aspect ratio (ratio de aspecto)
t=Perfil(2); % Thickness (grosor)
c=1; % Chord (Anchura)
alphastall=Perfil(1); % Angulo de pérdida
disp('INFORMACION CARACTERISTICAS PERFIL');
fprintf('Grosor: %.2f\nAngulo de perdida: %.2f\n',t,alphastall);

% Máximo empuje y resistencia postpérdida
F1=1.190*(1-(t/c)^2);
F2=0.65+0.35*exp(-(9/AR)^2.3);
G1=2.3*exp(-(0.65*(t/c))^0.9);
G2=0.52+0.48*exp(-(6.5/AR)^1.1);

CL2Max=F1*F2;
CD2Max=G1*G2;
% Coeficientes adicionales para el empuje
RCL2=1.632-CL2Max;
N2=1+(CL2Max/RCL2);

```

```

%% Cálculo del coeficiente de empuje
Cdstall=E*alphastall^3+F*alphastall^2+G*alphastall+H;
contgamma=0;
contresul=1;
alpha(1)=0;
while contgamma <=180

    contalpha=0;
    CXalm(contresul)=0;
    while contalpha <= 90
        if contalpha <= alphastall
            CD=E*contalpha^3+F*contalpha^2+G*contalpha+H;
            CL=A*contalpha^3+B*contalpha^2+C*contalpha+D;
        else
            CD=Cdstall+(CD2Max-Cdstall)*sin((contalpha-alphastall)/(90-
alphastall)*90*(pi/180));
            if A*contalpha^3+B*contalpha^2+C*contalpha+D<-0.032*(contalpha-
92)-RCL2*((92-contalpha)/51)^N2
                CL=-0.032*(contalpha-92)-RCL2*((92-contalpha)/51)^N2;
            else
                CL=A*contalpha^3+B*contalpha^2+C*contalpha+D;
            end
        end
    end

    gammarad=contgamma*(pi/180);
    CX=CL*sin(gammarad)-CD*cos(gammarad);
    CY=CL*cos(gammarad)+CD*sin(gammarad);

    if CX >= CXalm(contresul)
        CXalm(contresul)=CX;
        CYalm(contresul)=CY;
        CLalm(contresul)=CL;
        CDalm(contresul)=CD;
        alpha(contresul)=contalpha;
        gamma(contresul)=contgamma;
    end
    contalpha=contalpha+1;
end

if CXalm(contresul)> 0
    contresul=contresul+1;
end
contgamma=contgamma+Incgamma;
end

ABSCYalm=abs(CYalm);           %Valor absoluto de la fuerza transversal

%% Cálculos adicionales
%Angulo de la vela
beta=gamma-alpha;             % Angulo real de la vela
%Valores medios junto a su desviación estándar y coef. variación
Cxmed=mean(CXalm);           % Valor medio de Cx
CxDesv=std(CXalm);           % Desviación típica Cx
CVCx=CxDesv/Cxmed*100;       % Coeficiente de variación Cx
Cymed=mean(ABSCYalm);        % Valor medio de Cy
CyDesv=std(ABSCYalm);        % Desviación típica Cy
CVCy=CyDesv/Cymed*100;       % Coeficiente de variación Cy
%Valores máximos

```

```

Cxmax=max (CXalm);           % Valor máximo Cx
PosmaxCx=find (CXalm==Cxmax);
GammaCxmax=gamma (PosmaxCx); % Valor de gamma para Cx máximo
Cymax=max (ABSCYalm);       % Valor máximo Cy
PosmaxCy=find (ABSCYalm==Cymax);
GammaCymax=gamma (PosmaxCy); % Valor de gamma para Cy máximo
%%Valores mínimos
Cxmin=min (CXalm);          % Valor mínimo Cx
PosminCx=find (CXalm==Cxmin);
GammaCxmin=gamma (PosminCx); % Valor de gamma para Cx mínimo
Cymin=min (ABSCYalm);       % Valor mínimo Cy
PosminCy=find (ABSCYalm==Cymin);
GammaCymin=gamma (PosminCy); % Valor de gamma para Cy mínimo

%% Almacenamiento de resultados
Resultados (:,1)=CXalm;
Resultados (:,2)=CYalm;
Resultados (:,3)=gamma;
Resultados (:,4)=alpha;
Resultados (:,5)=beta;

EstadisticosPerfil (1,1)=Cxmed;
EstadisticosPerfil (2,1)=CxDesv;
EstadisticosPerfil (3,1)=CVCx;

EstadisticosPerfil (4,1)=Cymed;
EstadisticosPerfil (5,1)=CyDesv;
EstadisticosPerfil (6,1)=CVCy;

EstadisticosPerfil (7,1)=Cxmax;
EstadisticosPerfil (8,1)=GammaCxmax;

EstadisticosPerfil (9,1)=Cymax;
EstadisticosPerfil (10,1)=GammaCymax;

EstadisticosPerfil (11,1)=Cxmin;
EstadisticosPerfil (12,1)=GammaCxmin;

EstadisticosPerfil (13,1)=Cymin;
EstadisticosPerfil (14,1)=GammaCymin;

%% Exportar resultados a Excel
disp ('-----');
Export = input ('¿Almacenar resultados en Excel? (s/n) ', 's');
if Export=='s'
    xlswrite (filename,Resultados,sheet,'M3:Q362')
    xlswrite (filename,EstadisticosPerfil,sheet,'T2:T15')
    winopen (filename);
end
%% Gráficas
% Angulo de ataque en funcion del ángulo del viento (A)
figure (1)
plot (gamma,alpha);
title ('Angulo de ataque en funcion del ángulo del viento (A)')
xlabel ('Gamma')
ylabel ('Alpha')

```

```
% Coeficientes Cx y Cy en funcion del ángulo del viento (A)
figure (2)
plot(gamma,CXalm,gamma,CYalm);
title('Coeficientes Cx y Cy en funcion del ángulo del viento (A)')
xlabel('Gamma')
ylabel('Cx y Cy')
legend('Cx','Cy','Location','northwest')

% Cx en funcion del ángulo del viento para NACA 0010 (AERODAS)
figure (3)
gammarad=gamma.*(pi/180);
polarplot(gammarad,CXalm,'b',-gammarad,CXalm,'b')
title('Cx en funcion del ángulo del viento para NACA 0010 (AERODAS)')
thetatickformat('%g°')
```

6.3 Anejo III: Coeficientes de sustentación y arrastre

6.3.1 NACA 0010

Alpha	CL	CD	CL/CD
0	0,0000	0,0054	0,00
0,5	0,0504	0,0055	9,23
1	0,1028	0,0057	18,07
1,5	0,1605	0,0060	26,57
2	0,2278	0,0065	35,05
2,5	0,3017	0,0070	43,04
3	0,3761	0,0076	49,55
3,5	0,4515	0,0083	54,66
4	0,5019	0,0089	56,33
4,5	0,5478	0,0096	57,00
5	0,5930	0,0104	57,24
5,5	0,6380	0,0111	57,37
6	0,6832	0,0119	57,51
6,5	0,7282	0,0127	57,20
7	0,7726	0,0137	56,39
7,5	0,8164	0,0149	54,98
8	0,8629	0,0157	54,82
9	0,9493	0,0187	50,87
9,5	0,9912	0,0204	48,61
10	1,0334	0,0219	47,27
10,5	1,0681	0,0246	43,40
11	1,1024	0,0270	40,80
11,5	1,1316	0,0297	38,13
12	1,1548	0,0325	35,54
12,5	1,1535	0,0373	30,96
13	1,1382	0,0426	26,70
13,5	1,1162	0,0504	22,14
14	1,0810	0,0629	17,18
14,5	1,0297	0,0811	12,70

6.3.2 NACA 0012

Alpha	CL	CD	CL/CD
0	0,0000	0,0061	0,00
0,5	0,0519	0,0061	8,49
1	0,1038	0,0063	16,58
1,5	0,1555	0,0065	23,92
2	0,2082	0,0068	30,53
2,5	0,2637	0,0072	36,52
3	0,3275	0,0077	42,59
3,5	0,3987	0,0082	48,44
4	0,4724	0,0088	53,44
4,5	0,5457	0,0095	57,44
5	0,6190	0,0102	60,63
5,5	0,6814	0,0109	62,46
6	0,7236	0,0116	62,65
6,5	0,7648	0,0123	62,43
7	0,8056	0,0130	62,11
7,5	0,8467	0,0137	61,76
8	0,8874	0,0145	61,07
8,5	0,9275	0,0155	59,99
9	0,9674	0,0165	58,67
9,5	1,0063	0,0177	56,82
10	1,0474	0,0188	55,74
10,5	1,0831	0,0204	53,17
11	1,1215	0,0216	51,90
11,5	1,1501	0,0236	48,65
12	1,1798	0,0253	46,72
12,5	1,2015	0,0271	44,30
13	1,2174	0,0296	41,09
13,5	1,2253	0,0332	36,86
14	1,2352	0,0369	33,52
14,5	1,2404	0,0414	29,95
15	1,2416	0,0470	26,41
15,5	1,2373	0,0538	22,99
16	1,2253	0,0621	19,72
16,5	1,2011	0,0725	16,56

6.3.3 NACA 0014

Alpha	CL	CD	CL/CD
0	0,0000	0,0068	0,00
1,5	0,1579	0,0071	22,30
2	0,2105	0,0073	28,88
2,5	0,2629	0,0076	34,78
3	0,3150	0,0079	39,92
3,5	0,3688	0,0083	44,38
4	0,4289	0,0088	48,68
4,5	0,4936	0,0094	52,68
5	0,5679	0,0100	56,73
5,5	0,6412	0,0107	60,09
6	0,7135	0,0114	62,70
6,5	0,7855	0,0121	64,81
7	0,8525	0,0129	66,29
7,5	0,8891	0,0135	65,86
8	0,9246	0,0142	65,20
8,5	0,9586	0,0149	64,16
9	0,9929	0,0157	63,20
9,5	1,0262	0,0166	61,82
10	1,0580	0,0176	59,98
10,5	1,0944	0,0185	59,09
11	1,1265	0,0197	57,10
11,5	1,1546	0,0211	54,85
12	1,1785	0,0225	52,40
12,5	1,2033	0,0241	49,99
13	1,2198	0,0264	46,19
13,5	1,2405	0,0287	43,19
14	1,2564	0,0317	39,70
14,5	1,2590	0,0361	34,86
15	1,2703	0,0403	31,55
15,5	1,2761	0,0453	28,17
16	1,2777	0,0511	24,98
16,5	1,2731	0,0580	21,97
17	1,2592	0,0658	19,13
17,5	1,2477	0,0745	16,75
18	1,2313	0,0842	14,63
18,5	1,2109	0,0948	12,78
19	1,1879	0,1062	11,18
19,5	1,1623	0,1185	9,81
20	1,1342	0,1318	8,61

6.3.4 NACA 0015

Alpha	CL	CD	CL/CD
0	0,0000	0,0072	0,00
0,5	0,0529	0,0072	7,33
1	0,1058	0,0073	14,53
1,5	0,1586	0,0074	21,43
2	0,2113	0,0076	27,91
2,5	0,2640	0,0078	33,89
3	0,3164	0,0081	39,21
3,5	0,3686	0,0084	43,72
4	0,4221	0,0089	47,64
4,5	0,4794	0,0094	51,27
5	0,5443	0,0099	54,76
5,5	0,6160	0,0106	58,22
6	0,6880	0,0113	60,99
6,5	0,7597	0,0120	63,47
7	0,8313	0,0127	65,35
7,5	0,9029	0,0135	66,93
8	0,9486	0,0142	66,90
8,5	0,9803	0,0149	66,01
9	1,0097	0,0156	64,64
9,5	1,0388	0,0164	63,34
10	1,0674	0,0173	61,81
10,5	1,0979	0,0181	60,66
11	1,1271	0,0191	58,92
11,5	1,1480	0,0204	56,16
12	1,1762	0,0216	54,40
12,5	1,1966	0,0235	51,03
13	1,2213	0,0252	48,41
13,5	1,2339	0,0281	43,96
14	1,2535	0,0307	40,80
14,5	1,2694	0,0340	37,39
15	1,2737	0,0386	33,04
15,5	1,2800	0,0434	29,51
16	1,2837	0,0488	26,30
16,5	1,2826	0,0550	23,30
17	1,2767	0,0621	20,56
17,5	1,2648	0,0698	18,12
18	1,2543	0,0782	16,05
18,5	1,2406	0,0873	14,21
19	1,2248	0,0970	12,63
19,5	1,2087	0,1070	11,29
20	1,1941	0,1169	10,21

6.3.5 NACA 0016

Alpha	CL	CD	CL/CD
0	0,0000	0,0076	0,00
0,5	0,0530	0,0076	6,99
1	0,1059	0,0076	13,88
1,5	0,1588	0,0077	20,54
2	0,2116	0,0079	26,92
2,5	0,2644	0,0081	32,84
3	0,3168	0,0083	38,21
3,5	0,3691	0,0086	42,97
4	0,4209	0,0090	46,92
4,5	0,4735	0,0094	50,37
5	0,5280	0,0099	53,33
5,5	0,5917	0,0105	56,35
6	0,6614	0,0112	59,32
6,5	0,7331	0,0119	61,86
7	0,8042	0,0126	63,88
7,5	0,8760	0,0134	65,57
8	0,9470	0,0141	66,97
8,5	1,0049	0,0149	67,44
9	1,0318	0,0156	66,31
9,5	1,0562	0,0163	64,88
10	1,0795	0,0170	63,39
10,5	1,1029	0,0178	61,89
11	1,1230	0,0187	59,99
11,5	1,1428	0,0199	57,43
12	1,1685	0,0212	55,14
12,5	1,1929	0,0228	52,39
13	1,2128	0,0248	48,82
13,5	1,2344	0,0271	45,63
14	1,2524	0,0298	42,08
14,5	1,2639	0,0333	37,94
15	1,2778	0,0370	34,56
15,5	1,2841	0,0416	30,84
16	1,2810	0,0475	26,95
16,5	1,2837	0,0532	24,13
17	1,2819	0,0597	21,49
17,5	1,2759	0,0669	19,08
18	1,2642	0,0747	16,93
18,5	1,2544	0,0830	15,12
19	1,2425	0,0917	13,55
19,5	1,2301	0,1007	12,21
20	1,2184	0,1097	11,10

6.3.6 NACA 0017

Alpha	CL	CD	CL/CD
0	0,0000	0,0079	0,00
0,5	0,0530	0,0079	6,68
1	0,1057	0,0080	13,25
1,5	0,1587	0,0081	19,69
2	0,2115	0,0082	25,89
2,5	0,2642	0,0083	31,72
3	0,3165	0,0086	37,02
3,5	0,3689	0,0088	41,92
4	0,4207	0,0091	46,13
4,5	0,4718	0,0095	49,61
5	0,5231	0,0099	52,63
5,5	0,5776	0,0105	55,17
6	0,6374	0,0111	57,63
6,5	0,7050	0,0118	59,95
7	0,7767	0,0125	62,34
7,5	0,8496	0,0132	64,27
8	0,9200	0,0140	65,71
8,5	0,9897	0,0148	66,69
9	1,0559	0,0157	67,34
9,5	1,0767	0,0163	66,01
10	1,0938	0,0170	64,42
10,5	1,1085	0,0177	62,66
11	1,1166	0,0185	60,45
11,5	1,1355	0,0196	57,96
12	1,1595	0,0209	55,37
12,5	1,1856	0,0224	52,88
13	1,2054	0,0245	49,22
13,5	1,2289	0,0266	46,29
14	1,2443	0,0294	42,27
14,5	1,2625	0,0324	38,97
15	1,2659	0,0369	34,31
15,5	1,2796	0,0408	31,36
16	1,2862	0,0456	28,19
16,5	1,2798	0,0520	24,60
17	1,2812	0,0580	22,09
17,5	1,2782	0,0647	19,76
18	1,2716	0,0720	17,65
18,5	1,2608	0,0798	15,79
19	1,2517	0,0878	14,26
19,5	1,2414	0,0962	12,90
20	1,2312	0,1048	11,75

6.3.7 NACA 0018

Alpha	CL	CD	CL/CD
0	0,0000	0,0083	0,00
0,5	0,0527	0,0083	6,36
1	0,1054	0,0083	12,65
2	0,2108	0,0085	24,80
2,5	0,2634	0,0086	30,52
3	0,3159	0,0088	35,86
3,5	0,3680	0,0090	40,71
4	0,4197	0,0093	45,08
4,5	0,4709	0,0096	48,85
5	0,5212	0,0100	51,91
5,5	0,5713	0,0105	54,41
6	0,6245	0,0111	56,52
6,5	0,6810	0,0117	58,45
7	0,7476	0,0123	60,63
7,5	0,8207	0,0131	62,60
8	0,8914	0,0139	64,08
8,5	0,9609	0,0147	65,28
9	1,0299	0,0156	66,02
9,5	1,0990	0,0165	66,61
10	1,1105	0,0171	64,94
10,5	1,1102	0,0176	62,94
11	1,1119	0,0184	60,53
11,5	1,1276	0,0195	57,94
12	1,1504	0,0208	55,31
12,5	1,1759	0,0223	52,75
13	1,1980	0,0242	49,48
13,5	1,2164	0,0266	45,71
14	1,2384	0,0290	42,69
14,5	1,2484	0,0326	38,31
15	1,2656	0,0359	35,29
15,5	1,2736	0,0402	31,70
16	1,2778	0,0451	28,31
16,5	1,2832	0,0503	25,54
17	1,2796	0,0566	22,62
17,5	1,2738	0,0633	20,12
18	1,2710	0,0701	18,14
18,5	1,2645	0,0774	16,34
19	1,2549	0,0851	14,74
19,5	1,2463	0,0930	13,41
20	1,2372	0,1012	12,23

Alpha	CL	CD	CL/CD
0	0,0000	0,0090	0,00
0,5	0,0523	0,0090	5,83
1	0,1045	0,0090	11,61
1,5	0,1566	0,0091	17,30
2	0,2086	0,0091	22,82
3	0,3122	0,0094	33,21
3,5	0,3638	0,0096	38,01
4	0,4147	0,0098	42,32
4,5	0,4652	0,0101	46,20
5	0,5155	0,0104	49,71
5,5	0,5645	0,0107	52,56
6	0,6120	0,0112	54,74
6,5	0,6598	0,0117	56,59
7	0,7086	0,0122	57,99
7,5	0,7603	0,0129	59,03
8	0,8241	0,0137	60,33
8,5	0,8937	0,0145	61,68
9	0,9650	0,0154	62,74
9,5	1,0307	0,0163	63,16
10	1,0952	0,0172	63,53
10,5	1,1214	0,0180	62,33
11	1,1117	0,0186	59,67
11,5	1,1167	0,0196	56,89
12	1,1306	0,0210	53,86
12,5	1,1530	0,0225	51,22
13	1,1758	0,0243	48,33
13,5	1,1961	0,0266	45,00
14	1,2110	0,0295	41,11
14,5	1,2315	0,0322	38,29
15	1,2420	0,0359	34,62
15,5	1,2553	0,0396	31,70
16	1,2586	0,0445	28,28
16,5	1,2672	0,0491	25,80
17	1,2631	0,0552	22,87
17,5	1,2662	0,0608	20,82
18	1,2642	0,0672	18,82
18,5	1,2550	0,0743	16,89
19	1,2527	0,0811	15,46
19,5	1,2472	0,0882	14,13
20	1,2401	0,0955	12,99

6.3.9 NACA 0022

Alpha	CL	CD	CL/CD
0	0,0000	0,0096	0,00
0,5	0,0513	0,0096	5,32
1	0,1021	0,0097	10,55
1,5	0,1536	0,0097	15,80
2	0,2044	0,0098	20,84
2,5	0,2552	0,0099	25,80
3	0,3055	0,0100	30,49
3,5	0,3560	0,0102	35,04
4	0,4054	0,0104	39,13
4,5	0,4552	0,0106	43,11
5	0,5032	0,0109	46,38
5,5	0,5516	0,0111	49,56
6	0,5979	0,0115	52,04
6,5	0,6426	0,0119	54,00
7	0,6843	0,0123	55,45
7,5	0,7221	0,0129	56,06
8	0,7634	0,0136	56,34
8,5	0,8182	0,0143	57,06
9	0,8796	0,0153	57,53
9,5	0,9479	0,0162	58,37
10	1,0124	0,0173	58,52
10,5	1,0745	0,0185	58,14
11	1,1286	0,0196	57,49
11,5	1,1162	0,0205	54,37
12	1,1204	0,0217	51,73
12,5	1,1320	0,0232	48,81
13	1,1481	0,0252	45,65
13,5	1,1660	0,0274	42,49
14	1,1861	0,0299	39,71
14,5	1,2015	0,0329	36,54
15	1,2131	0,0364	33,29
15,5	1,2277	0,0400	30,70
16	1,2311	0,0447	27,52
16,5	1,2430	0,0489	25,41
17	1,2410	0,0546	22,73
17,5	1,2480	0,0596	20,94
18	1,2441	0,0659	18,89
18,5	1,2442	0,0718	17,32
19	1,2415	0,0783	15,86
19,5	1,2356	0,0851	14,52
20	1,2331	0,0918	13,43

6.3.10 NACA 0025

Alpha	CL	CD	CL/CD
0	0,0000	0,0107	0,00
0,5	0,0486	0,0107	4,56
1	0,0971	0,0107	9,09
1,5	0,1452	0,0108	13,51
2	0,1934	0,0108	17,91
2,5	0,2415	0,0109	22,20
3	0,2887	0,0110	26,29
3,5	0,3353	0,0111	30,15
4	0,3809	0,0113	33,71
4,5	0,4264	0,0115	37,21
5	0,4693	0,0117	40,28
5,5	0,5102	0,0119	42,95
6	0,5524	0,0122	45,28
6,5	0,5953	0,0126	47,25
7	0,6373	0,0131	48,80
7,5	0,6779	0,0136	49,88
8	0,7168	0,0142	50,48
8,5	0,7533	0,0149	50,52
9	0,7887	0,0157	50,14
9,5	0,8297	0,0167	49,62
10	0,8844	0,0179	49,38
10,5	0,9462	0,0193	49,10
11	1,0072	0,0208	48,54
11,5	1,0661	0,0224	47,62
12,5	1,1222	0,0256	43,80
13	1,1161	0,0275	40,57
13,5	1,1262	0,0294	38,29
14	1,1376	0,0319	35,66
14,5	1,1472	0,0350	32,74
15	1,1647	0,0380	30,68
15,5	1,1755	0,0416	28,23
16	1,1850	0,0457	25,96
16,5	1,1953	0,0498	24,02
17	1,1985	0,0547	21,92
17,5	1,2066	0,0593	20,34
18	1,2056	0,0649	18,56
18,5	1,2112	0,0701	17,29
19	1,2095	0,0760	15,91
19,5	1,2113	0,0818	14,82
20	1,2090	0,0880	13,74

6.4 Anejo IV: Tabla comparativa de los coeficientes de empuje y vuelco

6.4.1 Valores medios de empuje y vuelco

Perfiles	$C_{x,med}$	$\sigma C_x (k=1)$	CVCX (%)	$C_{y,med}$	$\sigma C_y (k=1)$	CVCY (%)
NACA 0010	1,253	0,641	51,122	0,676	0,336	49,750
NACA 0012	1,277	0,606	47,445	0,665	0,366	55,063
NACA 0014	1,278	0,585	45,781	0,657	0,377	57,362
NACA 0015	1,277	0,578	45,290	0,654	0,382	58,361
NACA 0016	1,274	0,573	44,933	0,651	0,385	59,126
NACA 0017	1,270	0,568	44,712	0,645	0,387	59,895
NACA 0018	1,264	0,564	44,596	0,642	0,386	60,212
NACA 0020	1,248	0,557	44,631	0,634	0,382	60,231
NACA 0022	1,230	0,552	44,883	0,624	0,375	60,058
NACA 0025	1,202	0,544	45,259	0,608	0,361	59,386

6.4.2 Valores máximos de empuje y vuelco

Perfiles	$C_{x,max}$	$\gamma C_{x,max}$	$C_{y,max}$	$\gamma C_{y,max}$
NACA 0010	2,114	176,500	1,164	87,000
NACA 0012	2,082	176,500	1,202	9,500
NACA 0014	2,051	176,500	1,241	12,500
NACA 0015	2,036	176,500	1,253	10,500
NACA 0016	2,021	176,500	1,257	9,500
NACA 0017	2,006	176,500	1,257	8,500
NACA 0018	1,992	176,500	1,252	15,000
NACA 0020	1,963	175,500	1,243	12,500
NACA 0022	1,936	175,500	1,220	11,000
NACA 0025	1,895	175,000	1,171	15,500

6.4.3 Valores mínimos de empuje y vuelco

Perfiles	$C_{x,min}$	$\gamma C_{x,min}$	$C_{y,min}$	$\gamma C_{y,min}$
NACA 0010	0,002	1,000	0,001	176,500
NACA 0012	0,002	1,000	0,001	176,500
NACA 0014	0,004	1,000	0,001	175,500
NACA 0015	0,004	1,000	0,000	175,500
NACA 0016	0,004	1,000	0,001	175,500
NACA 0017	0,003	1,000	0,002	92,000
NACA 0018	0,003	1,000	0,001	92,000
NACA 0020	0,002	1,000	0,001	92,500
NACA 0022	0,001	1,000	0,001	92,500
NACA 0025	0,006	1,500	0,000	93,000

6.5 Anejo V: Rendimientos y ahorros obtenidos con una vela rígida óptima

6.5.1 Rendimiento de la vela en función de la velocidad del viento y de la superficie velar

	40m ²	80m ²	120m ²	160m ²	200m ²	240m ²	280m ²	320m ²	360m ²	400m ²
2 $\frac{m}{s}$	0,04%	0,09%	0,13%	0,17%	0,21%	0,26%	0,30%	0,34%	0,39%	0,43%
4 $\frac{m}{s}$	0,17%	0,34%	0,52%	0,69%	0,86%	1,03%	1,20%	1,37%	1,55%	1,72%
6 $\frac{m}{s}$	0,39%	0,77%	1,16%	1,55%	1,93%	2,32%	2,71%	3,09%	3,48%	3,86%
8 $\frac{m}{s}$	0,69%	1,37%	2,06%	2,75%	3,44%	4,12%	4,81%	5,50%	6,18%	6,87%
10 $\frac{m}{s}$	1,07%	2,15%	3,22%	4,29%	5,37%	6,44%	7,51%	8,59%	9,66%	10,74%
12 $\frac{m}{s}$	1,55%	3,09%	4,64%	6,18%	7,73%	9,28%	10,82%	12,37%	13,91%	15,46%
14 $\frac{m}{s}$	2,10%	4,21%	6,31%	8,42%	10,52%	12,62%	14,73%	16,83%	18,94%	21,04%
16 $\frac{m}{s}$	2,75%	5,50%	8,24%	10,99%	13,74%	16,49%	19,24%	21,99%	24,73%	27,48%

6.5.2 Ahorro económico asociado en euros por kilómetro

	40m ²	80m ²	120m ²	160m ²	200m ²	240m ²	280m ²	320m ²	360m ²	400m ²
2 $\frac{m}{s}$	0,0057	0,0113	0,0170	0,0227	0,0283	0,0340	0,0397	0,0453	0,0510	0,0567
4 $\frac{m}{s}$	0,0227	0,0453	0,0680	0,0907	0,1134	0,1360	0,1587	0,1814	0,2041	0,2267
6 $\frac{m}{s}$	0,0510	0,1020	0,1530	0,2041	0,2551	0,3061	0,3571	0,4081	0,4591	0,5102
8 $\frac{m}{s}$	0,0907	0,1814	0,2721	0,3628	0,4535	0,5442	0,6349	0,7256	0,8163	0,9070
10 $\frac{m}{s}$	0,1417	0,2834	0,4251	0,5669	0,7086	0,8503	0,9920	1,1337	1,2754	1,4171
12 $\frac{m}{s}$	0,2041	0,4081	0,6122	0,8163	1,0203	1,2244	1,4285	1,6325	1,8366	2,0407
14 $\frac{m}{s}$	0,2778	0,5555	0,8333	1,1110	1,3888	1,6665	1,9443	2,2221	2,4998	2,7776
16 $\frac{m}{s}$	0,3628	0,7256	1,0884	1,4511	1,8139	2,1767	2,5395	2,9023	3,2651	3,6278

El ser humano desde el inicio de su existencia ha utilizado las embarcaciones para poder realizar el transporte de mercancías y personas. Durante toda la historia de la navegación, las embarcaciones han ido modificando sus métodos de propulsión con la llegada de nuevas tecnologías que les permitían ser más grandes, más rápidas y tener mayores prestaciones. Sin embargo, en los últimos años se están empezando a dar los primeros pasos para cambiar la historia de la navegación una vez más. El salto tecnológico que se está gestando tiene como objetivo garantizar la sostenibilidad medioambiental de las embarcaciones reduciendo, e incluso eliminando, la emisión de gases contaminantes a la atmosfera que contribuyen al calentamiento global. Una de las alternativas para conseguirlo es la utilización de velas rígidas como sistemas de propulsión eólicos auxiliares.

El objetivo del trabajo consiste en la optimización fluidomecánica del perfil alar que define la geometría de la vela rígida. Para ello se ha llevado a cabo un estudio de los diferentes perfiles existentes y de los principios aerodinámicos que actúan sobre ellos. Además, se ha analizado el comportamiento del viento en la navegación.

Una vez determinados los perfiles a estudiar y las condiciones climatológicas que actúan sobre la vela, se ha procedido a determinar una metodología que permita obtener los coeficientes aerodinámicos del perfil para cualquier posición de la vela con respecto del viento. Esta metodología está compuesta de dos partes. En primer lugar, se obtuvieron los coeficientes aerodinámicos anteriores a la entrada en pérdida del perfil mediante un programa de mecánica de fluidos computacional específico del campo de la aeronáutica, el software XFLR5. Los coeficientes obtenidos fueron ajustados a una función polinómica de tercer grado a través de Excel. En segundo lugar, se utilizaron modelos fluidomecánicos experimentales de la NASA ligados a la ingeniería aplicada en sector de los aerogeneradores, con el objetivo de poder determinar los coeficientes una vez que el perfil ha entrado en pérdida.

Posteriormente, se propuso un procedimiento para el cálculo de las fuerzas de empuje y vuelco que generan las velas rígidas sobre la embarcación, a partir de los modelos predictivos de los coeficientes aerodinámicos indicados. Este procedimiento se ha implementado en MATLAB para poder realizar el cálculo de manera automatizada con todos los perfiles.

En virtud de los resultados obtenidos, se llegó a la conclusión de que el perfil óptimo dentro de la serie de perfiles analizada, serie NACA de cuatro dígitos simétrica, es el perfil NACA 0015. Además, se ha realizado un estudio del rendimiento de la vela óptima en una situación real.

