

E.T.S. de Ingeniería Industrial,
Informática y de Telecomunicación

Validación del programa XFlow para un perfil aerodinámico NACA 0012



Grado en Ingeniería
en Tecnologías Industriales

Trabajo Fin de Grado

Autor: Javier Uriel Gómez
Directores: Javier León Iriarte
Alexia Torres Salcedo

Pamplona, junio de 2018

RESUMEN

El presente Trabajo Fin de Grado (TFG) consiste en la simulación y análisis bidimensional de un flujo subsónico incompresible sobre un perfil aerodinámico National Advisory Committee for Aeronautics (NACA) 0012 operando a diversos números de Reynolds y para un determinado rango de ángulos de ataque, incluyendo aquellos que generan la entrada en pérdida. Para simular este flujo, se resuelve la ecuación de transporte de Boltzmann combinada con el modelo de turbulencia WALE (Wall-Adapting Local Eddy) por medio de un novedoso tipo de modelo de colisión. A este efecto, se ejecuta XFlow, un código comercial de dinámica de fluidos computacional (CFD) con un enfoque completamente lagrangiano basado en el método numérico de Lattice-Boltzmann (LBM). El objetivo principal radica en la validación del modelo de turbulencia mediante la evaluación de los coeficientes aerodinámicos obtenidos para el perfil seleccionado y su comparación con los resultados provenientes de ensayos experimentales y otros códigos.

Palabras clave: *Dinámica de fluidos computacional (CFD), perfil aerodinámico, sustentación, arrastre, modelo de turbulencia*

ABSTRACT

The present Final Degree Project consists in the bidimensional simulation and analysis of an incompressible subsonic flow over a National Advisory Committee for Aeronautics (NACA) 0012 airfoil operating at different Reynolds numbers and for a certain range of angles of attack, including those generating stall. To simulate this flow, the Boltzmann transport equation combined with the WALE (Wall-Adapting Local Eddy) turbulence model is solved by means of a novel type of multi-relaxation-time (MRT) collision model. To this end, XFlow, a commercial computational fluid dynamics (CFD) code with a completely Lagrangian approach based on the numerical Lattice-Boltzmann (LBM) method, is executed. The main objective lies in the turbulence model validation through the evaluation of the aerodynamic coefficients obtained for the selected airfoil and its comparison with the results from experimental tests and other codes.

Keywords: *Computational fluid dynamics (CFD), airfoil, lift, drag, turbulence model*

ÍNDICE

Índice de figuras	7
Índice de tablas.....	8
1 Planteamientos y objetivos.....	11
2 Marco teórico.....	15
2.1 El teorema Π (Pi) de Buckingham.....	15
2.2 Fuerzas sobre cuerpos sustentadores	17
3 Metodología numérica.....	23
3.1 Métodos de discretización numérica	23
3.1.1 Lattice Gas Automata (LGA) y el método de Lattice-Boltzmann (LBM).....	23
3.2 Condiciones de frontera y modelado de la turbulencia	26
3.2.1 Modelado subrejilla de la turbulencia.....	26
3.2.2 Modelado de la turbulencia por función de pared	29
4 Simulación bidimensional de un flujo a través de un perfil NACA 0012.....	35
4.1 Perfil NACA 0012.....	35
4.2 Configuración de la simulación.....	36
4.3 Dominio computacional y condiciones de frontera.....	38
4.3.1 Discretización espacial (Estructura del <i>lattice</i>).....	38
4.3.2 Longitud de transición de refinamiento (RTL) & longitud de la zona de amortiguación (BZL).....	44
4.3.3 Estudio de la simetría geométrica.....	45
4.3.4 Discretización temporal	47
4.4 Resultados numéricos	48
4.4.1 $Re = 4 \cdot 10^6$	53
4.4.2 $Re = 6 \cdot 10^6$	55
4.4.3 $Re = 9 \cdot 10^6$	58
5 Conclusiones y desarrollos futuros	63
5.1 CONCLUSIONES:.....	63
5.2 DESARROLLOS FUTUROS:	64
6 Referencias bibliográficas.....	69

ÍNDICE DE FIGURAS

Figura 1. Definiciones para una superficie sustentadora.....	18
Figura 2. Etapas sucesivas en el desarrollo de la sustentación.	19
Figura 3. A altos ángulos de ataque, la visualización del flujo mediante humo muestra la separación de la corriente en la superficie superior de un perfil sustentador en pérdida. (National Committee for Fluid Mechanics Films, Education Development Center, 1972).....	19
Figura 4. Distintos enfoques en el modelado de la turbulencia.....	28
Figura 5. Leyes unificadas de la pared.....	30
Figura 6. Perfil NACA 0012.....	35
Figura 7. Propiedades geométricas de la superficie generada.....	36
Figura 8. TRS = 0.00125 m vs. TRS = 0.005 m.....	39
Figura 9. Parámetros que definen la región de refinamiento en XFlow.....	40
Figura 10. Estudio de la región de refinamiento (C_D vs. REG) para $Re = 500$	41
Figura 11. Estudio de la región de refinamiento (C_D vs. REG) $Re = 6 \cdot 10^6$	42
Figura 12. Resolución especial en XFlow. Estructura del dominio.....	43
Figura 13. Ilustración de diferentes longitudes de transición de refinamiento (RTL). RTL = 2 a la izquierda vs. RTL = 4 a la derecha.....	44
Figura 14. Ilustración de diferentes longitudes de la zona de amortiguación (BZL). BZL = 0 (no hay superposición) a la izquierda vs. BZL = 4 a la derecha.....	45
Figura 15. Curvas polares y de sustentación experimentales del perfil NACA 0012 liso. (a) $Re = 6 \cdot 10^6$ [3]; (b) $Re = 3 \cdot 10^6$, $6 \cdot 10^6$ y $9 \cdot 10^6$ [23].....	50
Figura 16. Curva de sustentación (C_L vs. α) para $Re = 4 \cdot 10^6$	54
Figura 17. Curva polar (C_D vs. C_L) para $Re = 4 \cdot 10^6$	55
Figura 18. Curva de sustentación (C_L vs. α) para $Re = 6 \cdot 10^6$	56
Figura 19. Curva polar (C_D vs. C_L) para $Re = 6 \cdot 10^6$	57
Figura 20. Curva de sustentación (C_L vs. α) para $Re = 9 \cdot 10^6$	59
Figura 21. Curva polar (C_D vs. C_L) para $Re = 9 \cdot 10^6$	60
Figura 22. Curva C_D vs. Re_D de una esfera.....	65

ÍNDICE DE TABLAS

Tabla 1. Condiciones de simulación.....	37
Tabla 2. Estudio de la escala resuelta (RS).	40
Tabla 3. Estudio de la región de refinamiento (REG) para $Re = 500$	41
Tabla 4. Estudio de la región de refinamiento (REG) para $Re = 6 \cdot 10^6$	41
Tabla 5. Estudio de la orientación de la región de refinamiento.....	44
Tabla 6. Estudio de RTL y BZL.	45
Tabla 7. Estudio de la simetría geométrica para $\alpha = 0^\circ$	46
Tabla 8. Estudio de la simetría geométrica para $\alpha = 5^\circ$	46
Tabla 9. Valores típicos de “ N_{crit} ”.....	52
Tabla 10. Datos para $Re = 4 \cdot 10^6$	53
Tabla 11. Errores relativos de los datos para $Re = 4 \cdot 10^6$	53
Tabla 12. Datos para $Re = 6 \cdot 10^6$	55
Tabla 13. Errores relativos de los datos para $Re = 6 \cdot 10^6$	56
Tabla 14. Datos para $Re = 9 \cdot 10^6$	58
Tabla 15. Errores relativos de los datos para $Re = 9 \cdot 10^6$	58

CAPÍTULO 1:

Planteamiento y objetivos

1 PLANTEAMIENTOS Y OBJETIVOS

A pesar de que durante los últimos 20 años el campo de la dinámica de fluidos computacional (CFD) ha alcanzado un alto nivel de madurez [1], tan solo recientemente se han aplicado soluciones provenientes de códigos CFD a la mejora de procesos industriales en sus diferentes etapas (investigación, diseño, fabricación, optimización, etc.). Por lo tanto, la necesidad de robustas herramientas de análisis ha experimentado un crecimiento exponencial, en proporción a la creciente complejidad de las simulaciones.

Esta rápida evolución de la dinámica de fluidos computacional (CFD) ha sido impulsada por la necesidad de métodos más rápidos y precisos para el cálculo de campos de flujo en torno a configuraciones de interés técnico [2]. Asimismo, las simulaciones computacionales muestran a menudo características y detalles que son difíciles, costosos o imposibles de medir o visualizar experimentalmente.

En consecuencia, el propósito de este estudio consiste en realizar la validación del modelo de turbulencia Wall-Adapting Local Eddy (WALE) con una constante WALE (C_w) de 0,2 para el código comercial XFlow 2017, utilizando un perfil aerodinámico National Advisory Committee for Aeronautics (NACA) 0012 como caso de prueba. De este modo, se pretende evaluar la implementación de XFlow sobre el modelo de turbulencia a través de la comparación con resultados tanto experimentales como provenientes de otros códigos como CFL3D o XFOIL. Como novedad cabe destacar que, en lugar de las clásicas ecuaciones de Navier-Stokes, el código resuelve la ecuación de transporte de Boltzmann a fin de simular el flujo sobre el perfil.

Tal y como apunta el Centro de Investigación Langley de la NASA (LaRC) en su página web Turbulence Modeling Resource (TMR) [3], “la validación compara los resultados de CFD en un esfuerzo por establecer la capacidad de un modelo para reproducir la física que gobierna un fenómeno concreto, a diferencia de la verificación, que busca establecer la correcta implementación de un modelo” [4].

Asimismo, la comprensión de los fenómenos inestables que se producen en flujos a bajos números de Reynolds ha cobrado importancia en las últimas décadas [5] debido, principalmente, a la necesidad de diseñar y controlar pequeños vehículos, conocidos como MAV (Micro Air Vehicles), que, en alguna de sus variantes, imitan el aleteo de aves e insectos.

Por consiguiente, en el estudio considera una amplia gama de números de Reynolds incluyendo la transición de flujo laminar a turbulento. En este aspecto, cuando se simula el flujo sobre perfiles aerodinámicos, la transición de flujo laminar a turbulento desempeña un papel importante en la determinación de las características de flujo y en la cuantificación del rendimiento de la superficie aerodinámica en términos de los coeficientes aerodinámicos como la sustentación o la resistencia aerodinámica [2]. Por lo tanto, el adecuado modelado de la transición, que incluye tanto el inicio como el alcance de la misma, conducirá a una predicción del arrastre más precisa.

Entre los múltiples objetivos y aplicaciones de este tipo de validaciones [6] destacan la evaluación de la capacidad de predicción de los códigos CFD en configuraciones de

aterrizaje o despegue, el desarrollo de pautas prácticas de modelado para el análisis de configuraciones de alta sustentación, la provisión de un foro imparcial para evaluar la efectividad de los códigos CFD existentes y las técnicas de modelado y, finalmente, la identificación de áreas que requieran investigación y desarrollo adicional.

CAPÍTULO 2:

Marco teórico

2 MARCO TEÓRICO

2.1 EL TEOREMA Π (PI) DE BUCKINGHAM

Existen muchos métodos para reducir una serie de variables dimensionales en un número más reducido de grupos adimensionales. El procedimiento aquí expuesto fue propuesto por Buckingham [7] en 1914, se conoce como el teorema Π de Buckingham y supone el teorema fundamental del análisis dimensional. El término pi proviene de la notación matemática Π, cuyo significado es un producto de variables. Los parámetros adimensionales hallados mediante el teorema son productos de potencias denominadas Π1, Π2, Π3, etc. Este método permite determinar dichos parámetros en orden secuencial sin necesidad de recurrir a exponentes libres.

La primera parte del teorema Π explica cuál es la reducción de variables esperada [8]. En el caso de que un proceso físico satisfaga el principio de homogeneidad dimensional y relacione n variables dimensionales, se puede describir mediante una relación entre tan solo k variables adimensionales. La reducción $j = n - k$ es igual al máximo número de variables que no pueden formar un grupo adimensional entre ellas y es siempre menor o igual que el número de dimensiones que describen estas variables. De este modo, tomando el caso específico de la fuerza sobre un cuerpo sumergido.

$$F = f(L, U, \rho, \mu, \epsilon)$$

F	L	U	ρ	μ	ϵ
$\{ML^2T^{-2}\}$	$\{L\}$	$\{LT^{-1}\}$	$\{ML^{-3}\}$	$\{ML^{-1}T^{-1}\}$	$\{L\}$

La ecuación anterior contiene seis variables, fuerza (F), longitud característica (L), velocidad del fluido (U), densidad del fluido (ρ), viscosidad dinámica del fluido (μ) y rugosidad de la pared (ϵ), descritas por tres dimensiones $\{MLT\}$. Por tanto, $n = 6$ y $j = 3$, con lo que se podrá reducir el problema a k parámetros adimensionales, con $k = n - j = 6 - 3 = 3$. Se obtendrán por tanto tres variables o parámetros adimensionales Π1, Π2 y Π3.

La segunda parte del teorema muestra cómo hallar dichos parámetros adimensionales. Para encontrar la reducción j, se seleccionan j variables que no puedan formar un parámetro adimensional entre ellas. Cada parámetro adimensional deseado estará formado por el producto de potencias de estas j variables con una variable adicional a la que se le asigna un exponente conveniente no nulo. Todos los grupos adimensionales así determinados son independientes.

$$\Pi_1 = L^a \cdot U^b \cdot \rho^c \cdot F = (L)^a \cdot (LT^{-1})^b \cdot (ML^{-3})^c \cdot (ML^2T^{-2}) = M^0 \cdot L^0 \cdot T^0$$

$$\left. \begin{array}{l} a + b - 3 \cdot c + 1 = 0 \\ c + 1 = 0 \\ -b - 2 = 0 \end{array} \right\} \begin{array}{l} a = -2 \\ b = -2 \\ c = -1 \end{array}$$

$$\Pi_1 = L^{-2} \cdot U^{-2} \cdot \rho^{-1} \cdot F = \frac{F}{\rho \cdot U^2 \cdot L^2} = C_F$$

Habitualmente representado como un cociente entre la fuerza (de sustentación o de resistencia/arrastre) y la fuerza dinámica, el coeficiente adimensional de fuerza (CF) presenta un factor 1/2 como tributo tradicional a Bernoulli y Euler, pues en la ecuación de Bernoulli también aparece el término de presión dinámica ($1/2 \cdot \rho \cdot U^2$). Para el caso de hidroalas y perfiles aerodinámicos, el coeficiente de fuerza está basado en el área referencial de la forma en planta o, simplemente, área en planta (A_p); esto es, el área del cuerpo que se ve mirando desde arriba. La definición usual de CF es, por lo tanto,

$$C_F = \frac{F}{\frac{1}{2} \cdot \rho \cdot U^2 \cdot A_p}$$

Finalmente, se añadirá la viscosidad dinámica a U, L y ρ para determinar Π_2 . Pudiendo elegir la potencia deseada para la viscosidad, se sigue la costumbre y se escoge la potencia -1 para situar la viscosidad dinámica en el denominador,

$$\Pi_2 = L^a \cdot U^b \cdot \rho^c \cdot \mu^{-1} = (L)^a \cdot (LT^{-1})^b \cdot (ML^{-3})^c \cdot (ML^{-1}T^{-1})^{-1} = M^0 \cdot L^0 \cdot T^0$$

$$\left. \begin{array}{l} a + b - 3 \cdot c + 1 = 0 \\ c - 1 = 0 \\ -b + 1 = 0 \end{array} \right\} \begin{array}{l} a = 1 \\ b = 1 \\ c = 1 \end{array}$$

$$\Pi_2 = L^1 \cdot U^1 \cdot \rho^1 \cdot \mu^{-1} = \frac{\rho \cdot U \cdot L}{\mu} = Re$$

El segundo parámetro adimensional no es otro que el clásico número de Reynolds. Finalmente,

$$\Pi_3 = L^a \cdot U^b \cdot \rho^c \cdot \varepsilon = (L)^a \cdot (LT^{-1})^b \cdot (ML^{-3})^c \cdot (L) = M^0 \cdot L^0 \cdot T^0$$

$$\left. \begin{array}{l} a + b - 3 \cdot c + 1 = 0 \\ c = 0 \\ -b = 0 \end{array} \right\} \begin{array}{l} a = -1 \\ b = 0 \\ c = 0 \end{array}$$

$$\Pi_3 = L^{-1} \cdot U^0 \cdot \rho^0 \cdot \varepsilon = \frac{\varepsilon}{L}$$

Con este último grupo adimensional, conocido como rugosidad relativa, concluye el análisis. El teorema Π garantiza que la relación funcional debe ser de la forma,

$$C_F = g\left(Re, \frac{\varepsilon}{L}\right)$$

Para describir adecuadamente esta función se requerirían millares de experimentos o simulaciones CFD. Por ello, es costumbre explorar los efectos de la longitud y rugosidad por separado para establecer tendencias. Así pues, durante todo el proyecto se considerarán los perfiles ensayados como superficies lisas, cuya rugosidad de pared es nula ($\varepsilon = 0$). Esto, sin embargo, no es típico de un perfil comercial que presentará efectos de la rugosidad; por ejemplo, bastaría una mano de pintura para duplicar el coeficiente arrastre. Por consiguiente,

$$C_F = g(Re)$$

Esta expresión indica que el coeficiente adimensional de fuerza C_F es únicamente función del número adimensional de Reynolds.

La función “g” es matemáticamente diferente de la función original “f”, pero contiene la misma información. La principal ventaja de haber realizado el análisis dimensional reside en que, ahora, es posible determinar “g” con una decena de experimentos para cada valor del número de Reynolds. Un segundo aspecto favorable del análisis dimensional consiste en que ayuda a planificar un experimento o teoría, sugiriendo formas adimensionales de las ecuaciones o variables que deben descartarse. Por último, el análisis dimensional da a menudo gran información sobre las relaciones físicas a estudiar.

2.2 FUERZAS SOBRE CUERPOS SUSTENTADORES

Los cuerpos sustentadores (perfiles, hidroalas o álabes) pretenden proporcionar grandes fuerzas perpendiculares a la corriente no perturbada ofreciendo la mínima resistencia. Los convencionales diseños prácticos han desarrollado formas no muy diferentes de las alas de los pájaros, esto es, relativamente delgadas con un borde de ataque redondeado y borde de salida agudo [8]. En la Figura 1 se esquematiza una forma típica. En ella se puede observar la línea de curvatura, que representa la línea media entre las superficies superior e inferior del perfil. En un contexto aeronáutico, las superficies superior e inferior de un perfil aerodinámico reciben los nombres de extradós e intradós, respectivamente.

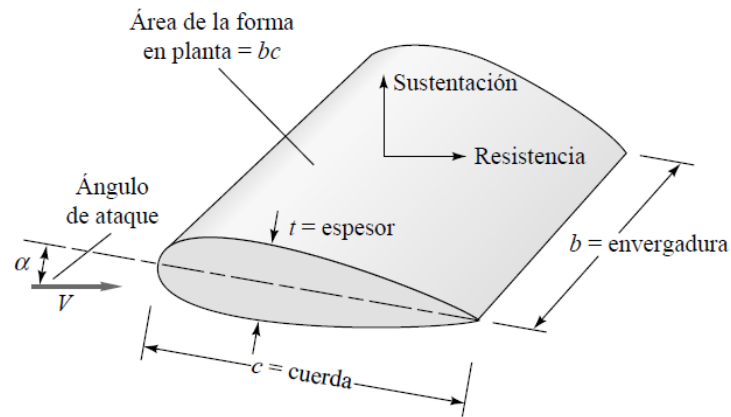


Figura 1. Definiciones para una superficie sustentadora.

Tal y como se vio en la sección anterior, el teorema II permitía obtener los principales coeficientes aerodinámicos, es decir, los coeficientes de sustentación, arrastre y presión definidos respectivamente como,

$$C_L = \frac{L}{\frac{1}{2} \cdot \rho \cdot U^2 \cdot A_p} = \frac{\text{Fuerza de sustentación}}{\text{Fuerza dinámica}}$$

$$C_D = \frac{D}{\frac{1}{2} \cdot \rho \cdot U^2 \cdot A_p} = \frac{\text{Fuerza de arrastre}}{\text{Fuerza dinámica}}$$

$$C_p = \frac{p - p_\infty}{\frac{1}{2} \cdot \rho \cdot U^2} = \frac{\text{Presión estática}}{\text{Presión dinámica}}$$

donde p es la presión local y p_∞ la presión del flujo libre, es decir, la presión en un punto fuera de cualquier perturbación. Se recuerda que las fuerzas adimensionales se encuentran definidas con respecto al área característica referencial de la forma en planta para el caso de cuerpos sustentadores, es decir, $A_p = b \cdot c$.

En el apartado anterior se mostró también cómo el coeficiente adimensional de fuerza era solo función del número adimensional de Reynolds debido a que se consideraba como superficies lisas ($\epsilon = 0$) todos los perfiles ensayados durante el proyecto.

$$C_F = g(Re)$$

De este modo,

$$C_D = f(Re) \quad C_L = f(Re)$$

Sin embargo, las fuerzas de sustentación (L) y arrastre (D) varían también con el ángulo entre la corriente no perturbada y la cuerda, denominado ángulo de ataque (α). Es por ello que, para flujos a baja velocidad ($M < 0,15$), C_L y C_D varían tanto con α como con el número de Reynolds basado en la cuerda,

$$C_L = f(\alpha, Re_c) \qquad C_D = f(\alpha, Re_c)$$

donde,

$$Re_c = \frac{U \cdot c}{\nu} = \frac{\rho \cdot U \cdot c}{\mu}$$

Los números de Reynolds se encuentran, generalmente, dentro del margen en el cual la capa límite es turbulenta y tiene un efecto moderado.

En un perfil aerodinámico, el borde de ataque redondeado evita el desprendimiento de la corriente en esta región, pero el borde de salida afilado origina el desprendimiento que genera la sustentación. La Figura 2 muestra lo que ocurre cuando se inicia el movimiento alrededor de un álabe o perfil.

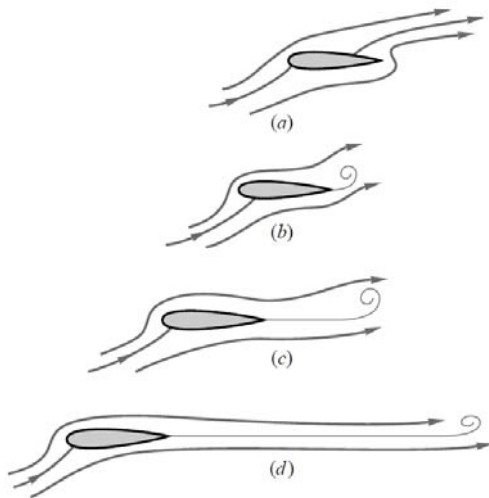


Figura 2. Etapas sucesivas en el desarrollo de la sustentación.

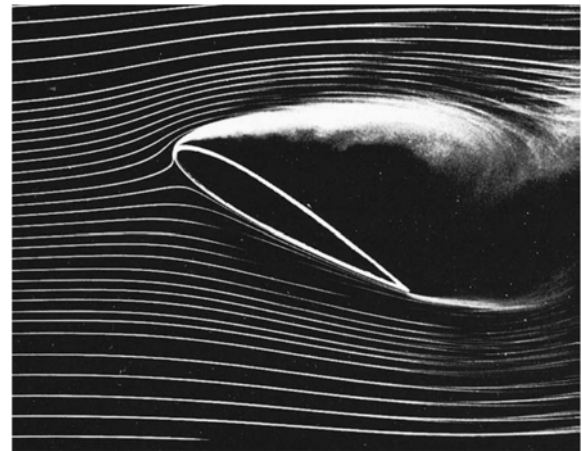


Figura 3. A altos ángulos de ataque, la visualización del flujo mediante humo muestra la separación de la corriente en la superficie superior de un perfil sustentador en pérdida. (National Committee for Fluid Mechanics Films, Education Development Center, 1972).

Inmediatamente después del arranque, Figura 2a, el movimiento es irrotacional y no viscoso. Suponiendo un ángulo de ataque positivo, el punto de remanso posterior está en la superficie superior y no hay sustentación; pero la corriente no puede bordear el borde de salida afilado, por lo que se desprende, formando un torbellino de arranque como el de la Figura 2b. Este torbellino de arranque es arrastrado por la corriente aguas abajo, Figuras 2c y d, formándose una corriente sobre el ala con líneas de corriente que varían gradualmente y abandonan el perfil en una dirección aproximadamente paralela a la cuerda. En esta situación la sustentación se ha generado por completo y el torbellino de arranque se encuentra aguas

abajo, lejos del perfil. Si cesa la corriente, se origina un torbellino de parada de sentido opuesto (el de las aguas del reloj) que también es arrastrado por la corriente. Durante el vuelo, el aumento o disminución de la sustentación originará torbellinos de arranque o parada, siempre con el fin de mantener un flujo paralelo y suave en el borde de salida.

A pequeños ángulos de ataque, aparece un gradiente adverso de presión en la parte posterior del perfil, pero que no es lo suficientemente fuerte como para que se desprenda la capa límite. El flujo alrededor del perfil es suave, como en la Figura 2d, la resistencia es baja y la sustentación excelente. Cuando se aumenta el ángulo de ataque, el gradiente adverso en la superficie superior se hace más intenso, formándose, generalmente, una burbuja de separación que crece extendiéndose aguas arriba sobre el extradós. A un cierto ángulo α comprendido entre 15° y 20° , la corriente está completamente desprendida del extradós, como muestra la Figura 3. Se dice que el perfil está en pérdida: la sustentación decae bruscamente, la resistencia aumenta considerablemente y el perfil deja de cumplir su función aerodinámica.

Nótese que todos los datos obtenidos durante el estudio son para perfiles de envergadura infinita, es decir, para flujo bidimensional alrededor de alas sin bordes laterales. Aun así, el efecto de la envergadura finita se puede correlacionar con el cociente adimensional denominado alargamiento (Λ),

$$\Lambda = \frac{b^2}{A_p} = \frac{b}{c}$$

donde c es la cuerda media.

A fin de obtener la relación entre sustentación y arrastre (L/D) para cuerpos aerodinámicos como un ala finita, se deben conocer tanto C_L (coeficiente de sustentación) como C_D (coeficiente de arrastre). La distribución de la sustentación se obtiene del teorema de Kutta-Joukowski y su integración sobre la envergadura del ala permite calcular C_L . Por su parte, la clásica teoría de la línea sustentadora de Prandtl [9], expresada en última instancia por la siguiente ecuación, se puede usar para estimar el C_D de la siguiente manera,

$$C_D = C_{D,\infty} + \frac{C_L^2}{\pi \cdot e \cdot \Lambda}$$

donde C_L es el coeficiente de sustentación, Λ es el alargamiento, “ e ” es el factor de eficiencia de la envergadura de Oswald y $C_{D,\infty}$ es el coeficiente de arrastre de la superficie aerodinámica experimental para envergadura infinita [10].

CAPÍTULO 3:
Metodología numérica

3 METODOLOGÍA NUMÉRICA

3.1 MÉTODOS DE DISCRETIZACIÓN NUMÉRICA

Tradicionalmente, en el mundo de la dinámica de fluidos computacional se tiende a considerar los fluidos como medios continuos, analizando su comportamiento mediante la resolución de las ecuaciones de Navier-Stokes. La mayor parte de programas de CFD tradicionales se basan en estas suposiciones, pero existen métodos alternativos basados en la resolución de la ecuación de transporte de Boltzmann que tratan los fluidos como partículas mesoscópicas en vez de moléculas. En la mecánica estadística que no aborda temas de equilibrio, la ecuación Boltzmann describe el comportamiento de un gas modelado a escala mesoscópica. La ecuación Boltzmann es capaz de reproducir el límite hidrodinámico, pero también puede modelar medios rarificados con aplicaciones aeroespaciales, de microfluidos o incluso en condiciones próximas al vacío.

Existen varios métodos de discretización, que se pueden clasificar a grosso modo en métodos de mallado (principalmente utilizados) y métodos sin mallado. Algunos de estos métodos son,

- Métodos basados en mallados
 - Finite Differences Method (FDM)
 - Finite Volumes Method (FVM)
 - Finite Elements Method (FEM)

- Métodos sin mallado (basados en partículas)
 - A nivel molecular
 - Direct Simulation Monte Carlo (DSMC)
 - A nivel mesoscópico
 - Lattice Boltzmann Method (LBM)
 - A nivel macroscópico
 - Smoothed-particle hydrodynamics (SPH)
 - Vortex Particle Method (VPM)

El enfoque de discretización de XFlow 2017 recae sobre un algoritmo cinético basado en partículas que evita el clásico proceso de mallado de área, incluso en superficies de considerable complejidad. De este modo, la celosía o lattice es tolerante a la calidad de la geometría de entrada y su nivel de detalle es controlable a partir de un pequeño conjunto de parámetros. Dicho algoritmo recibe el nombre de método de Lattice-Boltzmann (LBM)

3.1.1 Lattice Gas Automata (LGA) y el método de Lattice-Boltzmann (LBM)

La filosofía fundamental de la red de gas autómatas (Lattice Gas Automata – LGA) y del método de Lattice-Boltzmann (Lattice-Boltzmann Method – LBM) es construir

modelos simples basados en la teoría cinética que preserven las leyes de conservación y las simetrías necesarias de manera que el comportamiento emergente de estos modelos obedezca las ecuaciones macroscópicas deseadas. La fundamentación teórica del uso de estos modelos cinéticos simplificados con los que simular sistemas hidrodinámicos (u otros sistemas complejos) se basa en la observación de que, en la naturaleza, los fenómenos macroscópicos como la hidrodinámica son bastante insensibles a los detalles subyacentes de la dinámica microscópica o incluso mesoscópica. En los sistemas hidrodinámicos, los detalles de la dinámica microscópica pueden afectar los valores numéricos de los coeficientes de transporte, pero no la forma de las ecuaciones de Navier-Stokes. Por lo tanto, siempre que estos modelos preserven satisfactoriamente las leyes de conservación y las simetrías necesarias (por ejemplo, la invarianza galileana), podrán usarse para simular sistemas hidrodinámicos. Los criterios de diseño primarios para el desarrollo de modelos LGA y LBE son la eficiencia y la preservación de las propiedades físicas del sistema. Los modelos LGA y LBE se asemejan a los métodos de dinámica molecular o a la ecuación cinética de Boltzmann en concepto, pero no comparten su complejidad computacional [11].

La naturaleza cinética de los métodos LGA y LBE conduce a las siguientes características que los diferencian de cualquier otro método CFD convencional.

1. El operador de convección de los modelos LGA o LBE es lineal en el diagrama de fases, similar al de la ecuación cinética de Boltzmann, pero diferente al de las ecuaciones de Euler o Navier-Stokes.
2. La presión se obtiene mediante una ecuación de estado, en oposición a resolver una ecuación de Poisson en las incompresibles ecuaciones de Navier-Stokes.
3. Con las ecuaciones de Navier-Stokes, las relaciones constitutivas se introducen a partir de datos empíricos, mientras que con los métodos LGA y LBE, las relaciones constitutivas surgen como resultado del adecuado modelado de los potenciales entre partículas.
4. A diferencia de las ecuaciones de Euler o Navier-Stokes, en las que las leyes de conservación macroscópicas se encuentran discretizadas, los métodos LGA y LBE emplean un conjunto de velocidades de partículas discretas de modo que las cantidades conservadas se preserven hasta la precisión de la máquina en los cálculos.

Por todo ello, en los últimos años, los esquemas basados en modelos cinéticos simplificados para la ecuación de Boltzmann se están volviendo cada vez más populares como una alternativa fiable a los convencionales enfoques de la dinámica computacional de fluidos (CFD). En concreto, el método de Lattice-Boltzmann (LBM) se desarrolló originalmente como una modificación mejorada del LGA con el fin de eliminar el ruido estadístico y lograr una mejor invarianza galileana [12], [13].

De hecho, mientras que los esquemas LGA usan lógica booleana para representar la etapa de ocupación, el método LBM hace uso de funciones de distribución estadística “fi” con variables reales, preservando por construcción la conservación de la masa y del momento lineal. La ecuación de transporte de Boltzmann se define de la siguiente manera,

$$\frac{\partial f_i}{\partial t} + \mathbf{e}_i \cdot \nabla f_i = \Omega_i, i = 1, \dots, b$$

donde “ f_i ” es la función de distribución de partículas en la dirección “ i ”, “ \mathbf{e}_i ” es la velocidad discreta correspondiente y Ω_i representa el operador de colisión.

El esquema de corriente y colisión del LBM se puede interpretar como una aproximación discreta de la ecuación de Boltzmann continua. Mientras el paso de propagación modela la advección de las funciones de distribución de partículas a lo largo de direcciones discretas, la mayoría de los fenómenos físicos son modelados por el operador de colisión, el cual presenta un fuerte impacto sobre la estabilidad numérica del esquema. En el enfoque más común, se emplea un tiempo de relajación única (Single-Relaxation-Time - SRT) basado en la aproximación Bhatnagar-Gross-Krook (BGK).

$$\Omega_i^{BGK} = \frac{1}{\tau} \cdot (f_i^{eq} - f_i)$$

donde τ es el parámetro del tiempo de relajación, relacionado con la viscosidad macroscópica de la siguiente manera:

$$\nu = c_s^2 \cdot \left(\tau - \frac{1}{2} \right)$$

y f_i^{eq} es la función de equilibrio local generalmente definida como,

$$f_i^{eq} = \rho \cdot w_i \cdot \left(1 + \frac{e_{i\alpha} \cdot u_\alpha}{c_s^2} + \frac{u_\alpha \cdot u_\beta}{2 \cdot c_s^2} \cdot \left(\frac{e_{i\alpha} \cdot e_{i\beta}}{c_s^2} - \delta_{\alpha\beta} \right) \right)$$

Aquí “ c_s ” es la velocidad del sonido, “ u ” la velocidad macroscópica, δ el delta de Kronecker y los “ w_i ” son constantes de ponderación construidas para preservar la isotropía. Los subíndices α y β denotan las diferentes componentes espaciales de los vectores que aparecen en la ecuación, empleándose el convenio de suma de Einstein sobre índices repetidos.

El enfoque SRT se usa comúnmente debido a su simplicidad. Sin embargo, no está bien enunciado para aplicaciones con altos números de Mach y es propenso a inestabilidades numéricas. Algunas de las limitaciones de la aproximación BGK se abordan con los operadores de colisión de tiempo de relajación múltiple (Multiple-Relaxation-Time – MRT), donde el proceso de colisión se lleva a cabo en términos del momento en vez de en términos de la velocidad.

$$\Omega_i^{MRT} = M_{ij}^{-1} \cdot \hat{S}_{ij} \cdot (m_i^{eq} - m_i)$$

donde la matriz de colisión S_{ij} es diagonal, “ m_i^{eq} ” es el valor de equilibrio del momento “ m_i ” y M_{ij} es la matriz de transformación [14], [15].

El operador de colisión en XFlow se basa en un esquema MRT. Sin embargo, en contraposición al estándar MRT, el operador dispersor se implementa en el espacio del momento central. El proceso de relajación se realiza en un marco de referencia móvil mediante el intercambio de las velocidades de partículas discretas con la velocidad macroscópica local, lo que mejora de forma natural la invarianza galileana, la estabilidad numérica del código para un conjunto de velocidades dado y, por tanto, la exactitud de la solución obtenida [16].

3.2 CONDICIONES DE FRONTERA Y MODELADO DE LA TURBULENCIA

Las condiciones de frontera para la LGA son relativamente simples. Las condiciones de frontera más simples para el campo de velocidad son las condiciones de frontera reflexiva y de rebote. La segunda imita la condición de frontera antideslizante (tipo Dirichlet), mientras que la primera simula la condición de frontera deslizante. En la condición de frontera de rebote, una partícula que golpea una pared simplemente invierte su momento lineal, mientras que en la condición de frontera reflexiva la partícula que golpea una frontera sólida solo invierte su momento lineal normal a la frontera, manteniendo su cantidad de movimiento tangencial a la frontera. Además, las condiciones de frontera completamente desarrolladas para el campo de velocidad pueden obtenerse igualando las funciones de distribución en dos líneas adyacentes del lattice. La condición de frontera de presión puede implementarse a través de la ecuación de estado de los gases ideales estableciendo densidades de masa apropiadas en las ubicaciones deseadas. Las fuerzas de cuerpos también pueden ser implementadas probabilísticamente haciendo que las partículas ganen momento lineal a lo largo de la dirección de la fuerza. La naturaleza booleana de la LGA a veces hace que las condiciones de contorno sean difíciles de alterar [11].

Por su parte, el método de Lattice-Boltzmann presenta una mayor libertad que los métodos LGA para implementar varias condiciones de frontera con precisión. Además, se pueden aplicar diversas técnicas convencionales, como la interpolación o la extrapolación, para mejorar la precisión de las condiciones de frontera del LBM [11].

En general, existen dos tipos de modelos de turbulencia implementados en el método de Lattice-Boltzmann: el modelado subrejilla y el modelado por funciones de pared.

3.2.1 Modelado subrejilla de la turbulencia

En cuanto a los modelos de viscosidad, XFlow ofrece varias opciones para modelar la viscosidad dinámica del fluido. La clasificación principal de estos modelos considera el comportamiento del fluido, es decir, si el fluido es newtoniano o no. Durante el estudio se considera que el fluido se comporta como un fluido newtoniano, esto es, como un fluido en el que la relación entre el tensor de tensiones a cortadura (τ) y el tensor de velocidades de deformación (D) es lineal,

$$\tau = \mu \cdot D$$

$$D = \nabla u + \nabla^T u$$

siendo “ μ ” un tensor fijo de cuarto orden que no depende de la velocidad o el estado de tensión del fluido.

Para un fluido newtoniano incompresible e isotrópico (como el del presente estudio), la tensión viscosa se relaciona con la velocidad de deformación mediante una ecuación más simple,

$$\tau = \mu \cdot \frac{du}{dy}$$

donde τ es la tensión a cortadura (“arrastre”) en el fluido, “ μ ” es una constante escalar o coeficiente de proporcionalidad denominado viscosidad dinámica y du/dy es la derivada de la componente paralela a la dirección de cortadura de la velocidad relativa al desplazamiento en la dirección perpendicular.

Por lo tanto, la viscosidad dinámica o absoluta – coeficiente de viscosidad absoluta – es una medida de resistencia interna. La viscosidad dinámica se puede definir como la fuerza tangencial por unidad de área requerida para mover un plano horizontal con respecto a otro plano, a una velocidad unitaria, cuando se mantiene durante una distancia unitaria en la superficie fluida.

Asimismo, se considera un modelo newtoniano en el que la viscosidad dinámica se asume constante e independiente de la temperatura durante todo el fenómeno. Será este parámetro el que se modifique a fin de obtener distintos números de Reynolds.

Por su parte, se entiende como viscosidad cinemática (ν) al cociente entre la viscosidad dinámica o absoluta y la densidad del fluido, una propiedad independiente de las fuerzas sobre el sistema.

$$\nu = \frac{\mu}{\rho}$$

donde “ ν ” es la viscosidad cinemática, “ μ ” supone la viscosidad absoluta o dinámica y ρ representa la densidad del fluido.

La transferencia de cantidad de movimiento causada por torbellinos (“eddies”) turbulentos a menudo se modela con una viscosidad de torbellino efectiva de una manera similar al modo en el que la transferencia de momento lineal causada por difusión molecular (por fricción) es modelada mediante una viscosidad molecular. La hipótesis de que el efecto de los torbellinos turbulentos en el flujo es modelable se conoce como la hipótesis de la viscosidad de torbellino de Boussinesq, formulada por Joseph Boussinesq en 1877.

El modelado de la turbulencia se aborda en XFlow utilizando la simulación de grandes torbellinos modelada en pared (Wall Modeled Large Eddy Simulation – WMLES). Tal y como se muestra en la Figura 4, LES resuelve las escalas turbulentas más grandes que un determinado filtro, mientras que las escalas por debajo de dicho filtro son modeladas.

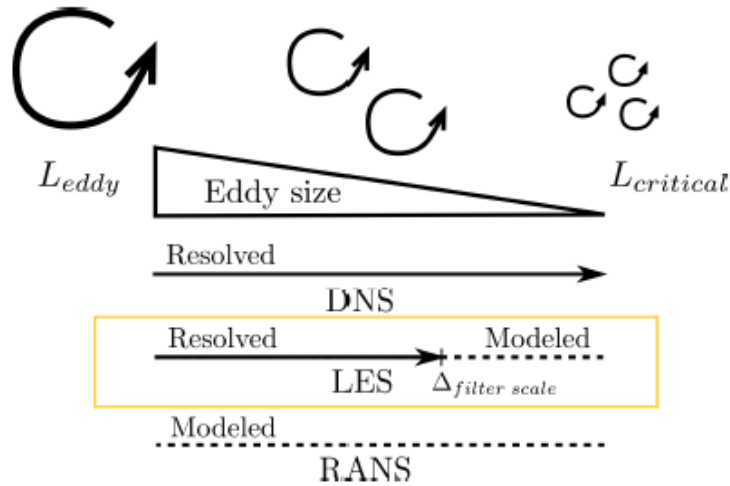


Figura 4. Distintos enfoques en el modelado de la turbulencia.

La Figura 4 resume bastante bien los procesos típicos. Una simulación numérica directa (Direct Numerical Simulation – DNS) resuelve todas las escalas, hasta la escala de Kolmogorov. LES (Large Eddy Simulation – LES) resuelve la mayoría de las escalas, modelando los torbellinos más pequeños. Por su parte, RANS (Reynolds-Averaged Navier-Stokes) se encuentra en el extremo opuesto del espectro con respecto al DNS, donde únicamente se resuelven los torbellinos a gran escala y se modelan las escalas restantes.

Un modelo se califica como un modelo LES si implica explícitamente en una u otra forma el tamaño de paso de la rejilla computacional (“grid”). Los modelos RANS, por el contrario, solo dependen de las magnitudes físicas, incluyendo características geométricas, como la distancia a la pared [17].

De entre todos los modelos de turbulencia numéricos destacan el modelo Spalart-Allmaras (SA) [18] como ejemplo de modelo de una sola ecuación y el modelo Shear Stress Transport (SST) [19] como ejemplo de modelo $k-\omega$ de dos ecuaciones, ambos basados en RANS.

Por su parte, de entre los modelos de escala de subrejilla (Subgrid-Scale – SGS) para simulación de grandes torbellinos (LES) destacan el modelo de Smagorinsky (SM) y el empleado en este estudio, el modelo de viscosidad de torbellino adaptable a la pared (Wall-Adapting Local Eddy-viscosity – WALE) [20].

La subyacente simulación de grandes torbellinos (LES), basada en el modelo de viscosidad de torbellino adaptable a la pared (WALE), proporciona una viscosidad del torbellino local y un comportamiento próximo a la pared consistentes para flujos tanto laminares como turbulentos [20]. De esta forma, este esquema introduce una viscosidad adicional, conocida como viscosidad de torbellino o viscosidad turbulenta (ν_t), con la que modelar la turbulencia de escala de subrejilla. Por lo tanto, en un modelo de escala de

subrejilla (SGS) como el modelo WALE, la viscosidad total o efectiva (ν) se divide en dos partes,

$$\nu = \nu_0 + \nu_t$$

donde “ ν_0 ” y “ ν_t ” son la viscosidad física o cinemática (para las escalas resueltas) y la viscosidad turbulenta o de torbellino (para las subescalas modeladas no resueltas), respectivamente. La viscosidad cinemática (ν_0) se da a priori, determinada a partir del número de Reynolds del flujo simulado.

La forma en la que se determina dicha viscosidad turbulenta basada en la hipótesis de la viscosidad de torbellino de Boussinesq da lugar a los distintos modelos de turbulencia. En concreto, el modelo WALE recupera el comportamiento asintótico de la capa límite turbulenta cuando esta capa se puede resolver directamente y no agrega viscosidad turbulenta artificial en las regiones cortantes fuera de la estela. En este modelo, la viscosidad turbulenta se modela de la siguiente manera,

$$\nu_t = \Delta_f^2 \cdot \frac{(G_{\alpha\beta}^d \cdot G_{\alpha\beta}^d)^{3/2}}{(S_{\alpha\beta} \cdot S_{\alpha\beta})^{5/2} + (G_{\alpha\beta}^d \cdot G_{\alpha\beta}^d)^{3/2}}$$

$$S_{\alpha\beta} = \frac{g_{\alpha\beta} + g_{\beta\alpha}}{2}$$

$$G_{\alpha\beta}^d = \frac{1}{2} \cdot (g_{\alpha\beta}^2 + g_{\beta\alpha}^2) - \frac{1}{3} \cdot \delta_{\alpha\beta} \cdot g_{\gamma\gamma}^2$$

$$g_{\alpha\beta} = \frac{\partial u_\alpha}{\partial x_\beta}$$

$$g_{\alpha\beta}^2 = g_{\alpha\gamma} \cdot g_{\gamma\beta}$$

$$\Delta_f = C_w \cdot V^{1/3}$$

donde $S_{\alpha\beta}$ es el tensor de velocidades de deformación de las escalas resueltas, Δ_f es la escala de filtro, V representa el volumen y C_w indica la constante WALE cuyo valor es típicamente 0,2 [21] o 0,325 [1]. En este estudio se escoge el primer valor de la constante WALE (C_w) a fin de determinar la escala a partir de la cual toda escala más pequeña deba ser modelada.

3.2.2 Modelado de la turbulencia por función de pared

Una alternativa al modelado subrejilla de la turbulencia consiste en la aplicación de una función de pared. En concreto, en XFlow se emplea una condición de frontera de tipo

pared para definir una superficie que no tenga velocidad perpendicular a ella. Para ello, XFlow presenta una ley generalizada de la pared basada en una función de pared sin equilibrio no unificada que considera la mezcla continua entre la subcapa viscosa y la capa logarítmica, los gradientes de presión tanto adversos como favorables y la curvatura de la superficie de forma completamente automática [22] con el fin de modelar correctamente la capa límite. Esta función de pared, cuya formulación se presenta a continuación, es válida para todo “y+” y resuelve (modela) con precisión la capa límite turbulenta.

$$\begin{aligned} \frac{U}{u_c} &= \frac{U_1 + U_2}{u_c} = \frac{u_\tau}{u_c} \cdot \frac{U_1}{u_\tau} + \frac{u_p}{u_c} \cdot \frac{U_2}{u_p} \\ &= \frac{\tau_w}{\rho \cdot u_\tau^2} \cdot \frac{u_\tau}{u_c} \cdot f_1 \cdot \left(y^+ \cdot \frac{u_\tau}{u_c} \right) + \frac{dp_w/dx}{|dp_w/dx|} \cdot \frac{u_p}{u_c} \cdot f_2 \cdot \left(y^+ \cdot \frac{u_p}{u_c} \right) \end{aligned}$$

$$y^+ = \frac{u_c \cdot y}{\nu}$$

$$u_c = u_\tau + u_p$$

$$u_\tau = \sqrt{|\tau_w|/\rho}$$

$$u_p = \left(\frac{\nu}{\rho} \cdot \left| \frac{dp_w}{dx} \right| \right)^{1/3}$$

Aquí, “y+” es la distancia normal desde la pared, “uτ” es la velocidad de fricción superficial, “τw” es la tensión a cortadura de la pared turbulenta, dpw/dx es el gradiente de presión de la pared, “up” es una velocidad característica del adverso gradiente de presión de la pared y “U” es velocidad media a una distancia dada de la pared. Las funciones de interpolación “f1” y “f2” dadas por Shih et al. [22] se encuentran representadas en la Figura 5.

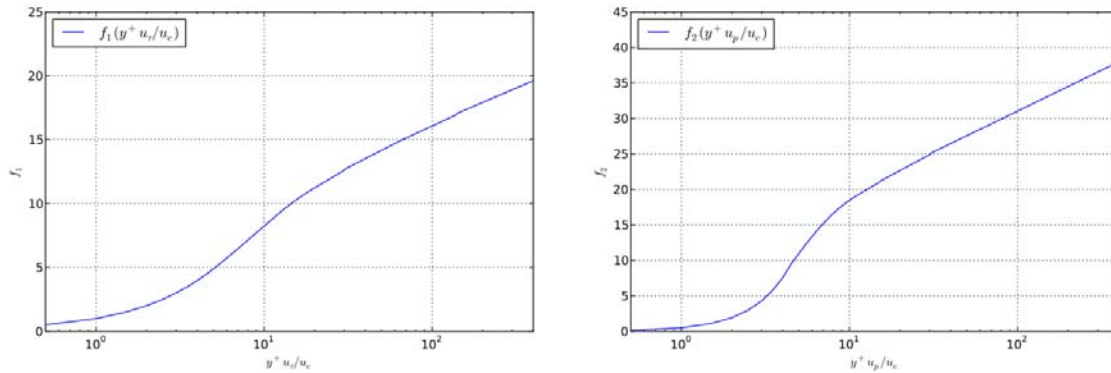


Figura 5. Leyes unificadas de la pared.

Esta función de pared se estima que funciona en la mayoría de los casos, independientemente del modelo de pared escogido. A este respecto, algunos de los modelos de pared disponibles en XFlow y que se consideran en el estudio son,

- Off (Resolved)

En este modelo se establece la velocidad del fluido a cero en la frontera de tipo pared. No se aplica ninguna función de pared, por lo que XFlow debe resolver la capa límite. Para ello, se requiere un “ y^+ ” muy bajo que puede conllevar un incremento significativo de los elementos a simular. Su uso es aconsejable para números de Reynolds bajos.

- Función de pared mejorada (Enhanced wall-function – EWF)

Este modelo establece la función de pared generalizada descrita anteriormente, pero con una formulación que no tiene en cuenta los gradientes de presión (se considera “ p_w ” constante).

- Función de pared mejorada sin equilibrio (Non-equilibrium enhanced wall-function – NEEWF)

El modelo establece la función de pared generalizada descrita anteriormente, considerando esta vez los gradientes de presión. Por lo general, el modelo tiende a sobrestimar las fuerzas aerodinámicas, alargando el desprendimiento de la capa límite. Es un efecto a tener en cuenta ya que la magnitud de la hipersustentación puede ser de un orden similar al de los resultados obtenidos en la validación.

En estos modelos se debe especificar la rugosidad característica de la pared. Se recuerda que, tal y como se reflejó en el capítulo “Marco teórico”, se establece una rugosidad nula, que coincide con el valor por defecto del código.

CAPÍTULO 4:

Simulación bidimensional
de un flujo a través de un
perfil NACA 0012

4 SIMULACIÓN BIDIMENSIONAL DE UN FLUJO A TRAVÉS DE UN PERFIL NACA 0012

4.1 PERFIL NACA 0012

El popular perfil aerodinámico National Advisory Committee for Aeronautics (NACA) 0012 es una sección de ala ampliamente utilizada que presenta curvatura (h) cero y una relación entre espesor máximo y cuerda del 12 % ($t_{\text{máx}}/c = 0,12$) que, para el caso de muchos perfiles NACA de 4 y 5 dígitos incluido éste, resulta en la máxima generación de sustentación posible [23].

Tal y como se muestra en la Figura 6, el NACA 0012 es un perfil simétrico bidimensional con una forma aerodinámica muy suave [24]. Al ser un perfil simétrico, su sustentación para ángulo de ataque cero es nula.

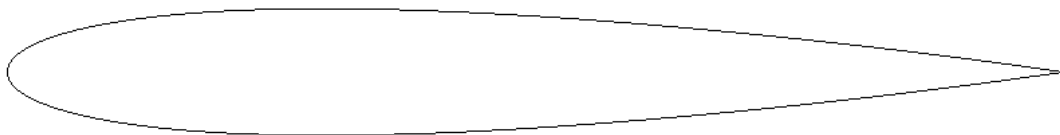


Figura 6. Perfil NACA 0012.

El perfil NACA 0012 se encuentra teóricamente definido, bien mediante tablas de coordenadas espaciales, bien mediante una expresión matemática. A este respecto, Abbott et al. [17] proporcionan coordenadas y TMR deduce la siguiente fórmula de generación para este perfil a raíz de dichas tablas.

$$y = \pm 0.6 \cdot (0.2969 \cdot \sqrt{x} - 0.1260 \cdot x - 0.3516 \cdot x^2 + 0.2843 \cdot x^3 - 0.1015 \cdot x^4)$$

donde $x \in [0, 1]$. El perfil aerodinámico definido usando esta ecuación presenta un borde de salida finito de 0,252%. Existen diversas formas en la literatura para modificar esta definición de modo que el borde de salida tenga espesor cero. Sin embargo, como el perfil se generará automáticamente, ninguna de ellas se tendrá en cuenta.

Por consiguiente, a fin de generar y representar la superficie del perfil cuyas propiedades se muestran en la Figura 7, se emplean 10.000 puntos. Además, XFlow tesela automáticamente todas las superficies durante su creación.

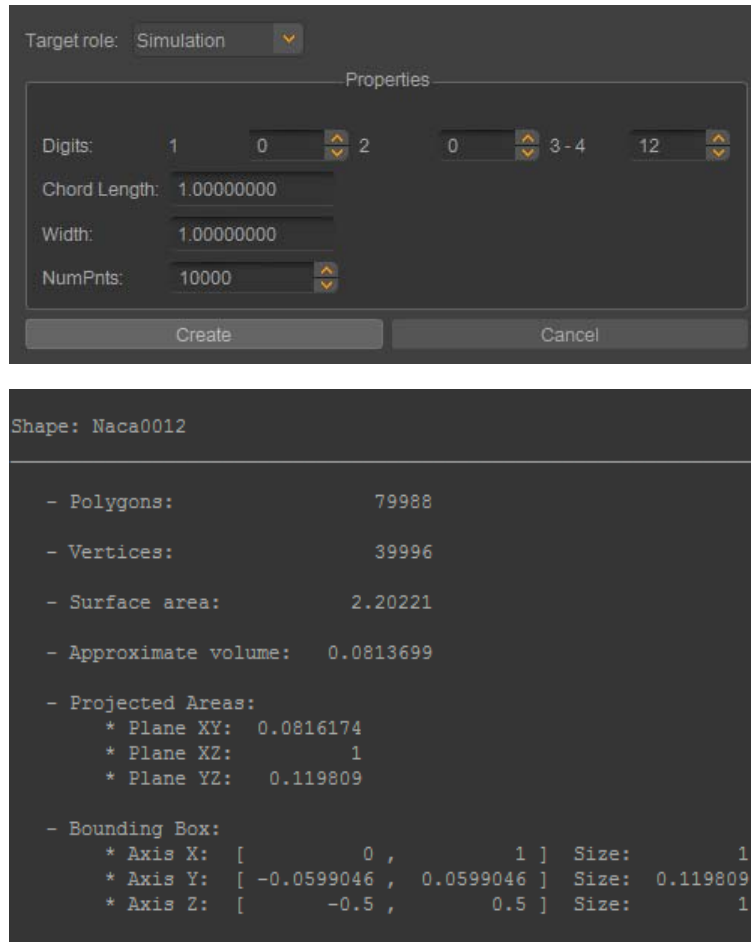


Figura 7. Propiedades geométricas de la superficie generada.

El área de referencia se emplea para calcular los coeficientes aerodinámicos, por lo que el usuario debe seleccionar cuidadosamente los valores para dicha área a fin de obtener valores adecuados para los coeficientes. Para este estudio se impone que el área de referencia sea 1 m². De no ser así, la configuración en la que se toma el área proyectada de la geometría sobre el plano XZ como área de referencia (Top) hubiese sido la adecuada ya que, de acuerdo a lo especificado en el capítulo “Marco teórico”, el coeficiente de fuerza está basado en el área en planta (A_p) para el caso de perfiles aerodinámicos. De hecho, en la Figura 7 se observa que el área proyectada sobre el plano XZ es, precisamente, 1 m².

4.2 CONFIGURACIÓN DE LA SIMULACIÓN

Según TMR, el estudio de flujo turbulento sobre el perfil NACA 0012 debe ejecutarse en condiciones esencialmente incompresibles (la densidad del fluido no varía con su presión). En concreto, la recomendación aquí es ejecutar $M = 0,15$ en códigos CFD compresibles. Es por ello que, durante el estudio, se prestó especial atención a que todos los datos experimentales empleados, ya proviniesen de test en túneles de viento o de otros códigos, se hubiesen obtenido bajo condiciones de flujo incompresible, idealmente para $M = 0,15$. De este modo no solo se asegura la condición de incompresibilidad, sino también la

de régimen subsónico ($M < 0,5$). En el “Anexo I. Datos experimentales” se especifica el número de Mach para cada batería de datos proveniente de la literatura. La expresión del número de Mach es la siguiente,

$$M = \frac{u}{c}$$

En consecuencia, se pretende alcanzar un valor de número de Mach aproximado de 0,15 ($M \approx 0,15$) mediante una correcta determinación de la velocidad del flujo libre (u). Considerando que la velocidad del sonido en el aire es $343,2 \text{ m}\cdot\text{s}^{-1}$ ($c = 343,2 \text{ m}\cdot\text{s}^{-1}$), la velocidad del flujo libre para obtener dicho número de Mach sería $51,48 \approx 50 \text{ m}\cdot\text{s}^{-1}$.

Asimismo, suponiendo que se mantiene constante dicha velocidad durante el estudio tanto para flujo laminar como turbulento y que, por comodidad, tanto la longitud cordal (L) como la densidad (ρ) permanecen fijas en un valor unitario de 1 m y $1 \text{ kg}\cdot\text{m}^{-3}$ respectivamente, el número de Reynolds se podrá regular únicamente a partir del parámetro de viscosidad dinámica (μ), tal y como se indicó en el capítulo “Metodología numérica”. A modo de ejemplo, a fin de lograr un número Reynolds de 6 millones ($Re = 6\cdot 10^6$), la viscosidad dinámica del fluido en estas condiciones debería ser $8,33\cdot 10^{-6} \text{ Pa}\cdot\text{s}$. Apréciense aquí una de las ventajas de la dinámica de fluidos computacional (CFD): la capacidad de simular fluidos con propiedades irreproducibles en la realidad.

Basándose en la guía de validación proporcionada por XFlow [24], se realiza un primer análisis aerodinámico monofásico bidimensional utilizando un túnel de viento virtual de dimensiones $60 \times 40 \text{ m}$ y un perfil estático NACA 0012 de longitud cordal 1 m. Cabe destacar que las dimensiones del túnel de viento se mantendrán constantes durante todo el estudio. Además, a fin de alcanzar un número de Reynolds basado en la longitud cordal media (Mean Aerodynamic Chord – MAC) igual a 500, se establecieron los parámetros de simulación de acuerdo a lo expuesto anteriormente. Dichas condiciones de simulación quedan reflejadas en la Tabla 1.

Velocidad del flujo libre ($\text{m}\cdot\text{s}^{-1}$)	u	50
Densidad ($\text{kg}\cdot\text{m}^{-3}$)	ρ	1
Viscosidad dinámica ($\text{Pa}\cdot\text{s}$)	μ	0,1
Longitud cordal (m)	L	1
Número de Reynolds	Re	500
Ángulo de ataque ($^\circ$)	α	0

Tabla 1. Condiciones de simulación.

Siendo la condición de frontera en superficie de tipo pared (Wall), los modelos a considerar son los enunciados en el capítulo “Metodología numérica”, los cuales eran Off (Resolved), Enhanced Wall-function (EWF), y, a pesar de su tendencia a hipersustentar, Non-equilibrium enhanced Wall-function (NEEWF). El objetivo de esta primera simulación es determinar el modelo de pared que mejor se adecue al tipo de validación a la que se enfrentará el código, es decir, se pretende determinar cuál de los tres modelos arroja mejores

resultados en comparación, debido a la falta de datos experimentales para un número de Reynolds tan bajo, con los coeficientes aerodinámicos obtenidos del código CFL3D [11], [25]. Así pues, se presentan a continuación los resultados para cada uno de los modelos de pared y su comparación con los datos objetivo ($C_D = 0,174$ y $C_L = 0$),

- Off (Resolved): $C_D = 0,17367761$ $C_L = 0$
- Enhanced Wall-function: $C_D = 0,17356702$ $C_L = 0$
- Non-equilibrium enhanced Wall-function: $C_D = 0,17356702$ $C_L = 0$

En base a los resultados obtenidos y dado que se simulará principalmente flujo turbulento, se opta por trabajar de ahora en adelante con el modelo de pared Non-equilibrium enhanced Wall-function con rugosidad de pared nula para toda la superficie del perfil NACA.

Asimismo, debido a que el solver de XFlow es intrínsecamente transitorio y este caso es estacionario, el análisis se ejecuta hasta que los coeficientes aerodinámicos se estabilicen en el tiempo [24]. A modo de estimación generalista, se alcanza el estado estacionario al cabo de 0,3 segundos, pero, debido a ciertas condiciones de simulación detalladas en apartados posteriores, se opta por simular 5 segundos a lo largo de los cuales se obtienen 1.250 valores para cada uno de los parámetros que se desea estudiar. Por consiguiente, a fin de obtener el resultado final para cada uno de los coeficientes aerodinámicos de interés, se calcula, como norma general, la media aritmética de los valores correspondientes al último segundo de simulación disponible (250 valores) o, en su defecto, la de tantos valores en estado estacionario como sea posible.

4.3 DOMINIO COMPUTACIONAL Y CONDICIONES DE FRONTERA

4.3.1 Discretización espacial (Estructura del *lattice*)

Dado que XFlow es una tecnología basada el método de Lattice-Boltzmann, la discretización automática del dominio espacial da como resultado el *lattice* (o estructura del dominio), obviando la necesidad de un costoso proceso de mallado. El *lattice* puede tener varios niveles de detalle o refinamiento dispuestos jerárquicamente. El preprocesador genera dicho *lattice* estructurado en octree basándose en las geometrías de entrada y la resolución objetivo (Target Resolved Scale – TRS); especificada por el usuario para cada geometría. Dicha escala resuelta objetivo (TRS) definirá la resolución del nivel más pequeño del *lattice*.

Por su parte, se conoce como escala resuelta (Resolved Scale – RS) a la resolución espacial en el campo lejano, es decir, la resolución del nivel más grande del *lattice*. Cuanto más pequeña es, más fina será la discretización espacial del dominio y, por lo tanto, más precisa. Sin embargo, el tiempo de simulación será considerable ya que deberán calcularse más elementos.

Debido a la estructura en árbol octal del *lattice* mencionada anteriormente, cada nivel de refinamiento resuelve escalas espaciales y temporales dos veces más pequeñas que

el nivel anterior, de modo que el tamaño de cada nivel de refinamiento es la mitad que el del nivel inmediatamente superior. Por lo tanto, la escala resuelta objetivo (TRS) debe ser,

$$h_{fino} = \frac{h_{grueso}}{2^n}$$

$$n = \log_2 \frac{h_{grueso}}{h_{fino}}$$

siendo h_{fino} la escala resuelta objetivo (TRS), h_{grueso} la escala resuelta (RS) y n un entero positivo que indica el número de niveles de refinamiento. Si la escala resuelta objetivo (TRS) definida por el usuario no cumple esta regla, XFlow la reemplazará automáticamente por el número superior más próximo que la cumpla.

Además, XFlow proporciona diferentes algoritmos de refinamiento para refinar la solución allí donde se requiera mayor detalle. Su uso es aconsejable ya que reducen la cantidad total de elementos, la cantidad de memoria y el tiempo de cálculo. Por consiguiente, a fin de mejorar la calidad del lattice, se refinará localmente de acuerdo con el algoritmo Near Static Walls (NSW) que permite usar una resolución más fina que la escala resuelta (RS) en las regiones cercanas a la geometría o que sean de interés para el usuario. El algoritmo NSW es una topología de dominio estático, incapaz de seguir geometrías móviles y, por lo tanto, adecuada para el presente estudio de tipología estática (la geometría no se mueve durante la simulación).

Finalmente, para seleccionar la mejor resolución cerca de las paredes y dentro de la estela que permita la obtención de buenos resultados en un tiempo aceptable, se realiza un estudio de dependencia de resolución antes de comenzar la validación del perfil NACA. El objetivo de este estudio preliminar es determinar el grado de influencia de la resolución sobre la adecuación de los resultados y, habitualmente, consiste en refinar las resoluciones y comprobar cómo ello afecta a la precisión de los resultados, verificando de paso si el código converge a la solución correcta. Se realiza midiendo y comparando el coeficiente de arrastre predicho por XFlow con el valor experimental correspondiente [1].

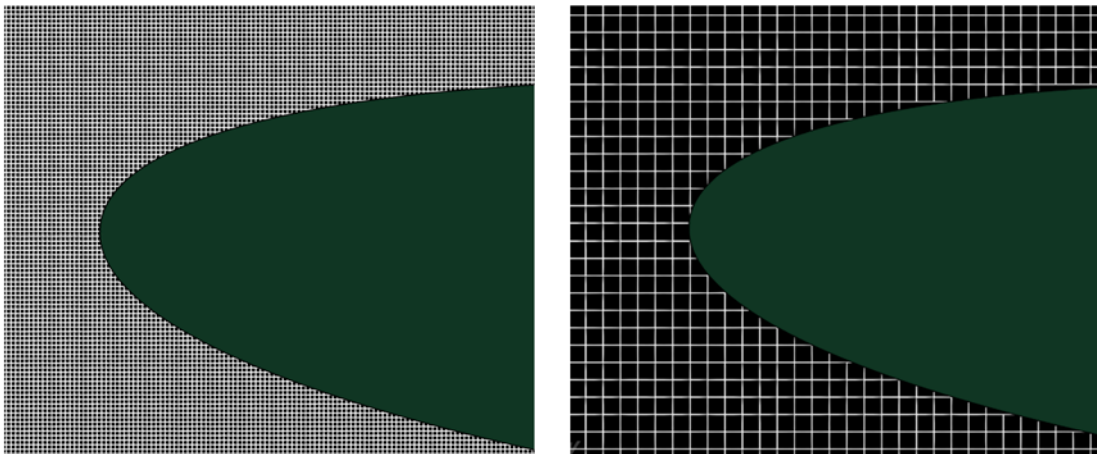


Figura 8. TRS = 0.00125 m vs. TRS = 0.005 m.

En consecuencia, se realiza una prueba preliminar con una escala resuelta objetivo (TRS) de 0,00125 m para $Re = 6 \cdot 10^6$ y $\alpha = 5^\circ$ cuyos resultados no son concluyentes, decantando la elección hacia una escala resuelta objetivo (TRS) de 0,005 m tanto para las paredes como para el interior de la estela debido a su menor requerimiento computacional. A su vez, también se comprueba el efecto de una escala resuelta (RS) de 1,28 m para $Re = 6 \cdot 10^6$ y nulo ángulo de ataque. Ambos experimentos contaron con una región de refinamiento de 10 m de longitud y configuraciones por defecto para los valores de longitud de transición de refinamiento ($RTL = 3$) y longitud de la zona de amortiguación ($BZL = 0$).

Escala resuelta (m)	C_D	C_L
1,28	0.01053	0.0822
2,56	0.00810	0.0499
Objetivo (Ladson)	0.00808	0

Tabla 2. Estudio de la escala resuelta (RS).

En este último experimento se observa una mejor adecuación de los resultados para el caso de una escala resuelta (RS) de 2,56 m. Asimismo, se aprecia también una disminución del paso de integración temporal (Δt) que responde a ciertos criterios enunciados en secciones posteriores.

De acuerdo con estas valoraciones y con lo demostrado en otros estudios para validaciones similares [1], se concluye que la escala resuelta objetivo (TRS) escogida es suficientemente pequeña, optando por centrar el estudio de dependencia de resolución en la longitud de la región de refinamiento que caracteriza la estela.

Dado que el refinamiento de la estela crea un número significativo de elementos, su importancia en la contribución del arrastre debe evaluarse con precisión para lograr un buen compromiso entre la calidad de la solución y el tiempo computacional. En consecuencia, con el fin de determinar el menor tamaño de estela posible, se irá reduciendo la longitud positiva de la región de refinamiento (REG) hasta que los resultados de C_D y C_L se alejen del objetivo experimental.

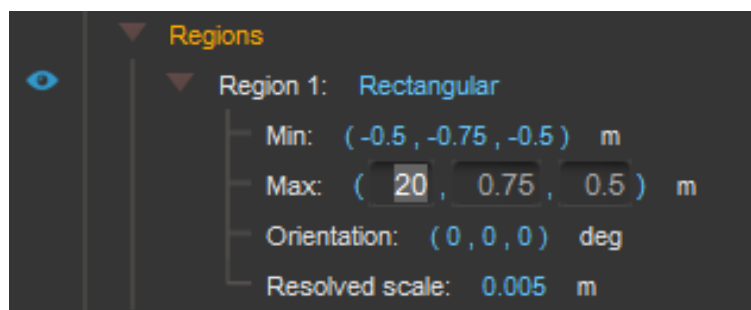


Figura 9. Parámetros que definen la región de refinamiento en XFlow.

Para unas condiciones de simulación $Re = 500$, $\alpha = 0^\circ$, $RTL = 3$ y $BZL=0$ se lograron los resultados presentados en la Tabla 3.

Región de refinamiento (m)	Elementos del <i>lattice</i>	C_D	C_L
20	1286240	0.17348	0
10	658592	0.17352	0
5	341552	0.17368	0
2,5	186716	0.17457	0
Objetivo (CFL3D)		0.1741	0

Tabla 3. Estudio de la región de refinamiento (REG) para $Re = 500$.

Los datos de la Tabla 3 quedan reflejados en la Figura 10.

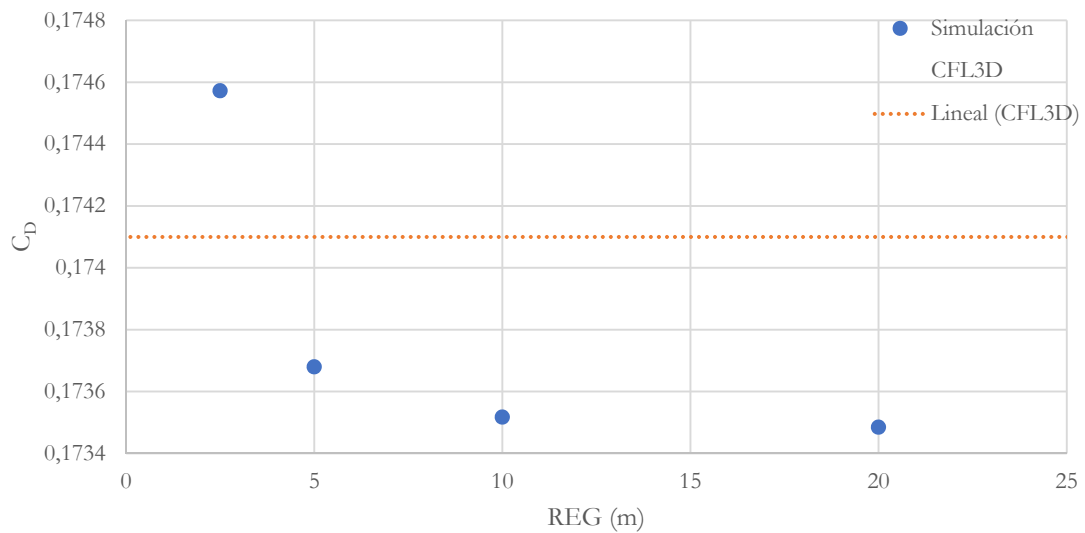


Figura 10. Estudio de la región de refinamiento (C_D vs. REG) para $Re = 500$.

Se esperaba que los resultados convergiesen al objetivo conforme se aumentaba la región de refinamiento por lo que, al obtenerse resultados contradictorios, se decide repetir la prueba, esta vez para $Re = 6 \cdot 10^6$, $\alpha = 0^\circ$, $RTL = 3$ y $BZL=0$ como condiciones de simulación.

REG (m)	Elementos del <i>lattice</i>	C_D	C_L
20	1286240	0.00807	-0.0498
15	971366	0.00807	-0.0497
10	658592	0.00810	0.0499
5	341552	0.00847	0.0005
2,5	186716	0.00847	0.0005
Objetivo (Ladson)		0.00808	0

Tabla 4. Estudio de la región de refinamiento (REG) para $Re = 6 \cdot 10^6$.

Al igual que en el caso anterior, en la Figura 11 se adjunta la gráfica correspondiente a la Tabla 4. La media aritmética de los tres valores presentados en la gráfica resulta en el valor objetivo del coeficiente de sustentación de la Tabla 4.

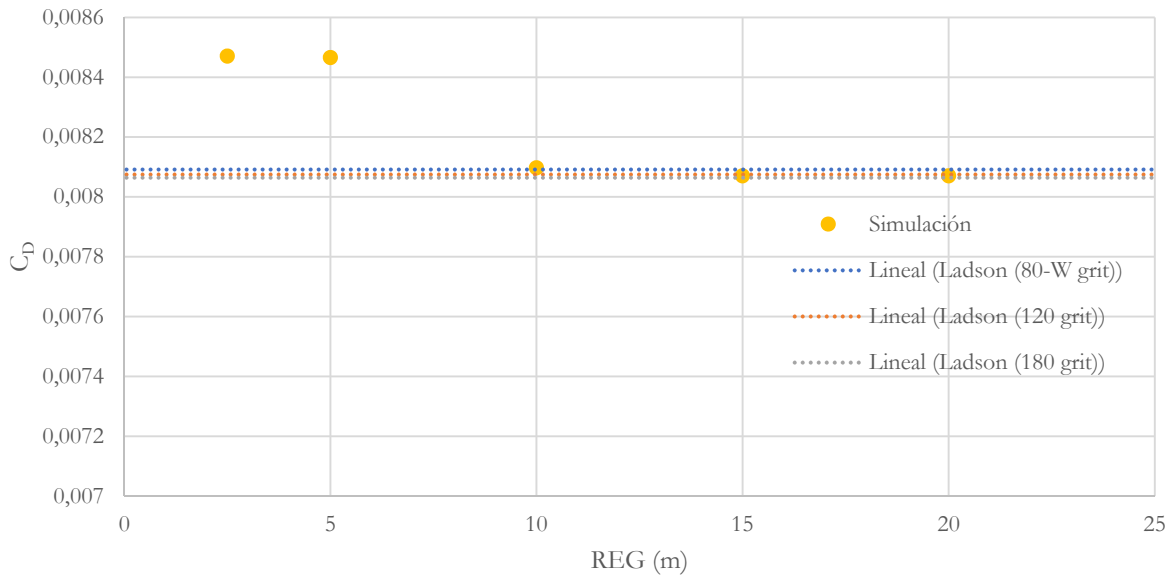


Figura 11. Estudio de la región de refinamiento (C_D vs. REG) $Re = 6 \cdot 10^6$.

En la Tabla 4 es posible apreciar un claro desajuste en los coeficientes de sustentación conforme aumenta la región de refinamiento, por lo que se decide llevar a cabo un estudio de simetría geométrica en posteriores secciones. Por otro lado, se observa que los resultados de los coeficientes de arrastre son razonablemente buenos a partir de una longitud positiva de región de refinamiento (REG) de 10 m, por lo que se escoge como la longitud con la que llevar a cabo la validación. En cuanto a su anchura (dimensión en “y”), ésta se mantiene constante durante todo el estudio en 1,5 m.

Por consiguiente, tal y como se muestra en la Figura 12, se ha definido que la resolución espacial sea de 2,56 m para el campo lejano (nivel más grueso – hgrueso) y de 0,005 m alrededor del perfil y dentro del área de la estela (nivel más fino – hfino). De este modo y de acuerdo a la expresión anterior, en este caso existirán 9 niveles de refinamiento (n). Cabe destacar que no se realiza refinamiento en la dirección del viento.

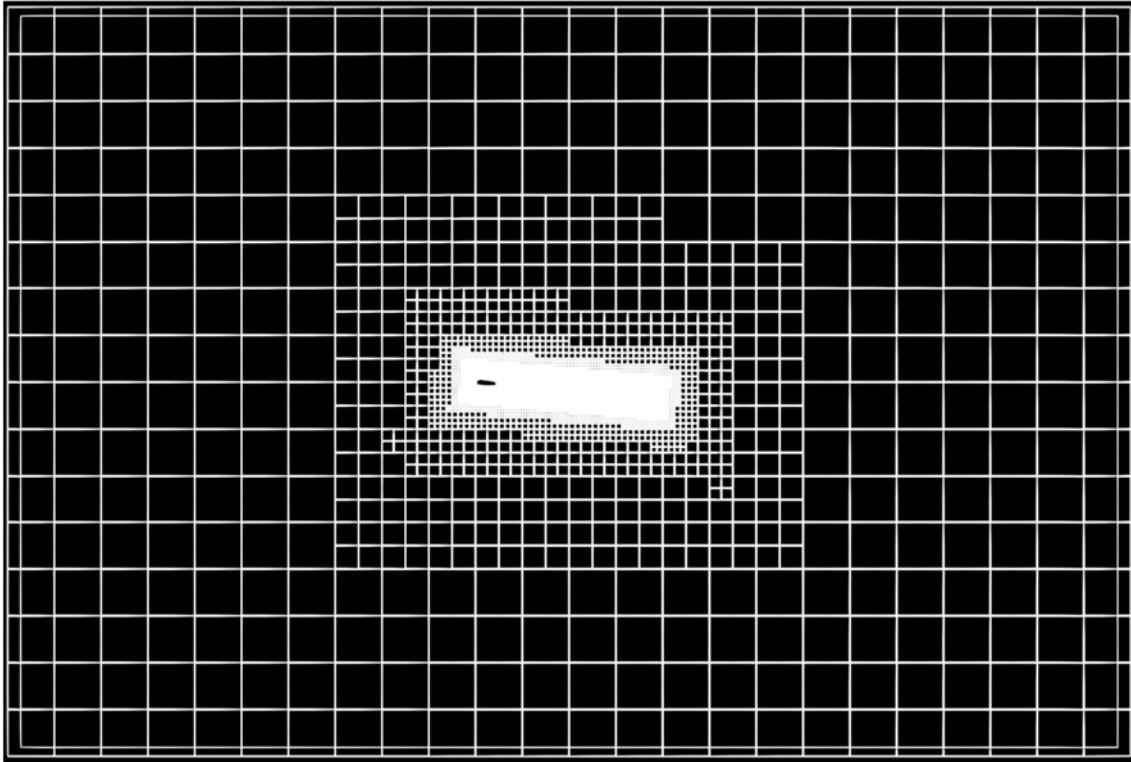


Figura 12. Resolución especial en XFlow. Estructura del dominio.

Nótese que, para este estudio, la discretización espacial de la estela se ha definido, en lugar de emplear un algoritmo de refinamiento adaptativo, a través de una región de refinamiento (10,5, 1,5, 1) m con el fin de garantizar que se respete la simetría del perfil NACA 0012. Asimismo, el tamaño de los 10.000 elementos que componen la superficie del perfil se aproxima a los 0,2 mm ya que, debido a la longitud cordal de 1 m, la longitud perimetral del perfil es aproximadamente 2 m. Apréciase la diferencia de esos 0,2 mm con respecto a los 5 mm de resolución espacial finalmente establecidos.

En sintonía con lo establecido por la Figura 2 del capítulo “Marco teórico”, la región de refinamiento que caracteriza la estela rotará solidariamente con el perfil aerodinámico, es decir, girará en función del ángulo de ataque establecido. Sin embargo, XFlow rota las regiones de refinamiento con respecto a su centro geométrico, por lo que, para lograr situar el eje de giro en el origen de coordenadas, se debe trasladar verticalmente la región una distancia “y” de acuerdo a la siguiente expresión,

$$y = \frac{2 \cdot REG - 1}{4} \cdot \sin \beta$$

donde REG es la longitud positiva de la región de refinamiento (no confundir con la longitud total) y β representa el ángulo de la región de refinamiento que, habitualmente, coincide con el ángulo de ataque escogido ($\beta = \alpha$). A fin de comprobar el efecto de la orientación (Figura 9) sobre los resultados, se llevó a cabo una simulación con $Re = 6 \cdot 10^6$, $\alpha = 5^\circ$ y $REG = 15$ m como condiciones de simulación y cuyos resultados fueron los mostrados en la Tabla 5. Los coeficientes aerodinámicos objetivo provistos por Ladson son $C_D = 0,00848$ y $C_L = 0,5372$.

β (°)	C_D	$ \epsilon_{CD} $ (%)	C_L	$ \epsilon_{CL} $ (%)
0	0.01399	64.97	0.5471	1.84
5	0.01369	61.41	0.5475	1.91

Tabla 5. Estudio de la orientación de la región de refinamiento.

La similitud de los resultados indica que el efecto apenas se aprecia en ángulos tan bajos. Sin embargo, se intuye que la discrepancia irá en aumento conforme aumente el ángulo de ataque. Además, como la orientación de la región de refinamiento (β) solidaria con α cuenta con apoyo teórico, se desestima el mantener la región de refinamiento fija en posición horizontal durante la validación.

4.3.2 Longitud de transición de refinamiento (RTL) & longitud de la zona de amortiguación (BZL)

En apartados anteriores han aparecido parámetros como la longitud de transición de refinamiento (Refinement Transition Length – RTL) y la longitud de la zona de amortiguación (Buffer Zone Length – BZL).

La longitud de transición de refinamiento (RTL) se refiere al número de capas de elementos entre dos niveles de refinamiento, es decir, representa el gradiente en la transición desde una resolución fina en las paredes hasta una resolución gruesa en el campo lejano. Los valores de RTL pequeños conducen a un rápido crecimiento del tamaño de los elementos, mientras que los valores de RTL grandes suponen una transición suave, pero con más elementos por nivel de refinamiento.

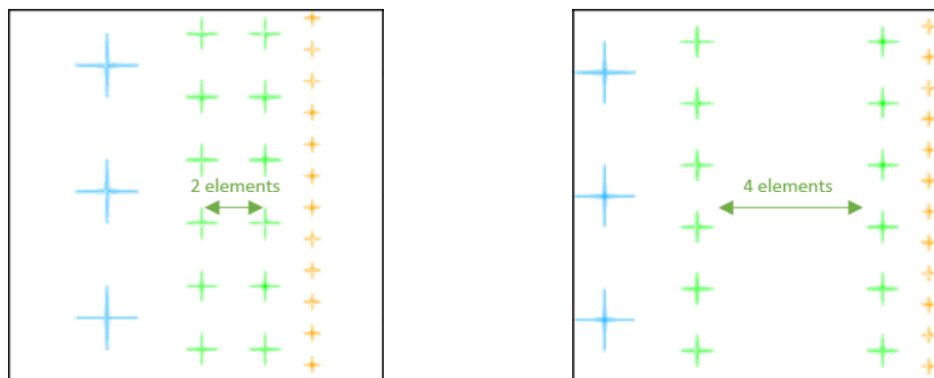


Figura 13. Ilustración de diferentes longitudes de transición de refinamiento (RTL). RTL = 2 a la izquierda vs. RTL = 4 a la derecha.

Por su parte, la opción de longitud de la zona de amortiguamiento (BZL) solo está disponible cuando el algoritmo de refinamiento establecido es NSW. Si está habilitado, cada nivel de refinamiento se superpondrá con el nivel adyacente más fino en una distancia igual a la longitud de la zona de amortiguación (BZL) multiplicada por la resolución del nivel más

fino (TRS). Se espera que la introducción de esta simple modificación alivie las discontinuidades que aparecen entre los niveles de refinamiento.

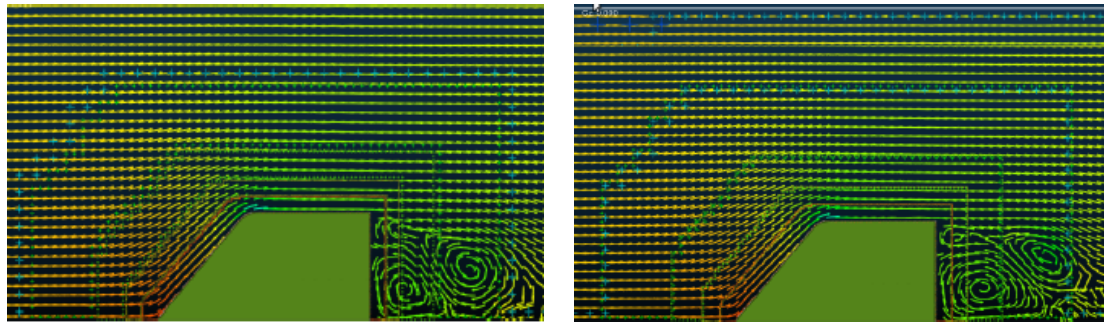


Figura 14. Ilustración de diferentes longitudes de la zona de amortiguación (BZL). BZL = 0 (no hay superposición) a la izquierda vs. BZL = 4 a la derecha.

A fin de estudiar la influencia de estos dos parámetros sobre los resultados obtenidos, es aconsejable comprobar la continuidad y derivabilidad constante del perfil de velocidades a lo largo de todo el perfil aerodinámico. Para ello, idealmente, se hubiese graficado la componente “x” e “y” de la velocidad ($u(x,y)$) en $x/L = 0,0, 0,25, 0,5, 0,75, 1,0$ para diversas configuraciones de RTL y BZL, comparándolas con los resultados experimentales en cuestión. Sin embargo, se estimó que dicha comprobación resultaba demasiado costosa, por lo que tan solo se evaluaron dos casos para $Re = 6 \cdot 10^6$ y ángulo de ataque nulo en los que se comprobó que RTL y BZL apenas introducían variaciones sobre los coeficientes aerodinámicos. La longitud positiva de la región de refinamiento (REG) se mantuvo en 10 m durante esta comprobación.

RTL	BZL	Elementos del <i>lattice</i>	C_D	C_L
3	0	658592	0.00810	0.0499
4	0	666458	0.00808	-0.0498
4	1	682776	0.00811	0.0499
Objetivo (Ladson)			0.00808	0

Tabla 6. Estudio de RTL y BZL.

Tras llevar a cabo estas dos simulaciones con el fin de determinar la relevancia del efecto de ambos parámetros sobre el resultado, se opta por proceder con la configuración por defecto. Por consiguiente, se considera válida la configuración en la que $RTL = 3$ y $BZL = 0$.

4.3.3 Estudio de la simetría geométrica

En aquellos casos en los que se estudian fenómenos aparentemente estables y simétricos se aconseja prestar atención y evitar en la medida de lo posible la simetría perfecta de la geometría con respecto al plano XZ. Precisamente, debido a que el perfil aerodinámico

NACA 0012 es simétrico, al situarlo en el origen de coordenadas (Position: (0, 0, 0) m) con un ángulo de ataque nulo se observaban discrepancias significativas en los valores del coeficiente de sustentación. Se recuerda que, debido a la simetría del perfil, éste no debería generar sustentación alguna ($C_L = 0$) para un ángulo de ataque nulo.

Se opta por realizar un estudio a este respecto ya que las desviaciones observadas con respecto al valor esperado del coeficiente de sustentación son considerables. Por ello, a fin de determinar el efecto de la simetría geométrica con respecto al plano XZ, se procede a realizar 6 simulaciones en las que se desvía la posición del perfil con respecto al origen 1 mm y 1 μm tanto en “x” como en “y”, respectivamente. Las condiciones de simulación son $Re = 6 \cdot 10^6$, $\alpha = 0^\circ$ y, a fin de minimizar el error introducido por la región de refinamiento, $REG = 15$ m. De acuerdo a la bibliografía experimental, los valores objetivo para estas condiciones de simulación son $C_D = 0,00808$ y $C_L = 0$. Sin embargo, para que el error relativo no resulte infinito, se considera un coeficiente de sustentación igual a la incertidumbre para este valor, es decir, $C_L = 0,00001$.

Δx (mm)	Δy (mm)	C_D	$ \epsilon_{CD} $ (%)	C_L	$ \epsilon_{CL} $ (%)
0	0	0.00807	0.08	-0.0497	496610.76
0,001	0	0.00840	4.02	0.0003	3334.19
1	0	0.01026	27.07	0	0
0	0,001	0.00795	1.54	-0.0128	128222.30
0	1	0.00799	1.11	-0.0101	100700.91
0,001	0,001	0.00840	3.99	-0.0004	3682.49
1	1	0.00911	12.80	-0.0113	113086.57

Tabla 7. Estudio de la simetría geométrica para $\alpha = 0^\circ$.

Asimismo, se comprueba mediante simulaciones la hipótesis de que, al introducir un ángulo de ataque, la simetría geométrica respecto al plano XZ desaparece, por lo que los resultados no deberían presentar discrepancias como en el caso de ángulo de ataque cero. Para ello se establece $Re = 6 \cdot 10^6$, $\alpha = 5^\circ$ y $REG = 10$ m como condiciones de simulación por lo que, en esta ocasión, los coeficientes aerodinámicos objetivo son $C_D = 0,00848$ y $C_L = 0,5372$.

Δx (mm)	Δy (mm)	C_D	$ \epsilon_{CD} $ (%)	C_L	$ \epsilon_{CL} $ (%)
0	0	0.01369	61.41	0.5475	1.91
0,001	0	0.01368	61.30	0.5471	1.83

Tabla 8. Estudio de la simetría geométrica para $\alpha = 5^\circ$.

En base a los errores relativos obtenidos, se propone calcular los coeficientes aerodinámicos sin desviación alguna de la geometría para todo caso cuyo ángulo de ataque sea distinto de cero. Sin embargo, para este caso en particular se sugiere, o bien tomar una

desviación positiva de $1 \mu\text{m}$ en la dirección del eje “x”, o bien simular sin desviación alguna, despreciando el resultado obtenido para coeficiente de sustentación. Aunque se presentarán todos los resultados, durante la validación se tendrá en cuenta esta última indicación.

4.3.4 Discretización temporal

El parámetro de estabilidad, que permite al usuario verificar la estabilidad de la solución, se define como,

$$C_s = \frac{dx}{\sqrt{3} \cdot dt}$$

$$S_v = \frac{\nu}{C_s \cdot dx}$$

$$S_u = \frac{U_{max} \cdot dt}{dx}$$

$$S_\rho = 2 \cdot \frac{\rho_{max} - \rho_{min}}{\rho_{max} + \rho_{min}}$$

$$S = \frac{\max(S_u, S_v, S_\rho)}{0.7}$$

siendo S el parámetro de estabilidad, ν la viscosidad cinemática, C_s la velocidad numérica del sonido y S_v la viscosidad cinemática numérica.

En matemáticas, la condición de Courant-Friedrichs-Lewy (CFL) [26] es una condición de convergencia de ecuaciones diferenciales en derivadas parciales solucionadas mediante ciertos algoritmos (no confundir con estabilidad numérica). Como consecuencia de esta condición, el paso temporal de integración debe ser inferior a un cierto valor. De lo contrario, la simulación producirá resultados incorrectos. Por consiguiente, el parámetro de estabilidad debe cumplir la condición CFL, de modo que su valor sea menor que 1. Si alcanzase dicho valor, significaría que la condición CFL no se cumple en algún punto del dominio, impidiendo garantizar la estabilidad de la simulación. Se observó que, por lo general, el parámetro de estabilidad oscilaba en torno al valor 0,2.

El número o factor de Courant (C) es el cociente entre el intervalo de tiempo o paso temporal de integración (“time step”) y el tiempo de residencia del flujo en un volumen finito. Supone el control principal sobre el esquema de paso temporal de integración.

$$C = u_\infty \cdot \frac{\Delta t}{\Delta x}$$

donde C es el número de Courant, Δt es el intervalo de tiempo, Δx es el intervalo de espacio y u_∞ es la velocidad de flujo libre.

En cuanto a la discretización temporal, el tiempo de simulación se estableció en 5 segundos y XFlow estimó automáticamente el paso de integración temporal (Δt) para garantizar la estabilidad numérica a partir de un factor de Courant unitario, resultado, de acuerdo con la mayor resolución espacial del lattice (RS) y con la velocidad de flujo libre (u_∞) escogidas, en un intervalo de tiempo de 0,004 s.

Dado que el time step es de 0,004 s, se obtienen 250 valores por segundo simulado, de modo que la simulación completa cuenta con 1.250 valores por parámetro. Por su parte, se establece una frecuencia de muestreo (f) de 50 Hz, lo que suponen 250 imágenes (“frames”) por simulación. Nótese que en XFlow, el paso de integración temporal (Δt) y la frecuencia de muestreo (f) se relacionan de la siguiente manera [21],

$$f = \frac{1}{m \cdot \Delta t}$$

siendo “ m ” un número natural.

4.4 RESULTADOS NUMÉRICOS

En la realidad, los túneles de viento tienen un tamaño limitado y la presión de remanso se encuentra a su vez limitada por los requisitos de potencia. En consecuencia, muchas pruebas de modelo se realizan en túneles de viento en los que el número de Reynolds se encuentra muy por debajo de los de la aeronave o misil a gran escala. Mientras que las pruebas se pueden realizar en modelos con capa límite laminar, para números de Reynolds de escala real, es probable que las capas límite sean turbulentas. Por consiguiente, resulta necesario fomentar la transición mediante algún dispositivo y así obtener una capa límite turbulenta. Los diferentes métodos para obtener dicha capa límite turbulenta se conocen como métodos de perturbación (“tripping”) de la capa límite.

En particular, es importante tener en cuenta que los coeficientes de arrastre (CD) obtenidos experimentalmente se ven muy afectados por la perturbación de la capa límite para rangos de números de Reynolds de varios millones. Por lo tanto, para poder compararlos con los resultados “totalmente turbulentos” provenientes de CFD, los datos experimentales perturbados son más apropiados que los no perturbados. De cuantos conjuntos de datos existen en la literatura., los datos perturbados de Ladson [27] parecen ser los más adecuados. a fin de lograr la transición de la capa límite, En su estudio, Ladson emplea como turbulador distintas dimensiones de granos de arena (“grit”) sobre la superficie del perfil siguiendo unas pautas similares a las empleadas para la clasificación del papel de lija.

Para realizar la comparación de los coeficientes de presión superficial, los datos de Ladson et al. [28] parecen no resolver bien el pico de presión sobre la superficie superior del borde de salida. Los datos relativos a coeficientes de presión de Gregory y O’Reilly [23] (en $Re = 3 \cdot 10^6$) parecen estar mejor resueltos. Los datos de Gregory y O’Reilly también muestran

algunas diferencias notables con respecto a los datos de presión de Ladson et al., en concreto, sobre la mitad delantera del perfil aerodinámico para ángulos de ataque de 10° y 15° . Se cree que los datos de Gregory son probablemente más bidimensionales y, por lo tanto, más apropiados para la validación CFD de las presiones superficiales [3]. Aunque supone una vía de estudio interesante, se opta por no realizar la validación de los coeficientes de presión obtenidos y centrar el estudio en los coeficientes de arrastre y sustentación.

A esto respecto, McCroskey [29] analiza muchos experimentos realizados sobre perfiles NACA 0012 a lo largo de los años, incluidos los llevados a cabo por Abbott et al. [23] y Ladson [27]. McCroskey enumera y resume los experimentos por grupos en función del cuidado con el que se llevan a cabo y/o la medida en la que son capaces de eliminar las fuentes de error inducidas por los túneles de viento. Asimismo, aporta una serie de ecuaciones de ajuste semiempíricas para estos datos. En concreto, la siguiente ecuación permite ajustar el coeficiente de sustentación (C_L) para un régimen subsónico ($M = 0,15$) en el limitado rango de $2 \cdot 10^6 < Re < 2 \cdot 10^7$ con un error cuadrático medio de 0,00024 y un error máximo de 0,0029 a lo largo de 30 valores considerados.

$$C_L(\alpha, Re_c, M) = \frac{0,1025 + 0,00485 \cdot \log \frac{Re_c}{10^6}}{\sqrt{1 - M^2}} \cdot \alpha = \frac{0,0734 + 0,00485 \cdot \log Re_c}{\sqrt{1 - M^2}} \cdot \alpha$$

De manera similar y a raíz del mejor de los grupos de datos perturbados, McCroskey presenta la siguiente ecuación con la que estimar el coeficiente de arrastre (C_D) en caso de nulo ángulo de ataque.

$$C_D(\alpha = 0, Re_c) = 0,0017 + \frac{0,91}{(\log Re_c)^{2,58}}$$

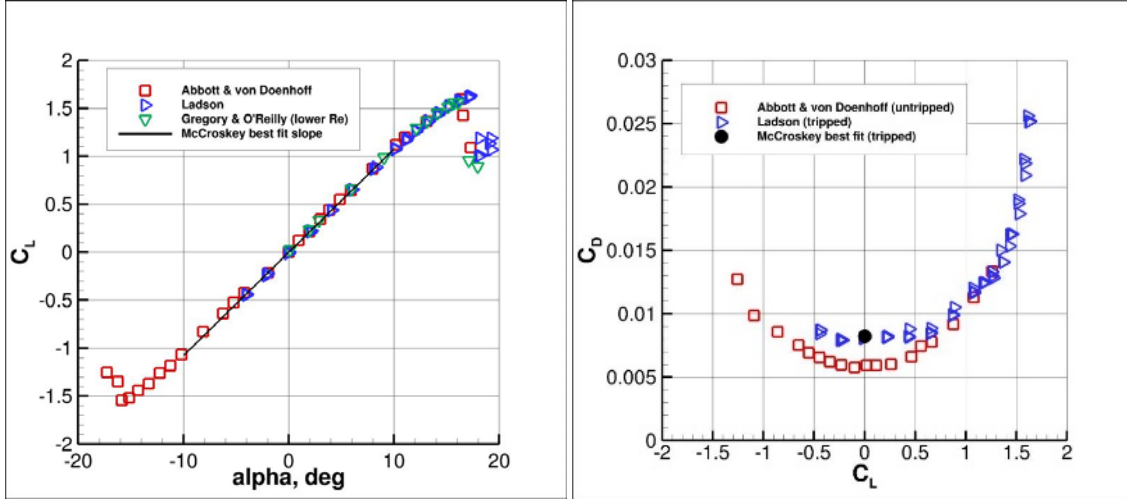
Como referencia, se estima que los valores individuales de C_L y C_D se pueden determinar o calcular a partir de las ecuaciones con una precisión global de $\pm 0,0005$ y $\pm 0,0002$ respectivamente. Cabe mencionar que Steinle et al. [30] considera que la precisión deseada para los coeficientes de arrastre (C_D) obtenidos en túneles de viento sea de 0,0001 en el caso de validaciones de códigos CFD, por lo que se procederá con cautela en el uso de estas ecuaciones.

En base a esto último, se estima apropiado determinar en 5 el número de figuras significativas decimales que se considerarán durante la toma de resultados para el coeficiente de arrastre. En última instancia, el objetivo del estudio reside en que dichos resultados permanezcan dentro de un rango en el que el error relativo con respecto a los datos experimentales no supere un $\pm 10\%$ a lo largo de todo el fenómeno, admitiéndose como válidas desviaciones de hasta el $\pm 15\%$ en casos puntuales. De ahí la importancia de realizar una correcta configuración de la simulación previa a la validación con la que lograr las condiciones de simulación óptimas.

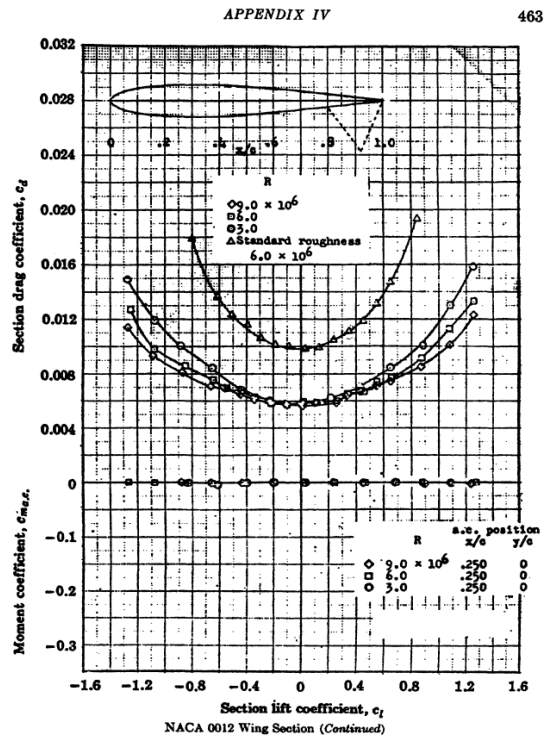
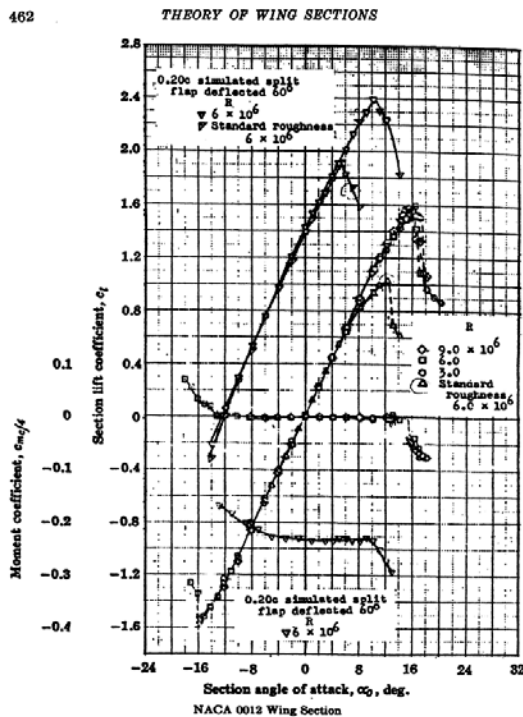
En resumen, aunque existen datos experimentales disponibles para la validación, se debe reconocer que los experimentos bidimensionales son extremadamente difíciles de

lograr, particularmente a ángulos de ataque que se aproximan a la entrada en pérdida. Por lo tanto, los datos experimentales aquí proporcionados deberían usarse con eso en mente.

Como se puede observar en las curvas experimentales presentadas a continuación, existen algunas diferencias entre los resultados experimentales. En particular, estas diferencias ocurren cerca de la entrada en pérdida, donde los experimentos distan mucho de ser bidimensionales.



(a)



(b)

Figura 15. Curvas polares y de sustentación experimentales del perfil NACA 0012 liso. (a) $Re = 6 \cdot 10^6$ [3]; (b) $Re = 3 \cdot 10^6$, $6 \cdot 10^6$ y $9 \cdot 10^6$ [23].

Las curvas de sustentación experimental frente al ángulo de ataque (CL vs. α), reproducidas de forma gráfica en [23] y aquí incluidas, sugieren que en alas aerodinámicamente lisas (rugosidad nula), el perfil aerodinámico NACA 0012 no experimenta un flujo masivamente separado hasta un ángulo de ataque de 16° para números de Reynolds de 3, 6 y 9 millones. Por consiguiente, hasta los 16° el coeficiente de sustentación aumenta linealmente con una pendiente aproximada de 0,1 por grado o 6 por radián. Esto está de acuerdo con la teoría de la capa de torbellinos para una placa plana [8],

$$C_{L,teoría} \approx 2 \cdot \pi \cdot \sin \left(\alpha + \frac{2 \cdot h}{c} \right)$$

donde h/c es la curvatura máxima expresada como una fracción de la cuerda. El perfil NACA 0012 no tiene curvatura; por tanto, $CL(\alpha) = 2 \cdot \pi \cdot \sin \alpha \approx 0.11 \cdot \alpha$, donde α está expresado en grados. La similitud entre los resultados aportados por esta expresión teórica y los de la fórmula empírica definida por McCroskey es sorprendentemente alta.

El efecto de aumentar el número de Reynolds se traduce, en la Figura 13b, en un incremento de la sustentación máxima y del ángulo de entrada en pérdida (sin cambio apreciable de la pendiente), así como en una disminución del coeficiente de resistencia. Este efecto es beneficioso, ya que, como se ha visto, el prototipo probablemente funcionará a un número de Reynolds más alto que el modelo (107 o más).

De acuerdo a estas consideraciones y en consonancia con lo establecido en TMR, se decide estudiar ángulos de ataque de 0° , 10° y 15° . Asimismo, se estudiará el caso $\alpha = 20^\circ$ a fin de comprobar la hipersustentación o no del modelo de pared escogido. La comparación de este último caso será más compleja ya que supone la entrada en pérdida del perfil y, con ello, la inconsistencia o incluso inexistencia de datos experimentales. Finalmente, se realizan también estudios para ángulos de ataque de 5° para lograr incrementos de ángulo iguales. En resumen, se estudiarán ángulos de ataque de 0° , 5° , 10° , 15° y 20° .

A pesar de la existencia de datos experimentales para ángulos de ataque negativos, no se realizará ninguna simulación de esta región debido, en primer lugar, a la teórica simetría impar de la función CL vs. α y, en segundo, a que la aplicación más habitual del perfil es la de generar sustentación, no carga aerodinámica o “downforce”, como podría ser el caso de los alerones de un Fórmula 1. Además, el estudio consiste en la validación del código XFlow, por lo que, si éste es capaz de simular correctamente los coeficientes aerodinámicos para ángulos de ataque positivos, se infiere que también lo hará para ángulos de ataque negativos.

Hasta ahora, los grupos de datos experimentales presentados han cubierto un amplio espectro de números de Reynolds. Sin embargo, a día de hoy no existen demasiadas fuentes contrastadas de datos para bajos números de Reynolds que además cubran el régimen de transición entre flujo laminar y turbulento ($2.000 < Re < 4.000$). En caso de requerir datos experimentales provenientes de la literatura con los que realizar la validación de un código, se recomienda la recopilación realizada por Kurtulus et al. [5] para bajos números de Reynolds, pero, en el presente estudio, se ha optado por comparar los resultados simulados con los obtenidos por el código XFOIL v. 6.96 [31].

Cabe destacar que en una solución realizada en XFOIL, la transición se desencadena, bien mediante transición libre (se cumple el criterio “en”), bien mediante transición forzada (se encuentra un turbulador (“trip”) o el borde de salida del perfil).

El método o criterio “en” está siempre activo, y la transición libre puede ocurrir antes del turbulador (“trip”). El método en cuenta con un parámetro especificado por el usuario “Ncrit”, siendo éste el logaritmo del factor de amplificación de la frecuencia más amplificada que desencadena la transición. Un valor adecuado de este parámetro depende del nivel de perturbación ambiental en el que opera el perfil aerodinámico, de modo que simule adecuadamente el efecto de tales perturbaciones en la transición. A continuación, se muestran los valores típicos de “Ncrit” para diversas situaciones.

Situación	N _{crit}
Velero planeador	12 – 14
Motoplaneador	11 – 13
Túnel de viento limpio	10 – 12
Túnel de viento promedio	9 (método e ⁹ estándar)
Túnel de viento sucio	4 – 8

Tabla 9. Valores típicos de “N_{crit}”.

De acuerdo con la Tabla 9, se decide obtener los resultados de XFOIL para un valor “Ncrit” de 9. Aunque se presentan en el “Anexo I. Datos experimentales” para consulta del lector, finalmente no se emplean los datos de XFOIL durante la validación ya que, desafortunadamente, por falta de tiempo únicamente se estudian los casos para los ángulos de ataque previamente enunciados y números de Reynolds de 4, 6 y 9 millones.

Aunque se contempla la posibilidad de ajustar polinómicamente los datos de Ladson a fin de obtener los coeficientes experimentales para 0°, 5°, 10° y 15°, finalmente se comprueba que los resultados son más precisos si se obtienen mediante interpolación lineal de los valores más próximos.

Asimismo, se realiza la media aritmética de los resultados obtenidos por interpolación para los distintos tamaños de grano. Se recuerda que Ladson empleaba distintos tamaños de grano para inducir la transición de la capa límite.

Dado que la mayoría de los datos experimentales no alcanzan $\alpha = 20^\circ$, se calcula el promedio de las interpolaciones realizadas para obtener los coeficientes aerodinámicos correspondientes al menor de los mayores ángulos de ataque de entre todos los grupos de tamaño de grano de arena. Por ejemplo, se obtiene el promedio de las interpolaciones realizadas con el fin de obtener los coeficientes aerodinámicos para 19,08 en el caso de $Re = 6 \cdot 10^6$. La varianza presentada entre los resultados es considerable para máximos ángulos de ataque, por lo que realizar la media aritmética introduce una incertidumbre a tener en cuenta.

Se llevaron a cabo un total de 33 simulaciones, la mayoría de ellas para estudiar la relevancia de ciertos parámetros durante el estudio de dependencia de resolución. Todas ellas

se llevaron a cabo en hardware que contaba con procesadores Intel® Core™ i5-660 @3,33 GHz de dos núcleos y 10 GB de RAM. A modo de estimación general, el tiempo de cálculo de cada simulación excedía los 6 días.

A continuación, se presentan junto con los datos teóricos (teoría de la capa de torbellinos para una placa plana), semiempíricos (McCroskey) y experimentales (Ladson), los resultados de las simulaciones para números de Reynolds 4, 6 y 9 millones (entran dentro del rango establecido por McCroskey para el uso de sus ecuaciones). A este respecto, se adjuntan las curvas de sustentación (CL vs. α) que, para el caso de $Re = 6 \cdot 10^6$, coinciden con las de la Figura 13a, a excepción de la adición de más grupos de Ladson y de los resultados de la validación. Por su parte, las curvas polares (CL vs. CD) presentadas tan solo cuentan con datos provenientes de Ladson, aunque no de Abbott et al. ya que son no perturbados.

4.4.1 $Re = 4 \cdot 10^6$

α (°)	C_D			C_L			
	McCroskey	Ladson	Simulación	Teoría	McCroskey	Ladson	Simulación
0	0.00869	0.00867	0.00954	0.0000	0.0000	-0.0093	0.0480
5	-	0.00894	0.01506	0.5476	0.5331	0.5307	0.5391

Tabla 10. Datos para $Re = 4 \cdot 10^6$.

Los errores relativos de los coeficientes aerodinámicos con respecto a los valores aportados por Ladson se presentan a continuación. Se recuerda que la condición para dar por positiva la validación reside en que dichos errores no superen el $\pm 10\%$ a lo largo de todo el fenómeno, admitiéndose como válidas desviaciones de hasta el $\pm 15\%$ en casos puntuales.

α (°)	$ \epsilon_{CD} $ (%)	$ \epsilon_{CL} $ (%)
0	10.12	618.35
5	68.40	1.57

Tabla 11. Errores relativos de los datos para $Re = 4 \cdot 10^6$.

Las gráficas correspondientes a la Tabla 10 se presentan, a continuación, en la Figura 16 y la Figura 17.

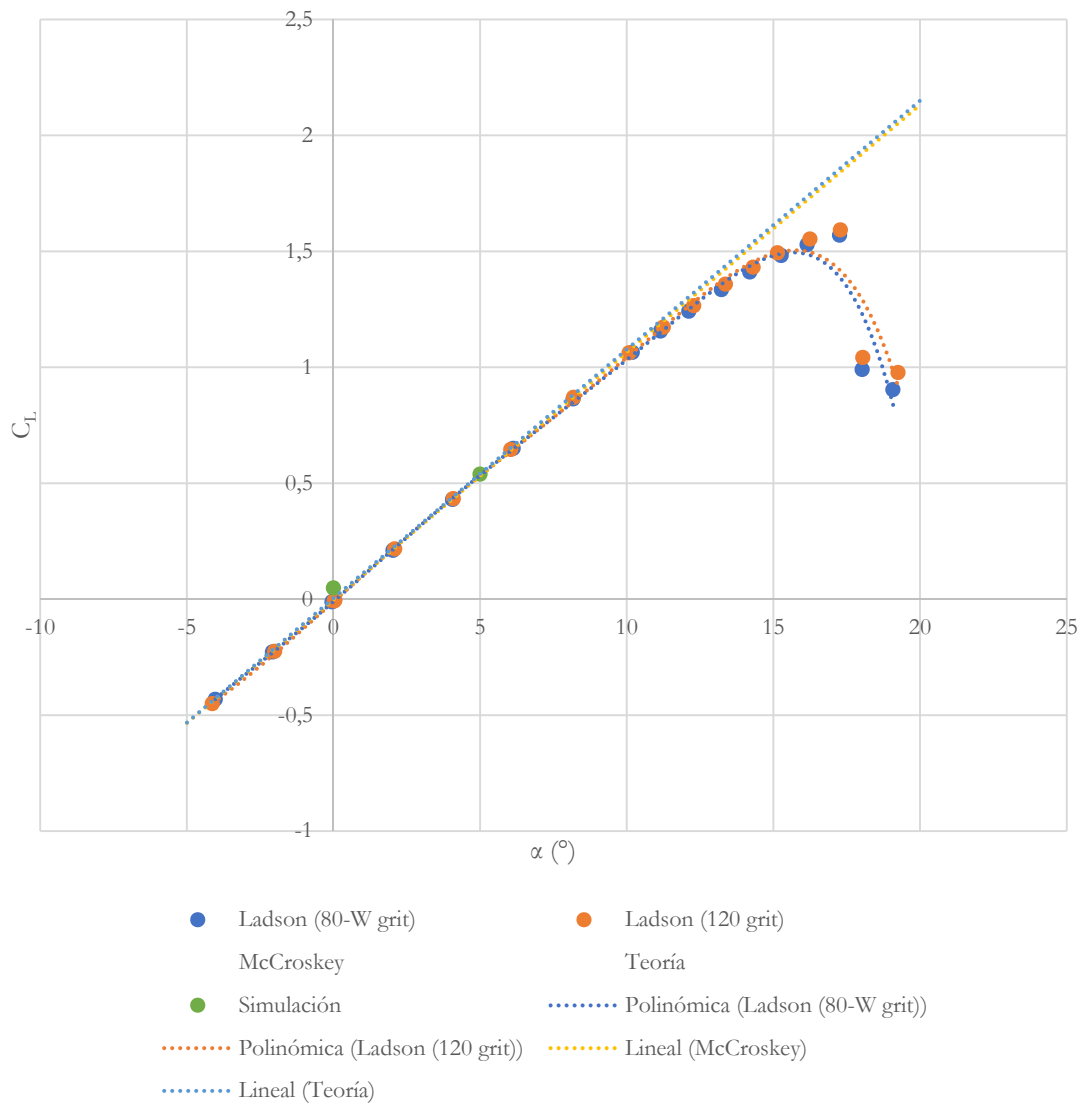


Figura 16. Curva de sustentación (C_L vs. α) para $Re = 4 \cdot 10^6$.

Debido a la escasa cantidad de valores simulados a penas se pueden extraer conclusiones precisas sobre el comportamiento del código.

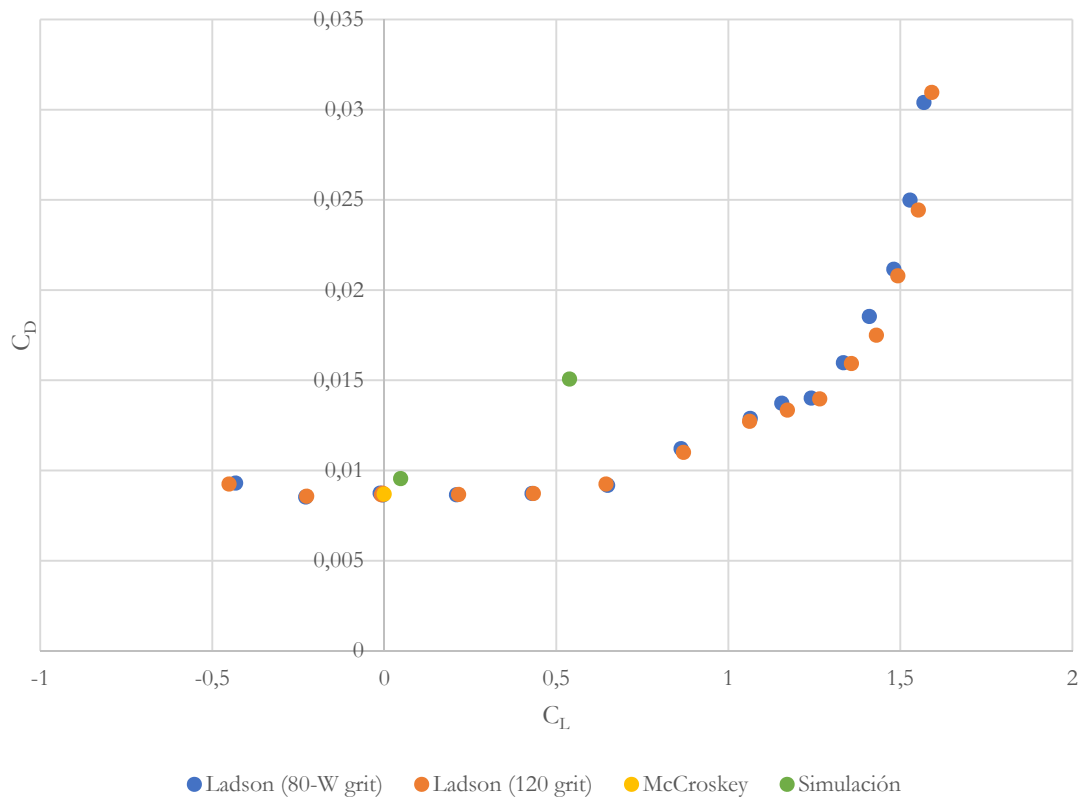


Figura 17. Curva polar (C_D vs. C_L) para $Re = 4 \cdot 10^6$.

4.4.2 $Re = 6 \cdot 10^6$

α (°)	C_D			C_L			
	McCroskey	Ladson	Simulación	Teoría	McCroskey	Ladson	Simulación
0	0.00823	0.00808	0.00810	0	0	-0.0088	0.0499
5	-	0.00848	0.01369	0.5476	0.5375	0.5372	0.5475
10	-	0.01169	0.02411	1.0911	1.0749	1.0628	1.0505
15	-	0.01792	0.03286	1.6262	1.6124	1.5004	1.6020
20 ¹	-	0.31720	0.04260	2.1490	2.1498	1.1270	2.1354

Tabla 12. Datos para $Re = 6 \cdot 10^6$.

Los errores relativos de los coeficientes aerodinámicos con respecto a los valores aportados por Ladson se presentan a continuación.

¹ De acuerdo a lo comentado anteriormente, los datos Ladson no se han calculado para 20° exactamente, sino para 19.08°.

α (°)	$ \epsilon_{CD} $ (%)	$ \epsilon_{CL} $ (%)
0	0.25	665.91
5	61.41	1.91
10	106.23	1.16
15	83.33	6.77
20	86.57	89.48

Tabla 13. Errores relativos de los datos para $Re = 6 \cdot 10^6$.

Las gráficas correspondientes a la Tabla 12 se presentan, a continuación, en la Figura 18 y la Figura 19.

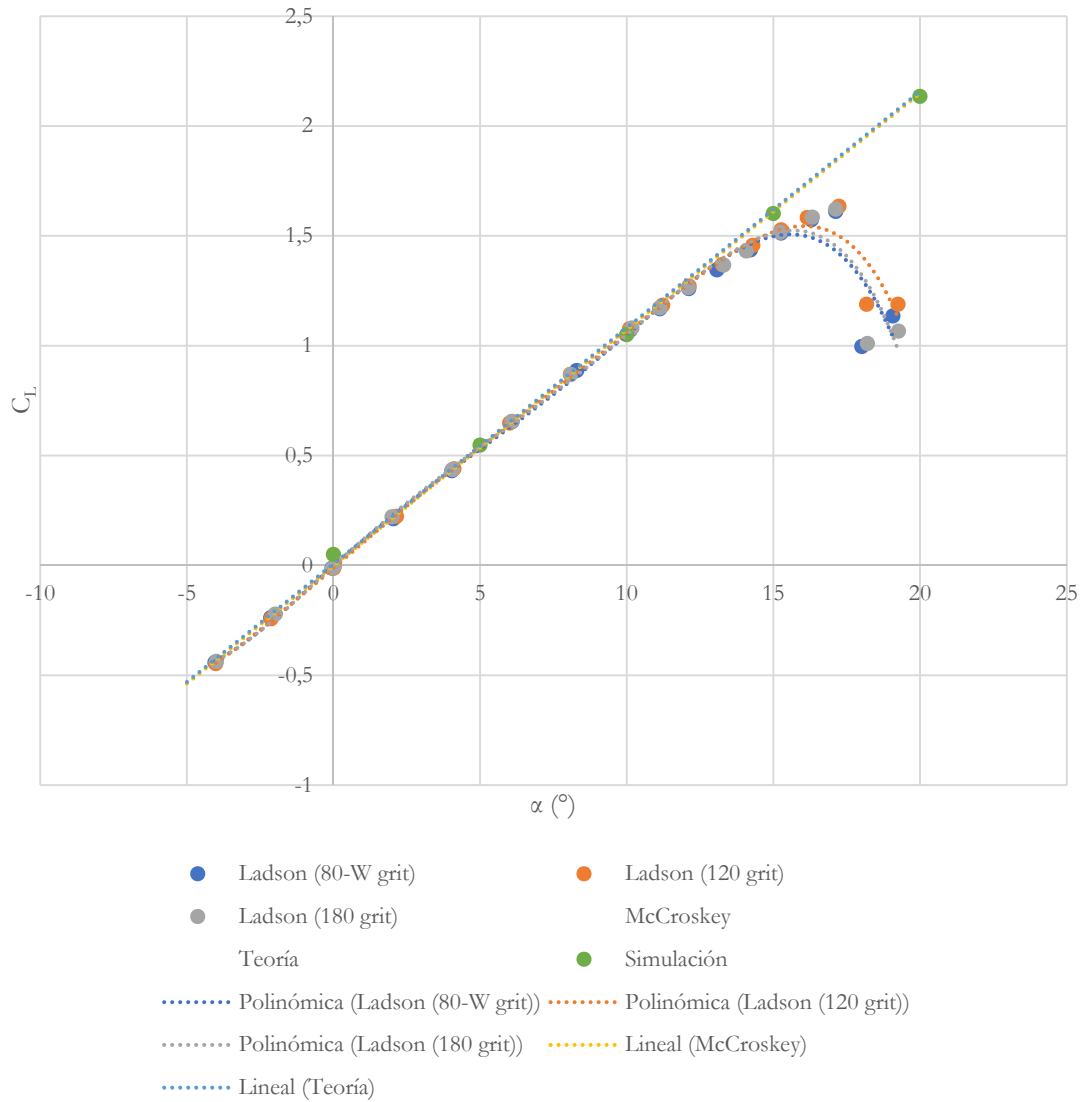


Figura 18. Curva de sustentación (C_L vs. α) para $Re = 6 \cdot 10^6$.

Se puede apreciar como la validación se ajusta muy bien durante la región previa a la entrada en pérdida. Sin embargo, presenta una tendencia a mantener la linealidad similar a la del modelo teórico o el de McCroskey. Es posible explicar esta tendencia a hipersustentar mediante la elección del modelo de pared (NEEWF).

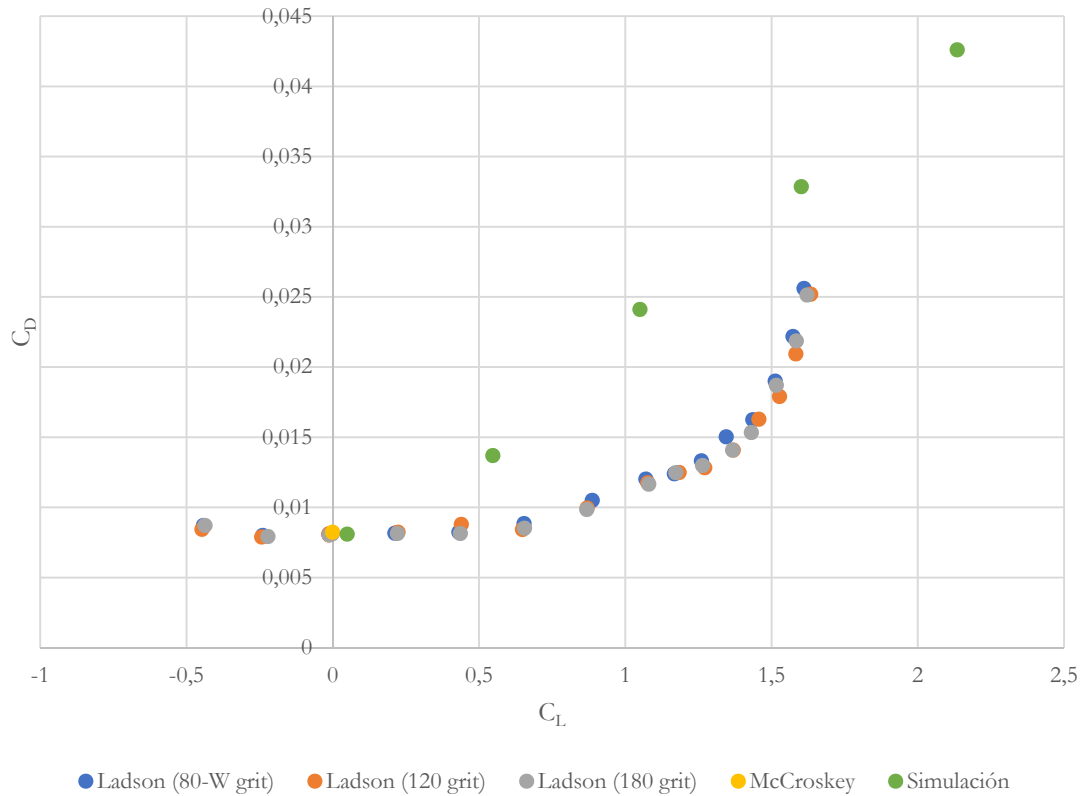


Figura 19. Curva polar (C_D vs. C_L) para $Re = 6 \cdot 10^6$.

Así como en la curva de sustentación la simulación parecía ajustarse bastante bien a los resultados empíricos, en esta ocasión se observa una discrepancia considerable desde el comienzo en lo que respecta a la curva polar. La simulación parece seguir una tendencia sorprendentemente lineal, en vez de la característica curva experimental. Dado que los resultados del coeficiente de sustentación eran prometedores, el error se puede explicar por la discrepancia en los coeficientes de arrastre, concluyendo que, por alguna razón (obsérvese el capítulo “Conclusiones y desarrollos futuros”), el código XFlow no ha sido capaz de simular correctamente el arrastre sobre el perfil NACA 0012.

4.4.3 $Re = 9 \cdot 10^6$

α (°)	C_D			C_L			
	McCroskey	Ladson	Simulación	Teoría	McCroskey	Ladson	Simulación
0	0.00781	0.00763	0.00682	0	0	-0.0106	0.0516
5	-	0.00792	0.01255	0.5476	0.5418	0.5426	0.5537
10	-	0.01115	0.02238	1.0911	1.0835	1.0775	1.0744
15	-	0.01668	0.03168	1.6262	1.6253	1.5247	1.6388
20 ²	-	0.24305	0.04296	2.1490	2.1671	1.3523	2.2141

Tabla 14. Datos para $Re = 9 \cdot 10^6$.

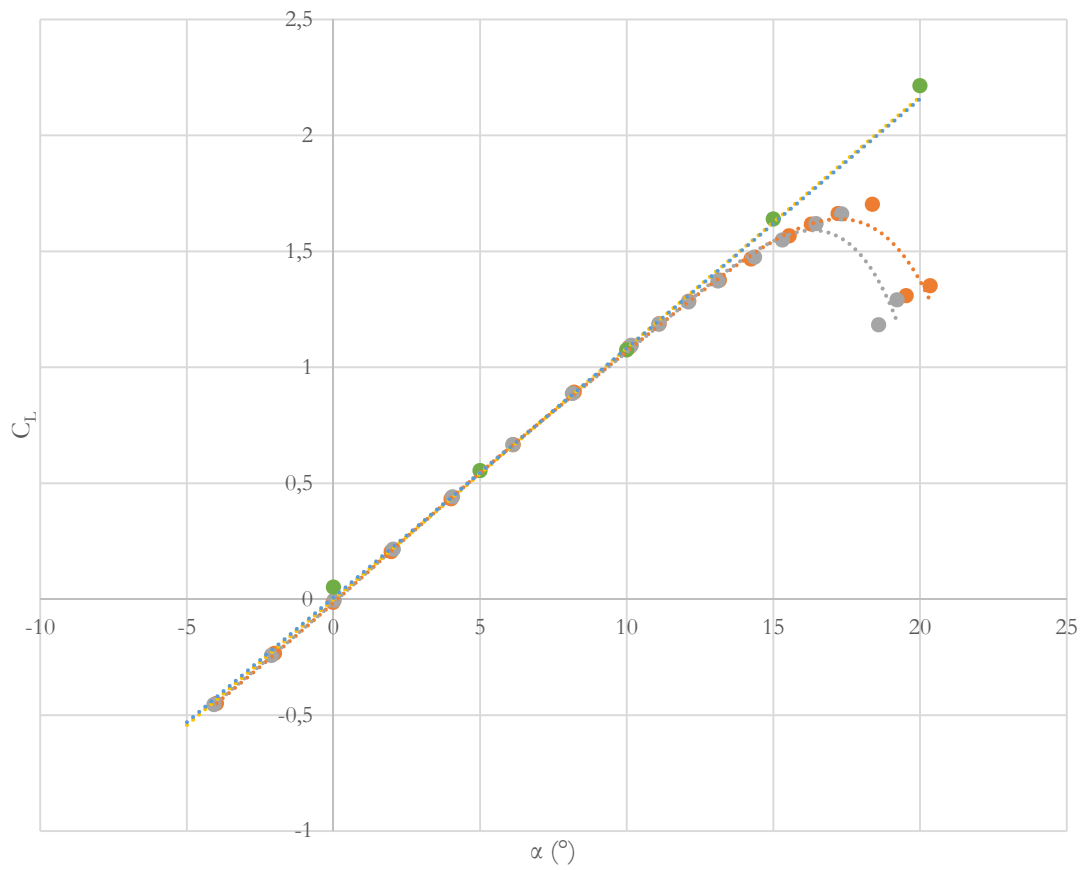
Los errores relativos de los coeficientes aerodinámicos con respecto a los valores aportados por Ladson se presentan a continuación.

α (°)	$ \epsilon_{CD} $ (%)	$ \epsilon_{CL} $ (%)
0	10.62	586.08
5	58.35	2.06
10	100.74	0.29
15	89.89	7.48
20	82.32	63.72

Tabla 15. Errores relativos de los datos para $Re = 9 \cdot 10^6$.

Las gráficas correspondientes a la Tabla 14 se presentan, a continuación, en la Figura 20 y la Figura 21.

² De acuerdo a lo comentado anteriormente, los datos Ladson no se han calculado para 20° exactamente, sino para 19,22°.



- Ladson (120 grit)
- Ladson (180 grit)
- McCroskey
- Teoría
- Simulación
- Polinómica (Ladson (120 grit))
- Polinómica (Ladson (180 grit))
- Lineal (McCroskey)
- Lineal (Teoría)

Figura 20. Curva de sustentación (C_L vs. α) para $Re = 9 \cdot 10^6$.

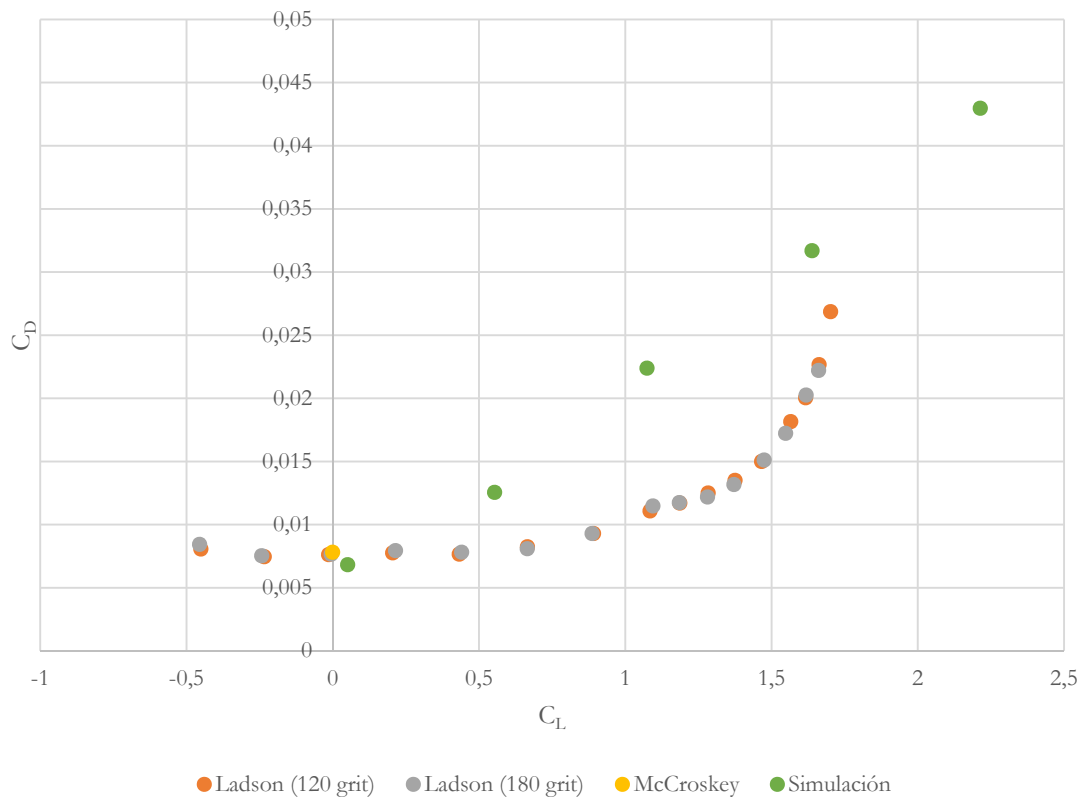


Figura 21. Curva polar (C_D vs. C_L) para $Re = 9 \cdot 10^6$.

De ambas gráficas se pueden extraer conclusiones muy similares a las del caso $Re = 6 \cdot 10^6$, es decir, se aprecia que la validación ajusta bien los coeficientes de sustentación aproximándose al modelo teórico o al de McCroskey mientras que, en cuanto a los coeficientes de arrastre, es incapaz de ajustar correctamente la curva polar experimental, presentando por otro lado una marcada tendencia lineal.

CAPÍTULO 5:
Conclusiones y desarrollos
futuros

5 CONCLUSIONES Y DESARROLLOS FUTUROS

El presente Trabajo Fin de Grado ha consistido en la simulación y análisis de un flujo subsónico incompresible sobre un perfil NACA 0012. Para ello se han considerado diversos números de Reynolds (4, 6 y 9 millones) incluyendo la transición de flujo laminar a turbulento. Asimismo, el estudio se ha realizado para un determinado rango de ángulos de ataque (0° , 5° , 10° , 15° y 20°), incluyendo aquellos que generan la entrada en pérdida. Para simular este flujo, se resuelve la ecuación de transporte de Boltzmann combinada con el modelo de turbulencia WALE (Wall-Adapting Local Eddy).

Se llevaron a cabo un total de 33 simulaciones, la mayoría de ellas para estudiar la relevancia de ciertos parámetros (estructura del lattice, longitud de la transición de refinamiento y simetría geométrica, entre otros) durante el estudio de dependencia de resolución. Todas ellas se llevaron a cabo con el software de CFD, XFlow. A modo de estimación general, el tiempo de cálculo de cada simulación fue superior a los 6 días.

5.1 CONCLUSIONES:

De acuerdo al estudio realizado se establecen las siguientes conclusiones:

Tal y como se puede apreciar en las gráficas de resultados del capítulo anterior “Simulación bidimensional de un flujo a través de un perfil NACA 0012”, a grandes rasgos los valores no se encuentran dentro del rango esperado de un 10 % para el error relativo. Estos resultados pueden ser debidos, o bien a que no se ha realizado correctamente la configuración de la simulación previa a la validación, o bien a que los códigos CFD basados en partículas mesoscópicas no son capaces por el momento de simular correctamente el flujo alrededor de un perfil NACA 0012.

A raíz de la comparación con otros estudios similares [32], se intuye que no se tomó una decisión del todo adecuada en cuanto a la escala resuelta objetivo ($TRS = 0,005$ m). A pesar de que esta resolución del lattice parecía simular correctamente los resultados para bajos números de Reynolds ($Re = 500$), la discrepancia entre la simulación y los datos experimentales para altos números de Reynolds da pie a pensar que dicha resolución no fuese lo suficientemente fina como para simular correctamente las características de un flujo completamente turbulento alrededor del perfil aerodinámico.

Por consiguiente, se intuye que, conforme el régimen de turbulencia aumenta, se hubiese requerido una escala resuelta objetivo (TRS) mucho más fina, llegando incluso a niveles de $0,00015625$ m para refinamientos alrededor de la superficie del perfil. Sin embargo, reducir hasta tal punto la escala resuelta objetivo (TRS) hubiese supuesto un lattice con demasiados elementos como para calcularse en la estación de trabajo disponible además de que, obviamente, el tiempo de simulación hubiese experimentado un crecimiento exponencial hasta el punto de tardar varias semanas en completar una sola simulación.

Asimismo, de haber realizado las simulaciones correspondientes al estudio de dependencia de resolución en el orden expuesto, se estima que las condiciones de simulación hubiesen sido más precisas y acordes con el tipo de estudio. Un diseño de experimentos (Design Of Experiments – DOE), en el que se estableciesen las variables que se han considerado, hubiese sido una útil herramienta a implementar.

5.2 DESARROLLOS FUTUROS:

A raíz de estas conclusiones, se consideran los siguientes campos como futuras líneas de estudio.

En primer lugar, es posible variar el modelo de turbulencia pasando del empleado modelo WALE ($C_w = 0,2$) a, por ejemplo, WALE ($C_w = 0,325$), al modelo de Smagorinsky (SM) o, incluso, al modelo RANS de Spallart-Allmaras (SA). Asimismo, puede resultar interesante considerar algoritmos de refinamiento adaptativos u otros modelos de pared tales como EWF, Resolved o Free Slip. En ambos casos se deberá repetir la validación al completo.

Por otro lado, el coeficiente de momento de cabeceo (C_m) es importante en el estudio de la estabilidad estática longitudinal de aviones y misiles, por lo que su obtención (C_m vs. α) hubiese resultado de interés. El coeficiente de momento de cabeceo (C_m) se define como [33],

$$C_m = \frac{M}{q \cdot S \cdot c}$$

donde M es el momento de cabeceo, q es la presión dinámica, S es el área del ala y c es la longitud cordal del perfil aerodinámico. C_m es un coeficiente adimensional, por lo que se deben usar unidades consistentes para M , q , S y c .

En cuanto a la cantidad de números de Reynolds estudiados, ésta se considera relativamente baja. De hecho, en un estadio inicial del proyecto se llegó a considerar realizar estudios para $Re = 500, 1.000, 2.000, 5.000$ y 10.000 con $\alpha = 0^\circ$ aprovechando los datos de Kurtulus et al., con el fin de comprobar cómo manejaba el código la transición entre flujo laminar y turbulento. Valiéndose de los datos aportados por XFOIL, los estudios para $Re = 50.000, 100.000, 200.000, 500.000$ y 106 hubiesen sido plausibles. Finalmente, el rango estudiado se podría haber ampliado más con estudios para $Re = 2 \cdot 10^6, 3 \cdot 10^6$ y $12 \cdot 10^6$.

De haber obtenidos semejante cantidad de números de Reynolds, se hubiese podido representar la variación de los coeficientes aerodinámicos en función del número de Reynolds, (C_D vs. Re), (C_L vs. Re) y (C_m vs. Re), para cada uno de los ángulos de ataque estudiados ($0^\circ, 5^\circ, 10^\circ, 15^\circ$ y 20°). Con ello se pretendía comprobar cómo favorece la turbulencia a la adhesión de la capa límite, lo que supone un desprendimiento tardío de la

misma y un menor coeficiente de arrastre (C_D) tal y como se puede apreciar en la Figura 14 para el caso de una esfera.

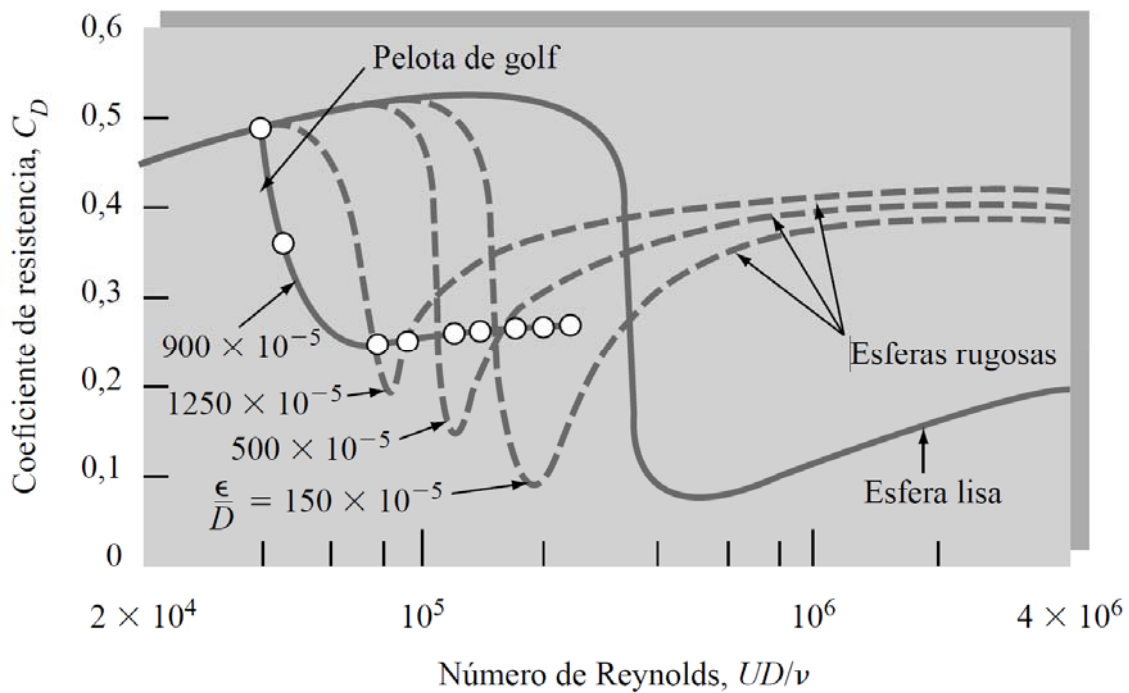


Figura 22. Curva C_D vs. Re_D de una esfera.

A pesar de que hubiese requerido una ingente cantidad de datos provenientes de simulaciones numéricas, hubiese sido posible realizar la comparación de los coeficientes de presión superficial mediante su representación gráfica (C_p vs. x) en $x/L = 0,0, 0,25, 0,5, 0,75$ y $1,0$ para un número de Reynolds y un ángulo de ataque concreto. Para ello, tal y como se enuncia en el apartado “Resultados numéricos”, los datos relativos a coeficientes de presión de Gregory y O’Reilly (para $Re = 2,88 \cdot 10^6$) y de Ladson et al. hubiesen resultado de utilidad.

CAPÍTULO 6:
Referencias bibliográficas

6 REFERENCIAS BIBLIOGRÁFICAS

- [1] D. M. Holman, R. M. Brionnaud, and Z. Abiza, “Solution to industry benchmark problems with the Lattice-Boltzmann code XFlow,” *Eur. Congr. Comput. Methods Appl. Sci. Eng. (ECCOMAS 2012)*, p. 22, 2012.
- [2] Douvi C. Eleni, “Evaluation of the turbulence models for the simulation of the flow over a National Advisory Committee for Aeronautics (NACA) 0012 airfoil,” *J. Mech. Eng. Res.*, vol. 4, no. 3, pp. 100–111, 2012.
- [3] “Turbulence Modeling Resource.” [Online]. Available: <https://turbmodels.larc.nasa.gov/>. [Accessed: 11-Jun-2018].
- [4] D. C. Jespersen, T. H. Pulliam, and M. L. Childs, “Turbulence Modeling Resource Validation Results,” vol. 01, p. 174, 2016.
- [5] D. F. Kurtulus, “On the Unsteady Behavior of the Flow Around NACA 0012 Airfoil with Steady External Conditions at $Re=1000$,” *Int. J. Micro Air Veh.*, vol. 7, no. 3, pp. 301–326, 2015.
- [6] C. L. Rumsey, J. P. Slotnick, M. Long, R. A. Stuever, and T. R. Wayman, “Summary of the First AIAA CFD High-Lift Prediction Workshop,” *J. Aircr.*, vol. 48, no. 6, pp. 2068–2079, 2011.
- [7] E. Buckingham, “On physically similar systems; Illustrations of the use of dimensional equations,” *Phys. Rev.*, vol. 4, no. 4, pp. 345–376, Oct. 1914.
- [8] F. M. White, *Fluid mechanics*. McGraw Hill, 2011.
- [9] J. Anderson Jr, *Fundamentals of Aerodynamics*, vol. Third Edit. 1985.
- [10] H. A. Vielmo, “Numerical Evaluation of the Naca 0012 Airfoil Drag Coefficient Employing a Polyhedral Mesh,” no. January 2016, 2009.
- [11] D. P. Lockard, L. S. Luo, S. D. Milder, and B. A. Singer, “Evaluation of PowerFLOW for aerodynamic applications,” *J. Stat. Phys.*, vol. 107, no. 1–2, pp. 423–478, 2002.
- [12] U. Frisch, B. Hasslacher, and Y. Pomeau, “Lattice-gas automata for the Navier-Stokes equation,” *Phys. Rev. Lett.*, vol. 56, no. 14, pp. 1505–1508, 1986.
- [13] G. R. McNamara and G. Zanetti, “Use of the boltzmann equation to simulate lattice-gas automata,” *Phys. Rev. Lett.*, vol. 61, no. 20, pp. 2332–2335, Nov. 1988.
- [14] X. SHAN and H. CHEN, “A GENERAL MULTIPLE-RELAXATION-TIME BOLTZMANN COLLISION MODEL,” *Int. J. Mod. Phys. C*, vol. 18, no. 04, pp. 635–643, Apr. 2007.
- [15] D. d’Humières, I. Ginzburg, M. Krafczyk, P. Lallemand, and L.-S. Luo, “Multiple-relaxation-time lattice Boltzmann models in three dimensions,” *Philos. Trans. R. Soc. A Math. Phys. Eng. Sci.*, vol. 360, no. 1792, pp. 437–451, Mar. 2002.
- [16] K. N. Premnath and S. Banerjee, “On the Three-Dimensional Central Moment Lattice Boltzmann Method,” *J. Stat. Phys.*, vol. 143, no. 4, pp. 747–794, Feb. 2011.

-
- [17] J. Fröhlich and D. von Terzi, “Hybrid LES/RANS methods for the simulation of turbulent flows,” *Progress in Aerospace Sciences*, vol. 44, no. 5. Pergamon, pp. 349–377, 01-Jul-2008.
- [18] P. Spalart and S. Allmaras, “A one-equation turbulence model for aerodynamic flows,” in *30th Aerospace Sciences Meeting and Exhibit*, 1992.
- [19] F. R. Menter, “Two-equation eddy-viscosity turbulence models for engineering applications,” *ALAA J.*, vol. 32, no. 8, pp. 1598–1605, Aug. 1994.
- [20] F. Ducros, F. Nicoud, and T. Poinso, “Wall-adapting local eddy-viscosity models for simulations in complex geometries,” *Conf. Numer. Methods Fluid Dyn.*, pp. 1–7, 1998.
- [21] “XFlow 2016 User Guide,” *Next Limit Dyn.*, pp. 1–277, 2016.
- [22] T.-H. Shih, L. A. Povinelli, N.-S. Liu, M. G. Potapczuk, and J. L. Lumley, “A Generalized Wall Function,” *Natl. Aeronaut. Sp. Adm.*, no. July, pp. 1–20, 1999.
- [23] I. H. Abbott and A. E. Von Doenhoff, “Theory of Wing Sections: Including a Summary of Airfoil data,” *Press*, vol. 11, p. 693, 1959.
- [24] “XFlow 2016 Validation Guide,” *Next Limit Dyn.*, 2016.
- [25] C. L. Rumsey, R. T. Biedron, and J. L. Thomas, “CFL3D□: Its History and Some Recent Applications CFL3D□: Its History and Some Recent Applications,” 1997.
- [26] R. Courant, K. Friedrichs, and H. Lewy, “Über die partiellen Differenzgleichungen der mathematischen Physik,” *Math. Ann.*, vol. 100, no. 1, pp. 32–74, Dec. 1928.
- [27] Ladson and C. L., “Effects of independent variation of Mach and Reynolds numbers on the low-speed aerodynamic characteristics of the NACA 0012 airfoil section,” Oct. 1988.
- [28] C. L. Ladson, A. S. Hill, and W. G. . J. Johnson, “Pressure distributions from high Reynolds number transonic tests of an NACA 0012 airfoil in the Langley 0.3-meter transonic cryogenic tunnel,” Dec. 1987.
- [29] W. J. McCroskey, “A critical assessment of wind tunnel results for the NACA 0012 airfoil,” *Natl. Aeronaut. Sp. Adm.*, 1987.
- [30] F. Steinle and E. Stanewsky, *Wind tunnel flow quality and data accuracy requirements*, no. 184. 1982.
- [31] “Airfoil Tools.” [Online]. Available: <http://airfoiltools.com/>. [Accessed: 11-Jun-2018].
- [32] L. G. Gil Santamaría, “Validación del programa XFlow para el cálculo de flujo externo sobre un cilindro y preparación de un guión de prácticas,” 2017.
- [33] L. J. Clancy, *Aerodynamics*. Wiley, 1975.

ANEXO I:
Datos experimentales

ÍNDICE

1	Datos de XFOIL ($M = 0.00$).....	75
1.1	$Re = 0.05 \cdot 10^6$	75
1.2	$Re = 0.10 \cdot 10^6$	77
1.3	$Re = 0.20 \cdot 10^6$	79
1.4	$Re = 0.50 \cdot 10^6$	81
1.5	$Re = 1.00 \cdot 10^6$	85
2	Datos de Gregory & O'Reilly ($M = 0.16$).....	88
2.1	$Re = 2.88 \cdot 10^6$	88
3	Datos de Ladson ($M = 0.15$).....	89
3.1	$Re = 2.00 \cdot 10^6$ (“80-W grit”).....	89
3.2	$Re = 3.99 \cdot 10^6$ (“80-W grit”).....	90
3.3	$Re = 3.95 \cdot 10^6$ (“120 grit”).....	90
3.4	$Re = 5.95 \cdot 10^6$ (“80-W grit”).....	91
3.5	$Re = 6.00 \cdot 10^6$ (“120 grit”).....	91
3.6	$Re = 5.95 \cdot 10^6$ (“180 grit”).....	92
3.7	$Re = 8.90 \cdot 10^6$ (“120 grit”).....	92
3.8	$Re = 8.95 \cdot 10^6$ (“180 grit”).....	93
3.9	$Re = 11.95 \cdot 10^6$ (“180 grit”).....	93

1 DATOS DE XFOIL (M = 0.00)

1.1 RE = 0.05·10⁶

α (°)	C_D	C_L	C_m
-10	0.07577	-0.8195	-0.0225
-9.75	0.07025	-0.8355	-0.0224
-9.5	0.06488	-0.8519	-0.0217
-9.25	0.05977	-0.8654	-0.0204
-9	0.055	-0.8743	-0.0186
-8.75	0.05095	-0.8723	-0.0169
-8.5	0.04867	-0.8537	-0.0158
-8.25	0.04511	-0.8499	-0.0138
-8	0.04218	-0.8371	-0.0122
-7.75	0.03983	-0.8225	-0.0105
-7.5	0.03756	-0.8044	-0.0092
-7.25	0.0354	-0.7876	-0.0076
-7	0.0335	-0.7691	-0.0061
-6.75	0.03186	-0.7491	-0.0047
-6.5	0.03038	-0.7296	-0.0031
-6.25	0.02892	-0.7105	-0.0014
-6	0.02765	-0.6919	0.0005
-5.75	0.02658	-0.673	0.0025
-5.5	0.02564	-0.6548	0.0047
-5.25	0.02482	-0.6369	0.0072
-5	0.02413	-0.6195	0.0098
-4.75	0.02367	-0.6002	0.0126
-4.5	0.02327	-0.5816	0.0155
-4.25	0.023	-0.5628	0.0186
-4	0.02285	-0.5431	0.0218
-3.75	0.02282	-0.5227	0.025
-3.5	0.02279	-0.503	0.0283
-3.25	0.02298	-0.4793	0.0313
-3	0.02334	-0.4493	0.0333
-2.75	0.02382	-0.4085	0.0333
-2.5	0.02437	-0.35	0.0298
-2.25	0.02476	-0.2694	0.0214
-2	0.02464	-0.1829	0.0107
-1.75	0.02407	-0.1037	0.0003
-1.5	0.02312	-0.0223	-0.0113
-1.25	0.0222	0.0255	-0.0174
-1	0.02168	0.0285	-0.0155
-0.75	0.02128	0.0275	-0.0127
-0.5	0.021	0.0225	-0.0092

-0.25	0.02083	0.0128	-0.0049
0	0.02078	0	0
0.25	0.02083	-0.0128	0.0049
0.5	0.02099	-0.0225	0.0092
0.75	0.02128	-0.0275	0.0127
1	0.02168	-0.0285	0.0155
1.25	0.02219	-0.0255	0.0174
1.5	0.02311	0.0223	0.0113
1.75	0.02406	0.1036	-0.0003
2	0.02463	0.1829	-0.0106
2.25	0.02476	0.2694	-0.0214
2.5	0.02436	0.3499	-0.0298
2.75	0.02382	0.4085	-0.0333
3	0.02334	0.4492	-0.0333
3.25	0.02298	0.4792	-0.0313
3.5	0.02279	0.503	-0.0283
3.75	0.02282	0.5227	-0.025
4	0.02284	0.5431	-0.0218
4.25	0.023	0.5627	-0.0186
4.5	0.02327	0.5816	-0.0155
4.75	0.02367	0.6001	-0.0126
5	0.02413	0.6194	-0.0098
5.25	0.02482	0.6368	-0.0072
5.5	0.02564	0.6547	-0.0047
5.75	0.02658	0.673	-0.0025
6	0.02765	0.6919	-0.0005
6.25	0.02892	0.7105	0.0014
6.5	0.03038	0.7295	0.0031
6.75	0.03186	0.7491	0.0047
7	0.0335	0.7691	0.0061
7.25	0.0354	0.7876	0.0076
7.5	0.03756	0.8044	0.0092
7.75	0.03983	0.8226	0.0105
8	0.04218	0.8372	0.0122
8.25	0.04511	0.8499	0.0138
8.5	0.04867	0.8538	0.0158
8.75	0.05094	0.8727	0.0168
9	0.05501	0.8743	0.0185
9.25	0.05978	0.8655	0.0203
9.5	0.0649	0.852	0.0216
9.75	0.07027	0.8357	0.0223
10	0.0758	0.8198	0.0224
10.25	0.10541	0.6499	-0.0021
10.5	0.10839	0.6743	0.0003

1.2 RE = 0.10·10⁶

α (°)	C_D	C_L	C_m
-12.75	0.13756	-0.5002	-0.0001
-12.5	0.13358	-0.5184	-0.0027
-12.25	0.10051	-0.7724	-0.0153
-12	0.09532	-0.7713	-0.0162
-11.75	0.08685	-0.7896	-0.0207
-11.5	0.07511	-0.8377	-0.0287
-11.25	0.06291	-0.9695	-0.03
-11	0.05891	-0.9842	-0.0278
-10.75	0.05467	-0.9915	-0.0258
-10.5	0.0506	-0.9911	-0.0241
-10.25	0.04806	-0.9765	-0.0233
-10	0.04582	-0.9659	-0.0219
-9.75	0.04303	-0.9597	-0.0199
-9.5	0.04019	-0.9523	-0.0177
-9.25	0.03777	-0.943	-0.0153
-9	0.03526	-0.9245	-0.0145
-8.75	0.03367	-0.9056	-0.0134
-8.5	0.03189	-0.8883	-0.0117
-8.25	0.02998	-0.8673	-0.0109
-8	0.02869	-0.8471	-0.0096
-7.75	0.02707	-0.8256	-0.0086
-7.5	0.02598	-0.805	-0.0074
-7.25	0.02464	-0.7836	-0.0064
-7	0.02348	-0.7631	-0.0051
-6.75	0.02242	-0.743	-0.0038
-6.5	0.02143	-0.7235	-0.0023
-6.25	0.0205	-0.7047	-0.0008
-6	0.01958	-0.6862	0.0008
-5.75	0.01875	-0.6682	0.0025
-5.5	0.01798	-0.6504	0.0042
-5.25	0.01733	-0.6324	0.006
-5	0.01674	-0.6141	0.0077
-4.75	0.01627	-0.5953	0.0095
-4.5	0.01585	-0.5761	0.0112
-4.25	0.0155	-0.5565	0.0129
-4	0.0152	-0.5366	0.0145
-3.75	0.01493	-0.5162	0.0162
-3.5	0.01471	-0.4957	0.0179
-3.25	0.01453	-0.4751	0.0196
-3	0.0144	-0.4545	0.0214
-2.75	0.01432	-0.434	0.0232
-2.5	0.01429	-0.4137	0.0252
-2.25	0.01433	-0.3935	0.0272
-2	0.01444	-0.3737	0.0294

-1.75	0.01463	-0.3539	0.0317
-1.5	0.01489	-0.332	0.0335
-1.25	0.01527	-0.3021	0.0338
-1	0.01574	-0.2578	0.0309
-0.75	0.01619	-0.2041	0.0259
-0.5	0.01658	-0.1345	0.0174
-0.25	0.01682	-0.0651	0.0086
0	0.01693	0	0
0.25	0.01682	0.0651	-0.0086
0.5	0.01658	0.1344	-0.0174
0.75	0.01619	0.204	-0.0258
1	0.01574	0.2578	-0.0309
1.25	0.01527	0.302	-0.0338
1.5	0.01489	0.332	-0.0335
1.75	0.01462	0.3538	-0.0317
2	0.01444	0.3737	-0.0294
2.25	0.01433	0.3934	-0.0272
2.5	0.01429	0.4136	-0.0252
2.75	0.01432	0.4339	-0.0232
3	0.0144	0.4544	-0.0214
3.25	0.01453	0.475	-0.0196
3.5	0.01471	0.4957	-0.0179
3.75	0.01493	0.5162	-0.0162
4	0.0152	0.5365	-0.0145
4.25	0.01549	0.5565	-0.0128
4.5	0.01585	0.5761	-0.0111
4.75	0.01627	0.5953	-0.0094
5	0.01674	0.6141	-0.0077
5.25	0.01732	0.6323	-0.006
5.5	0.01798	0.6503	-0.0042
5.75	0.01874	0.6681	-0.0025
6	0.01958	0.6862	-0.0008
6.25	0.0205	0.7046	0.0008
6.5	0.02143	0.7235	0.0023
6.75	0.02242	0.743	0.0038
7	0.02348	0.7631	0.0051
7.25	0.02464	0.7836	0.0064
7.5	0.02598	0.805	0.0074
7.75	0.02706	0.8256	0.0086
8	0.02869	0.8471	0.0096
8.25	0.02998	0.8673	0.0109
8.5	0.03189	0.8884	0.0117
8.75	0.03367	0.9057	0.0134
9	0.03526	0.9246	0.0145
9.25	0.03777	0.9431	0.0153
9.5	0.04019	0.9524	0.0176
9.75	0.04303	0.9598	0.0198
10	0.04582	0.9661	0.0219

10.25	0.04806	0.9768	0.0233
10.5	0.05061	0.9913	0.0241
10.75	0.05469	0.9917	0.0257
11	0.05893	0.9845	0.0278
11.25	0.06293	0.9697	0.03
11.5	0.07522	0.8378	0.0285
11.75	0.08703	0.7898	0.0204

1.3 RE = 0.20·10⁶

α (°)	C_D	C_L	C_m
-14	0.07963	-0.9628	-0.0278
-13.75	0.07225	-0.9895	-0.0322
-13.5	0.06593	-1.0148	-0.0354
-13.25	0.06063	-1.0382	-0.0371
-13	0.05622	-1.0594	-0.0373
-12.75	0.05255	-1.0784	-0.0361
-12.5	0.04958	-1.0955	-0.0335
-12	0.04365	-1.1063	-0.0286
-11.75	0.04195	-1.0964	-0.0273
-11.5	0.04034	-1.0857	-0.0259
-11.25	0.03842	-1.077	-0.0241
-11	0.03635	-1.0679	-0.0222
-10.75	0.03444	-1.0569	-0.0203
-10.5	0.03262	-1.0443	-0.0186
-10.25	0.03076	-1.0249	-0.018
-10	0.02966	-1.0066	-0.0169
-9.75	0.02844	-0.9881	-0.0156
-9.5	0.02734	-0.9692	-0.0143
-9.25	0.02559	-0.9491	-0.0135
-9	0.02473	-0.929	-0.0124
-8.75	0.02387	-0.9087	-0.0112
-8.5	0.02252	-0.889	-0.0101
-8.25	0.02174	-0.8689	-0.0089
-8	0.02113	-0.8481	-0.0077
-7.75	0.01996	-0.83	-0.0062
-7.5	0.01936	-0.8096	-0.0049
-7.25	0.01844	-0.7919	-0.0033
-7	0.01776	-0.7726	-0.0018
-6.75	0.01712	-0.7535	-0.0003
-6.5	0.01641	-0.7351	0.0013
-6.25	0.01577	-0.7162	0.0028
-6	0.01517	-0.6971	0.0043
-5.75	0.01455	-0.6785	0.0058
-5.5	0.014	-0.6592	0.0073
-5.25	0.0135	-0.6396	0.0086

-5	0.01306	-0.6195	0.0099
-4.75	0.01268	-0.599	0.0111
-4.5	0.01234	-0.5783	0.0123
-4.25	0.01203	-0.5572	0.0134
-4	0.01176	-0.5358	0.0145
-3.75	0.01154	-0.5139	0.0155
-3.5	0.01134	-0.4915	0.0164
-3.25	0.01118	-0.4689	0.0172
-3	0.01104	-0.4463	0.018
-2.75	0.01094	-0.4236	0.0188
-2.5	0.01086	-0.3942	0.0183
-2.25	0.01075	-0.3513	0.0152
-2	0.01066	-0.3085	0.0122
-1.75	0.01056	-0.2684	0.01
-1.5	0.01048	-0.2255	0.0072
-1.25	0.0104	-0.1861	0.0054
-1	0.01034	-0.1454	0.0033
-0.75	0.01028	-0.1048	0.0015
-0.5	0.01025	-0.07	0.0009
-0.25	0.01022	-0.035	0.0004
0	0.0102	0	0
0.25	0.01022	0.035	-0.0004
0.5	0.01025	0.07	-0.0009
0.75	0.01028	0.1048	-0.0015
1	0.01034	0.1454	-0.0033
1.25	0.0104	0.1861	-0.0054
1.5	0.01048	0.2255	-0.0072
1.75	0.01056	0.2684	-0.01
2	0.01066	0.3085	-0.0122
2.25	0.01075	0.3513	-0.0152
2.5	0.01085	0.3942	-0.0183
2.75	0.01094	0.4235	-0.0188
3	0.01104	0.4462	-0.018
3.25	0.01118	0.4689	-0.0172
3.5	0.01134	0.4915	-0.0163
3.75	0.01153	0.5138	-0.0155
4	0.01176	0.5357	-0.0145
4.25	0.01203	0.5571	-0.0134
4.5	0.01234	0.5782	-0.0123
4.75	0.01268	0.599	-0.0111
5	0.01306	0.6195	-0.0099
5.25	0.0135	0.6395	-0.0086
5.5	0.014	0.6591	-0.0072
5.75	0.01455	0.6784	-0.0058
6	0.01516	0.6971	-0.0043
6.25	0.01577	0.7161	-0.0028
6.5	0.01641	0.7351	-0.0013
6.75	0.01712	0.7535	0.0003

7	0.01776	0.7725	0.0018
7.25	0.01844	0.7919	0.0033
7.5	0.01936	0.8096	0.0049
7.75	0.01995	0.83	0.0062
8	0.02112	0.8481	0.0077
8.25	0.02173	0.869	0.0089
8.5	0.02251	0.889	0.0101
8.75	0.02387	0.9087	0.0112
9	0.02472	0.9291	0.0124
9.25	0.02559	0.9492	0.0135
9.5	0.02734	0.9693	0.0143
9.75	0.02844	0.9882	0.0156
10	0.02966	1.0067	0.0168
10.25	0.03077	1.0251	0.0179
10.5	0.03262	1.0445	0.0185
10.75	0.03445	1.0571	0.0203
11	0.03636	1.0681	0.0222
11.25	0.03842	1.0773	0.0241
11.5	0.04035	1.086	0.0258
11.75	0.04194	1.0969	0.0272
12	0.04366	1.1068	0.0286
12.25	0.04727	1.1101	0.0298
12.5	0.0496	1.0959	0.0334
12.75	0.05258	1.079	0.036
13	0.05626	1.0599	0.0372
13.25	0.06069	1.0385	0.0369
13.5	0.06603	1.015	0.0352
13.75	0.07237	0.9898	0.0319
14	0.07976	0.9632	0.0275

1.4 RE = 0.50·10⁶

α (°)	C _D	C _L	C _m
-17.75	0.12468	-1.0298	0.0079
-17.5	0.11191	-1.0693	0.0002
-17.25	0.10168	-1.0995	-0.006
-17	0.0928	-1.1249	-0.0113
-16.75	0.08496	-1.1466	-0.0159
-16.5	0.07799	-1.1653	-0.0199
-16.25	0.0717	-1.1812	-0.0235
-16	0.06606	-1.1949	-0.0265
-15.75	0.061	-1.2058	-0.0291
-15.5	0.05648	-1.2144	-0.0313
-15.25	0.05237	-1.2215	-0.0331
-15	0.04811	-1.2315	-0.0338

-14.75	0.04484	-1.2349	-0.0342
-14.5	0.04212	-1.2347	-0.0345
-14.25	0.03975	-1.2325	-0.0345
-14	0.03762	-1.2291	-0.0342
-13.75	0.0357	-1.2249	-0.0337
-13.5	0.03394	-1.2199	-0.0328
-13.25	0.03236	-1.2139	-0.0316
-13	0.03098	-1.2065	-0.0303
-12.75	0.02979	-1.1977	-0.0288
-12.5	0.02837	-1.1907	-0.0268
-12.25	0.02684	-1.185	-0.0246
-12	0.02586	-1.1748	-0.0225
-11.75	0.02501	-1.1622	-0.0207
-11.5	0.02416	-1.147	-0.0192
-11.25	0.02336	-1.1306	-0.0178
-11	0.02267	-1.1126	-0.0165
-10.75	0.02143	-1.0994	-0.0147
-10.5	0.02069	-1.0815	-0.0135
-10.25	0.02009	-1.0618	-0.0124
-10	0.01951	-1.0416	-0.0113
-9.75	0.01882	-1.0223	-0.01
-9.5	0.01794	-1.0053	-0.0085
-9.25	0.01743	-0.9846	-0.0074
-9	0.017	-0.9632	-0.0064
-8.75	0.01628	-0.945	-0.0048
-8.5	0.01577	-0.925	-0.0035
-8.25	0.01537	-0.904	-0.0023
-8	0.01479	-0.8851	-0.0007
-7.75	0.01437	-0.8647	0.0006
-7.5	0.014	-0.8439	0.0019
-7.25	0.0135	-0.8245	0.0034
-7	0.01316	-0.8036	0.0047
-6.75	0.01275	-0.7836	0.0061
-6.5	0.01237	-0.7633	0.0075
-6.25	0.01204	-0.7424	0.0087
-6	0.01171	-0.7216	0.01
-5.75	0.01136	-0.7007	0.0112
-5.5	0.01102	-0.6797	0.0124
-5.25	0.01072	-0.6582	0.0134
-5	0.01036	-0.6274	0.0125
-4.75	0.01	-0.5903	0.0102
-4.5	0.00966	-0.5529	0.008
-4.25	0.00932	-0.5172	0.0061
-4	0.009	-0.4798	0.0039
-3.75	0.00869	-0.441	0.0014

-3.5	0.0084	-0.4066	-0.0001
-3.25	0.00813	-0.369	-0.0022
-3	0.00786	-0.3306	-0.0044
-2.75	0.00761	-0.2994	-0.005
-2.5	0.00737	-0.2655	-0.0062
-2.25	0.00715	-0.2374	-0.006
-2	0.00696	-0.2089	-0.0059
-1.75	0.00678	-0.1812	-0.0055
-1.5	0.00662	-0.1552	-0.0048
-1.25	0.00648	-0.1293	-0.004
-1	0.00638	-0.1034	-0.0032
-0.75	0.00628	-0.0777	-0.0024
-0.5	0.00622	-0.0517	-0.0016
-0.25	0.00618	-0.0259	-0.0008
0	0.00618	0	0
0.25	0.00618	0.0259	0.0008
0.5	0.00622	0.0517	0.0016
0.75	0.00628	0.0777	0.0024
1	0.00638	0.1034	0.0032
1.25	0.00648	0.1293	0.004
1.5	0.00662	0.1552	0.0048
1.75	0.00678	0.1812	0.0055
2	0.00696	0.2089	0.0059
2.25	0.00716	0.2374	0.006
2.5	0.00737	0.2655	0.0062
2.75	0.00761	0.2995	0.005
3	0.00786	0.3307	0.0044
3.25	0.00813	0.369	0.0022
3.5	0.0084	0.4066	0.0001
3.75	0.00869	0.441	-0.0014
4	0.009	0.4798	-0.0039
4.25	0.00932	0.5172	-0.0061
4.5	0.00966	0.553	-0.008
4.75	0.01	0.5904	-0.0103
5	0.01036	0.6275	-0.0125
5.25	0.01072	0.6581	-0.0134
5.5	0.01102	0.6796	-0.0123
5.75	0.01136	0.7007	-0.0112
6	0.0117	0.7215	-0.01
6.25	0.01204	0.7424	-0.0087
6.5	0.01236	0.7632	-0.0074
6.75	0.01275	0.7835	-0.0061
7	0.01316	0.8036	-0.0047
7.25	0.0135	0.8244	-0.0034
7.5	0.01399	0.8439	-0.0019

7.75	0.01437	0.8646	-0.0006
8	0.01479	0.8851	0.0007
8.25	0.01537	0.904	0.0023
8.5	0.01577	0.925	0.0035
8.75	0.01628	0.945	0.0048
9	0.01699	0.9632	0.0064
9.25	0.01743	0.9847	0.0074
9.5	0.01794	1.0054	0.0085
9.75	0.01882	1.0224	0.01
10	0.01951	1.0417	0.0113
10.25	0.02009	1.062	0.0124
10.5	0.02069	1.0817	0.0134
10.75	0.02144	1.0995	0.0147
11	0.02267	1.1128	0.0165
11.25	0.02336	1.1309	0.0177
11.5	0.02416	1.1474	0.0191
11.75	0.025	1.1626	0.0206
12	0.02586	1.1753	0.0224
12.25	0.02684	1.1855	0.0245
12.5	0.02838	1.1912	0.0267
12.75	0.0298	1.1984	0.0286
13	0.03098	1.2072	0.0302
13.25	0.03236	1.2147	0.0315
13.5	0.03392	1.2208	0.0326
13.75	0.03568	1.2259	0.0335
14	0.03761	1.2302	0.0341
14.25	0.03973	1.2337	0.0343
14.5	0.04209	1.236	0.0343
14.75	0.04481	1.2363	0.0341
15	0.04811	1.2327	0.0336
15.25	0.05247	1.2219	0.0329
15.5	0.05646	1.2159	0.0311
15.75	0.061	1.2073	0.0289
16	0.06607	1.1964	0.0262
16.25	0.07171	1.1828	0.0232
16.5	0.07801	1.1669	0.0196
16.75	0.08501	1.1482	0.0156
17	0.09286	1.1265	0.0109
17.25	0.10176	1.1011	0.0056
17.5	0.11207	1.0705	-0.0006
17.75	0.12505	1.0302	-0.0085
18	0.2114	0.7725	-0.0516

1.5 RE = 1.00·10⁶

α (°)	C_D	C_L	C_m
-18.5	0.10236	-1.2258	-0.0012
-18.25	0.09505	-1.2456	-0.0049
-18	0.08782	-1.2659	-0.0086
-17.75	0.08088	-1.2852	-0.0121
-17.5	0.07429	-1.3031	-0.0154
-17.25	0.06814	-1.3193	-0.0185
-17	0.06256	-1.3322	-0.0213
-16.75	0.05745	-1.3427	-0.0238
-16.5	0.05263	-1.3519	-0.0261
-16.25	0.04704	-1.3687	-0.0285
-16	0.04234	-1.3806	-0.0303
-15.75	0.03865	-1.3868	-0.0313
-15.5	0.03577	-1.3879	-0.0317
-15.25	0.03348	-1.3854	-0.0317
-15	0.0316	-1.3802	-0.0313
-14.75	0.02997	-1.3739	-0.0305
-14.5	0.02849	-1.3669	-0.0295
-14.25	0.02718	-1.359	-0.0283
-14	0.02602	-1.3502	-0.0268
-13.75	0.02502	-1.3399	-0.0252
-13.5	0.02416	-1.3281	-0.0236
-13.25	0.02343	-1.3149	-0.0219
-13	0.02207	-1.3132	-0.0187
-12.75	0.02117	-1.3004	-0.0169
-12.5	0.02049	-1.2834	-0.0156
-12.25	0.01988	-1.2649	-0.0144
-12	0.01931	-1.2455	-0.0134
-11.75	0.01881	-1.225	-0.0124
-11.5	0.01839	-1.2032	-0.0116
-11.25	0.01745	-1.1872	-0.0101
-11	0.0169	-1.1666	-0.0091
-10.75	0.01645	-1.1449	-0.0082
-10.5	0.01602	-1.1228	-0.0074
-10.25	0.01566	-1.1	-0.0066
-10	0.01499	-1.0807	-0.0053
-9.75	0.01456	-1.0591	-0.0043
-9.5	0.01423	-1.0368	-0.0034
-9.25	0.01395	-1.0143	-0.0024
-9	0.01341	-0.9948	-0.001
-8.75	0.01307	-0.9735	0.0002
-8.5	0.01279	-0.9517	0.0014
-8.25	0.0124	-0.9313	0.0027
-8	0.01209	-0.9104	0.004
-7.75	0.01187	-0.8888	0.0052

-7.5	0.01149	-0.8687	0.0067
-7.25	0.01124	-0.8475	0.008
-7	0.01095	-0.8268	0.0093
-6.75	0.01069	-0.7975	0.0088
-6.5	0.01034	-0.7634	0.0073
-6.25	0.01003	-0.7289	0.0058
-6	0.00973	-0.6939	0.0041
-5.75	0.00942	-0.6601	0.0026
-5.5	0.00911	-0.6268	0.0014
-5	0.00847	-0.5571	-0.0019
-4.75	0.00816	-0.5213	-0.0038
-4.5	0.00786	-0.4903	-0.0045
-4.25	0.00756	-0.4588	-0.0053
-4	0.00728	-0.4276	-0.0061
-3.75	0.00705	-0.4004	-0.0058
-3.5	0.00681	-0.373	-0.0057
-3.25	0.00659	-0.3462	-0.0053
-3	0.0064	-0.3201	-0.0048
-2.75	0.00623	-0.2938	-0.0043
-2.5	0.00606	-0.2675	-0.0038
-2.25	0.00593	-0.241	-0.0034
-2	0.00581	-0.2144	-0.003
-1.75	0.0057	-0.1878	-0.0025
-1.5	0.00562	-0.1611	-0.0021
-1.25	0.00556	-0.1343	-0.0018
-1	0.00549	-0.1075	-0.0014
-0.75	0.00546	-0.0806	-0.001
-0.5	0.00542	-0.0538	-0.0007
-0.25	0.00541	-0.0268	-0.0004
0	0.0054	0	0
0.25	0.00541	0.0269	0.0003
0.5	0.00542	0.0538	0.0007
0.75	0.00546	0.0806	0.001
1	0.00549	0.1075	0.0014
1.25	0.00555	0.1344	0.0018
1.5	0.00562	0.1611	0.0021
1.75	0.0057	0.1878	0.0025
2	0.00581	0.2144	0.003
2.25	0.00593	0.241	0.0034
2.5	0.00606	0.2675	0.0038
2.75	0.00623	0.2938	0.0043
3	0.0064	0.3201	0.0048
3.25	0.00659	0.3462	0.0053
3.5	0.00681	0.373	0.0057
3.75	0.00705	0.4004	0.0058
4	0.00728	0.4276	0.0061
4.25	0.00756	0.4588	0.0053
4.5	0.00786	0.4903	0.0045

4.75	0.00816	0.5213	0.0038
5	0.00847	0.5572	0.0019
5.5	0.00911	0.6268	-0.0014
5.75	0.00942	0.6601	-0.0027
6	0.00972	0.694	-0.0041
6.25	0.01003	0.729	-0.0058
6.5	0.01034	0.7635	-0.0074
6.75	0.01069	0.7976	-0.0089
7	0.01095	0.8267	-0.0093
7.25	0.01124	0.8474	-0.008
7.5	0.01149	0.8686	-0.0067
7.75	0.01186	0.8887	-0.0052
8	0.01208	0.9103	-0.004
8.25	0.0124	0.9312	-0.0027
8.5	0.01279	0.9516	-0.0013
8.75	0.01307	0.9734	-0.0002
9	0.01341	0.9948	0.001
9.25	0.01395	1.0143	0.0024
9.5	0.01423	1.0368	0.0034
9.75	0.01456	1.0591	0.0043
10	0.01499	1.0808	0.0053
10.25	0.01566	1.1001	0.0066
10.5	0.01602	1.1229	0.0074
10.75	0.01645	1.145	0.0082
11	0.0169	1.1668	0.0091
11.25	0.01745	1.1874	0.01
11.5	0.0184	1.2033	0.0116
11.75	0.01881	1.2251	0.0124
12	0.01931	1.2457	0.0133
12.25	0.01988	1.2651	0.0144
12.5	0.02049	1.2837	0.0155
12.75	0.02117	1.3008	0.0168
13	0.02207	1.3137	0.0186
13.25	0.02342	1.3157	0.0218
13.5	0.02415	1.329	0.0235
13.75	0.02502	1.3406	0.0251
14	0.02602	1.3509	0.0267
14.25	0.02717	1.36	0.0281
14.5	0.02848	1.3679	0.0294
14.75	0.02995	1.375	0.0304
15	0.03158	1.3814	0.0311
15.25	0.03348	1.3864	0.0315
15.5	0.03575	1.3892	0.0315
15.75	0.03863	1.3881	0.0311
16	0.04235	1.3818	0.03
16.25	0.04702	1.3702	0.0282
16.5	0.05261	1.3536	0.0258
16.75	0.05734	1.3451	0.0235

17	0.06237	1.3352	0.0211
17.25	0.06802	1.3218	0.0182
17.5	0.07416	1.3059	0.0152
17.75	0.08075	1.288	0.0118
18	0.08773	1.2685	0.0083
18.25	0.09493	1.2485	0.0046
18.5	0.10229	1.2284	0.0008

2 DATOS DE GREGORY & O'REILLY (M = 0.16)

2.1 RE = 2.88·10⁶

$\alpha = 0^\circ$		$\alpha = 10^\circ$		$\alpha = 15^\circ$	
x/c	C _p	x/c	C _p	x/c	C _p
0	1	0	-3.66423	-7.59E-05	-8.65066
0.0023497	0.847673	0.00218341	-5.04375	0.0024302	-10.1789
0.00496048	0.456198	0.00873362	-5.24068	0.00450442	-9.72033
0.00526903	0.173569	0.0131004	-4.67125	0.00870506	-9.04329
0.0142406	-0.044407	0.0174672	-4.32079	0.0129722	-8.67192
0.0209337	-0.175278	0.0480349	-2.74347	0.0167741	-6.16084
0.0473501	-0.372653	0.0742358	-2.26115	0.0467387	-3.99796
0.0779437	-0.396388	0.0982533	-1.95405	0.0769928	-3.16694
0.0976194	-0.41941	0.124454	-1.7345	0.0964534	-2.68574
0.128166	-0.418874	0.146288	-1.55884	0.146315	-2.05038
0.150001	-0.411087	0.176856	-1.36109	0.174528	-1.83081
0.178387	-0.402938	0.28821	-1.00829	0.287443	-1.23636
0.289702	-0.36672	0.320961	-0.941877	0.317853	-1.12586
0.322431	-0.347115	0.384279	-0.787206	0.380854	-0.9266
0.387891	-0.307906	0.447598	-0.654432	0.443854	-0.727343
0.448983	-0.268412	0.515284	-0.543461	0.509042	-0.593492
0.514442	-0.229203	0.576419	-0.432633	0.576404	-0.459546
0.579902	-0.189994	0.637555	-0.343703	0.635076	-0.347813
0.638834	-0.159098	0.700873	-0.254725	0.698095	-0.235891
0.704317	-0.114629	0.766376	-0.1657	0.761123	-0.167637
0.767593	-0.065278	0.831878	-0.098572	0.8285	-0.0991921
0.835236	-0.026211	0.893013	-0.00964205	0.893707	-0.0526765
0.896305	0.03502	0.958515	0.0793835	0.954576	-0.0500185
0.959533	0.0978565	1	0.124088	1.00022	-0.00435728
1.0009	0.173854				

Los datos se digitalizaron a partir de la siguiente fotocopia; por lo tanto, solo son aproximados.

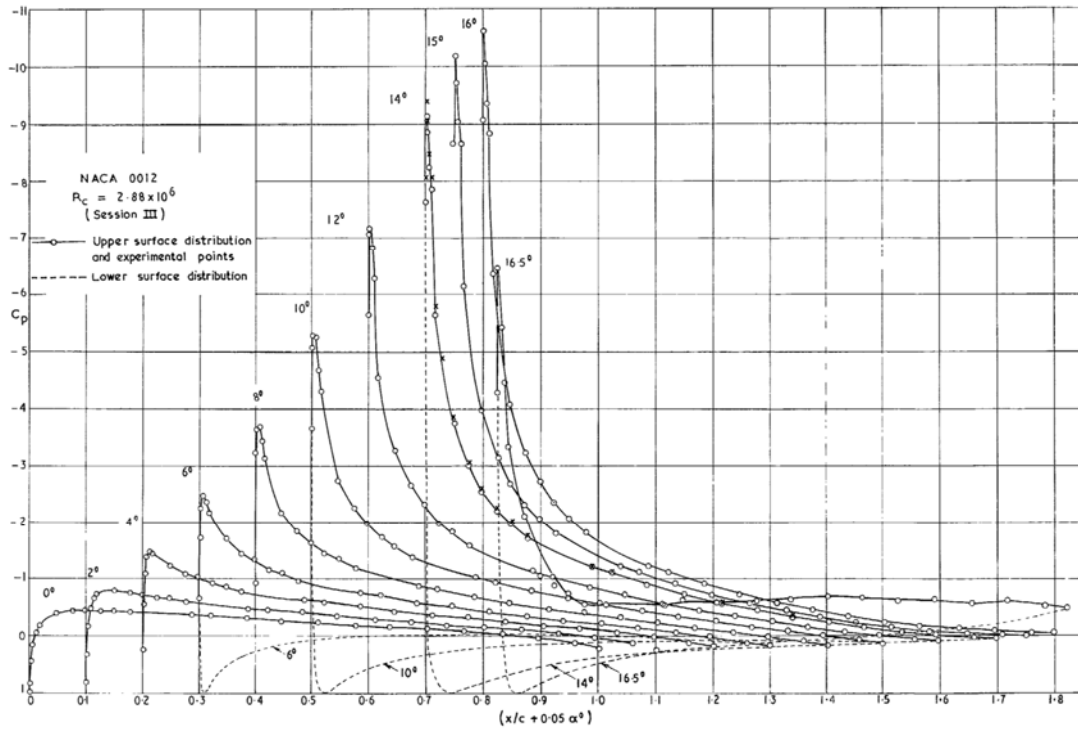


FIG. 4. Chordwise pressure distributions on clean aerofoil.

3 DATOS DE LADSON (M = 0.15)

3.1 $RE = 2.00 \cdot 10^6$ ("80-W GRIT")

α ($^\circ$)	C_D	C_L	C_m	C_D/C_L
-4.03	0.01006	-0.4205	-0.0018	-41.8
-2.03	0.00973	-0.2159	-0.0007	-22.19
0	0.00992	-0.0037	-0.0002	-0.38
0.02	0.00995	-0.0025	0.0002	-0.25
1.99	0.00979	0.206	0.001	21.04
4.01	0.01033	0.4187	0.0019	40.54
6.11	0.01068	0.6374	0.004	59.7
8.08	0.01286	0.8214	0.0067	63.85
10.24	0.01552	1.0261	0.0112	66.12
11.15	0.01615	1.1118	0.0135	68.86
12.25	0.01807	1.2013	0.016	66.47
13.17	0.01963	1.2654	0.0176	64.47
14.18	0.0236	1.3308	0.0208	56.39
15.16	0.0291	1.3748	0.0238	47.24
16.02	0.22889	1.0732	-0.0815	4.69
16.99	0.24907	1.0919	-0.0838	4.38

3.2 $RE = 3.99 \cdot 10^6$ (“80-W GRIT”)

α (°)	C_D	C_L	C_m	C_D/C_L
-4.03	0.0093	-0.4319	-0.0008	-46.47
-2.08	0.00852	-0.2279	-0.0002	-26.74
-0.05	0.00874	-0.0118	0.0001	-1.36
0.04	0.00864	-0.0037	-0.0001	-0.43
2.03	0.00865	0.2105	0.0003	24.33
4.06	0.00872	0.43	0.0009	49.31
6.13	0.00917	0.6498	0.002	70.87
8.17	0.0112	0.8631	0.0041	77.1
10.19	0.01288	1.0643	0.0069	82.66
11.15	0.01372	1.1559	0.0084	84.25
12.12	0.01401	1.2413	0.0103	88.59
13.23	0.01597	1.3349	0.0131	83.58
14.2	0.01853	1.4103	0.0159	76.1
15.27	0.02115	1.4818	0.0199	70.06
16.15	0.02498	1.5287	0.0229	61.2
17.26	0.03039	1.5692	0.0267	51.64
18.03	0.25362	0.9899	-0.0868	3.9
19.08	0.28752	0.9033	-0.1123	3.14

3.3 $RE = 3.95 \cdot 10^6$ (“120 GRIT”)

α (°)	C_D	C_L	C_m	C_D/C_L
-4.13	0.00924	-0.4508	-0.0009	-48.8
-2	0.00857	-0.2251	-0.0003	-26.26
0.03	0.00865	-0.008	-0.0001	-0.93
0.05	0.00874	-0.0048	0	-0.55
2.09	0.00867	0.2165	0.0003	24.98
4.09	0.00872	0.4336	0.0009	49.75
6.05	0.00924	0.6448	0.002	69.8
8.19	0.011	0.8703	0.004	79.13
10.08	0.01272	1.0623	0.0067	83.54
11.25	0.01334	1.1722	0.0083	87.88
12.29	0.01396	1.2659	0.0106	90.67
13.37	0.01592	1.3583	0.0135	85.35
14.31	0.01749	1.4309	0.0163	81.82
15.14	0.02078	1.4934	0.0191	71.88
16.25	0.02443	1.5528	0.0232	63.55
17.29	0.03095	1.5919	0.0266	51.43
18.05	0.2533	1.0423	-0.1002	4.11
19.25	0.28423	0.9771	-0.0838	3.44

3.4 $RE = 5.95 \cdot 10^6$ (“80-W GRIT”)

α (°)	C_D	C_L	C_m	C_D/C_L
-4.04	0.00871	-0.4417	-0.0003	-50.74
-2.14	0.008	-0.2385	0.0001	-29.79
-0.05	0.00809	-0.0126	0.0001	-1.55
2.05	0.00816	0.2125	-0.0003	26.05
4.04	0.00823	0.4316	0.0005	52.46
6.09	0.00885	0.6546	0.0012	74
8.3	0.0105	0.8873	-0.0031	84.47
10.12	0.01201	1.0707	0.0052	89.19
11.13	0.01239	1.1685	0.0069	94.33
12.12	0.01332	1.2605	0.0089	94.64
13.08	0.01503	1.3455	0.0111	89.51
14.22	0.01625	1.4365	0.0145	88.4
15.26	0.019	1.5129	0.0178	79.64
16.3	0.02218	1.5739	0.0216	70.95
17.13	0.0256	1.6116	0.0253	62.95
18.02	0.18785	0.9967	-0.0681	5.31
19.08	0.27292	1.1358	-0.0989	4.16

3.5 $RE = 6.00 \cdot 10^6$ (“120 GRIT”)

α (°)	C_D	C_L	C_m	C_D/C_L
-4.01	0.00843	-0.4466	-0.0001	-52.98
-2.12	0.00789	-0.2425	0.0002	-30.72
-0.01	0.00811	-0.012	0.0001	-1.48
0.01	0.00804	-0.0122	0.0008	-1.52
2.15	0.00823	0.2236	0.0004	27.18
4.11	0.00879	0.4397	0.0004	50.03
6.01	0.00842	0.6487	0.0011	77
8.08	0.00995	0.8701	0.0026	87.47
10.1	0.01175	1.0775	0.0049	91.73
11.23	0.01248	1.1849	0.0069	94.97
12.13	0.01282	1.272	0.0082	99.21
13.26	0.01408	1.3699	0.0109	97.29
14.3	0.01628	1.4571	0.0143	89.51
15.27	0.0179	1.528	0.0175	85.39
16.16	0.02093	1.5838	0.0208	75.68
17.24	0.02519	1.6347	0.0251	64.9
18.18	0.25194	1.1886	-0.091	4.72
19.25	0.28015	1.1888	-0.0931	4.24

3.6 $RE = 5.95 \cdot 10^6$ (“180 GRIT”)

α (°)	C_D	C_L	C_m	C_D/C_L
-3.99	0.00871	-0.4363	-0.0004	-50.11
-1.98	0.00792	-0.2213	0	-27.93
-0.03	0.00803	-0.0115	0	-1.44
0.04	0.00811	-0.0013	0.0002	-0.15
2	0.00814	0.2213	0.0001	25.97
4.06	0.00814	0.4365	0.0003	53.59
6.09	0.00851	0.6558	0.0011	77.1
8.09	0.00985	0.8689	0.0027	88.24
10.18	0.01165	1.0809	0.005	92.8
11.13	0.01247	1.1731	0.0064	94.07
12.1	0.01299	1.2644	0.0082	97.35
13.31	0.01408	1.3676	0.0111	97.16
14.08	0.01533	1.4316	0.0133	93.38
15.24	0.0187	1.5169	0.0173	81.14
16.33	0.02186	1.5855	0.0213	72.53
17.13	0.02513	1.6219	0.0247	64.54
18.21	0.25899	1.0104	-0.107	3.9
19.27	0.43446	1.0664	-0.0693	2.45

3.7 $RE = 8.90 \cdot 10^6$ (“120 GRIT”)

α (°)	C_D	C_L	C_m	C_D/C_L
-3.99	0.00806	-0.4503	0.0007	-55.89
-2.01	0.00745	-0.2339	0.0005	-31.4
-0.01	0.00761	-0.0138	0.0001	-1.81
1.97	0.00776	0.205	0.0001	26.4
4.01	0.00765	0.4329	-0.0001	56.58
6.13	0.00823	0.6659	0.0007	80.91
8.21	0.00929	0.892	0.0019	96.01
10.08	0.01108	1.0852	0.0038	97.92
11.11	0.01169	1.1871	0.0056	101.53
12.12	0.01249	1.2839	0.0073	102.8
13.16	0.0135	1.3754	0.0098	101.9
14.24	0.01499	1.4664	0.012	97.8
15.54	0.01814	1.5663	0.0164	86.35
16.3	0.02003	1.6172	0.019	80.72
17.21	0.02266	1.6627	0.0226	73.37
18.38	0.02685	1.7026	0.027	63.41
19.53	0.28685	1.3083	-0.09	4.56
20.35	0.30408	1.3512	-0.1132	4.44

3.8 $RE = 8.95 \cdot 10^6$ (“180 GRIT”)

α (°)	C_D	C_L	C_m	C_D/C_L
-4.07	0.00843	-0.455	0.0004	-53.99
-2.11	0.00753	-0.2428	0.0005	-32.26
0.03	0.00765	-0.0052	0.0001	-0.68
2.04	0.00793	0.215	-0.0001	27.1
4.06	0.0078	0.441	-0.0001	56.52
6.12	0.00808	0.6655	0.0004	82.41
8.15	0.00929	0.8868	0.0014	95.48
10.16	0.01147	1.0947	0.0037	95.48
11.1	0.01173	1.1852	0.0051	101.03
12.11	0.01218	1.2813	0.0071	105.17
13.11	0.01316	1.3716	0.0091	104.21
14.36	0.01511	1.475	0.0128	97.63
15.31	0.01722	1.5487	0.0163	89.93
16.46	0.02025	1.6187	0.0193	79.92
17.33	0.0222	1.6611	0.0238	74.83
18.59	0.25066	1.1825	-0.0461	4.72
19.22	0.26933	1.2901	-0.1036	4.79

3.9 $RE = 11.95 \cdot 10^6$ (“180 GRIT”)

α (°)	C_D	C_L	C_m	C_D/C_L
-4.05	0.0081	-0.4594	0.0008	-56.7
-1.98	0.00719	-0.2337	0.0007	-32.5
0.01	0.00736	-0.0121	0.0003	-1.65
0.03	0.00726	-0.0097	0.0003	-1.34
2.07	0.00763	0.2183	0.0001	28.6
4.09	0.00746	0.4437	-0.0002	59.45
6.01	0.00768	0.6571	0.0003	85.6
8.03	0.00907	0.8777	0.0011	96.81
10.12	0.01092	1.0983	0.0032	100.6
11.27	0.01126	1.215	0.0047	107.93
12.12	0.01175	1.2954	0.0062	110.26
13.24	0.01376	1.3965	0.0093	101.48
14.16	0.01491	1.4736	0.0117	98.83
15.15	0.01683	1.5514	0.0143	92.2
16.27	0.01996	1.6212	0.019	81.23
17.28	0.02378	1.6693	0.0236	70.18
18.18	0.23217	1.3948	-0.1218	6.01