



Universidad de
Oviedo



ESCUELA POLITÉCNICA DE INGENIERÍA DE GIJÓN

GRADO EN INGENIERÍA MECÁNICA

ÁREA DE MECÁNICA DE FLUIDOS

ESTUDIO DE LOS GENERADORES DE VÓRTICES MEDIANTE DINÁMICA DE FLUIDOS COMPUTACIONAL

D. CASQUERO GARCÍA, Juan

**TUTORES: D. REGODESEVES GARCÍA, Pedro
D. BARRIO PEROTTI, Raúl**

FECHA: Julio 2022

ÍNDICE

1. INTRODUCCIÓN	6
1.1.- MOTIVACIÓN	6
1.2.- OBJETIVO	7
1.3.- ALCANCE	7
1.4.- LIMITACIONES	7
2. ANTECEDENTES	9
2.1.- FENÓMENOS Y PRINCIPIOS FÍSICOS	9
2.1.1.- Ecuaciones de Navier-Stokes	9
2.1.2.- Números adimensionales	10
2.1.3.- Flujo exterior sobre cuerpos: generación de sustentación	12
2.1.4.- La capa límite y su separación	14
2.1.5.- Vórtices y estructuras coherentes	17
2.2.- GENERADORES DE VÓRTICES (GV)	18
2.2.1.- Estado del arte	21
2.3.- DINÁMICA DE FLUIDOS COMPUTACIONAL (CFD)	24
2.3.1.- Preprocesado	24
2.3.2.- Solución	25
2.3.3.- Postprocesado	25
2.3.4.- Método de los volúmenes finitos	26
2.3.5.- Tratamiento de turbulencia	27
2.3.6.- Resolución de problemas (funcionamiento del solver)	30
2.3.7.- Resolución de la capa límite turbulenta y parámetro y^+	32
2.3.8.- Software utilizado	34
3. METODOLOGÍA	35
3.1.- DESCRIPCIÓN DEL MODELO Y DEL DOMINIO COMPUTACIONAL	35
3.2.- ESTRATEGIA DE MALLADO	37
3.3.- EL BLOQUE DE LOS GV	41
3.4.- CONDICIONES DE CONTORNO	45
3.5.- CRITERIOS DE CONVERGENCIA DE LA SOLUCIÓN	48
4. ESTUDIOS PREVIOS	49
4.1.- ANÁLISIS DE SENSIBILIDAD DE MALLA	49
4.2.- VALIDACIÓN DE LOS RESULTADOS	51

5. RESULTADOS Y DISCUSIÓN	53
5.1.- EFECTO DEL ÁNGULO DE INCIDENCIA DE LOS GV.....	53
5.1.1.- <i>Control sin GV</i>	53
5.1.2.- <i>Efecto de los GV y su ángulo de incidencia</i>	55
5.2.- EFECTO DE LOS GV A DIFERENTES ÁNGULOS DE ATAQUE DEL PERFIL	65
6. CONCLUSIONES.....	68
7. PLANIFICACIÓN.....	69
8. PRESUPUESTO.....	71
9. BIBLIOGRAFÍA	72

ÍNDICE DE FIGURAS

Figura 1.1. Superficies sustentadoras.....	6
Figura 2.1. Fuerzas sobre un objeto sumergido en un fluido en movimiento.....	11
Figura 2.2. Partes de un perfil aerodinámico.....	13
Figura 2.3. Ángulo de ataque de un perfil aerodinámico.....	13
Figura 2.4. Capa límite [1].....	14
Figura 2.5. Crecimiento de la capa límite y regiones [2].....	15
Figura 2.6. Separación de la capa límite [4].....	15
Figura 2.7. Separación en perfiles aerodinámicos [4].....	16
Figura 2.8. Característica típica de un perfil aerodinámico asimétrico. Ángulo de entrada en pérdida.....	17
Figura 2.9. Vórtice en el extremo del ala de un avión [7].....	18
Figura 2.10. Generadores de vórtices en un avión comercial [8].....	19
Figura 2.11. Generadores de vórtices en la pala de un aerogenerador.....	19
Figura 2.12. Tipos de generadores de vórtices [9].....	20
Figura 2.13. GV con sección de perfil aerodinámico en un Fórmula 1 [10].....	20
Figura 2.14. Distintos tipos de generadores de vórtices planos [11].....	21
Figura 2.15. Tipos de elementos/volúmenes finitos.....	26
Figura 2.16. Volúmenes centrados en los vértices (a, b) o en las celdas (c, d) [16].....	27
Figura 2.17. Algoritmos de resolución del solver basado en presión.....	32
Figura 2.18. Zonas cercanas a la pared [21].....	33
Figura 3.1. Cambio de borde de salida fino a grueso.....	36
Figura 3.2. Cambio de topología C a rectangular.....	36
Figura 3.3. Dominio computacional bidimensional y sistema de referencia en la parte inferior derecha.....	37
Figura 3.4. Resultado final de la malla estructurada.....	39
Figura 3.5. Detalle de la zona de refinamiento alrededor de la capa límite.....	39
Figura 3.6. Bloque "intercambiable" donde irán alojados los GV (resaltado en verde).....	40
Figura 3.7. Extrusión uniforme de la malla en la dirección z.....	40
Figura 3.8. La unidad básica de GV.....	41
Figura 3.9. Dimensiones de los GV (unidades básicas divididas por una línea discontinua).....	43
Figura 3.10. Estructura de bloques de apoyo en el bloque de los GV.....	44
Figura 3.11. Malla del bloque de los GV.....	45
Figura 3.12. Cara lateral en que se aplica la condición de periodicidad (también a la cara paralela a esta en el otro extremo del dominio).....	47
Figura 3.13. Condiciones de contorno: velocity-inlet y pressure-outlet.....	47
Figura 4.1. Análisis de sensibilidad de malla.....	50
Figura 4.2. Validación con datos experimentales.....	52

Figura 5.1 Contornos de velocidad, perfil sin GV, AoA 18º..... 54

Figura 5.2. Contornos de presión total, perfil sin GV, AoA 18º..... 54

Figura 5.3. Coeficiente de sustentación (Cl) en función del ángulo de incidencia de los GV (θ). 56

Figura 5.4. Coeficiente de arrastre (Cd) en función del ángulo de incidencia de los GV (θ). 56

Figura 5.5. Contornos de velocidad en diferentes puntos de la envergadura (e) del ala. GV 20º, AoA 18º. ... 57

Figura 5.6. Contornos de velocidad, GV 10º, AoA 18º, plano de periodicidad. 58

Figura 5.7. Contornos de velocidad, GV 30º, AoA 18º, plano de periodicidad. 58

Figura 5.8. Comparación de la distribución de presiones sobre el perfil sin GV y con GV a 20º. 59

Figura 5.9. Evolución de la presión total a lo largo de la cuerda para el perfil sin GV y con GV a 20º. 61

Figura 5.10. Interacciones vórtice-capa límite [29]. 62

Figura 5.11. Contornos de presión total, GV 10º, AoA 18º, plano $x= 0.25c$ 63

Figura 5.12. Contornos de presión total, GV 30º, AoA 18º, plano $x= 0.25c$ 63

Figura 5.13. Isosuperficies de criterio $Q= 0.2$ con contornos de velocidad. GV 10º, AoA 18º..... 64

Figura 5.14. Isosuperficies de criterio $Q= 0.2$ con contornos de velocidad. GV 20º, AoA 18º..... 64

Figura 5.15. Isosuperficies de criterio $Q= 0.2$ con contornos de velocidad. GV 30º, AoA 18º..... 64

Figura 5.16. Coeficiente de sustentación en función del AoA para el perfil sin GV y con GV a 20º. 66

Figura 5.17. Coeficiente de arrastre en función del AoA para el perfil sin GV y con GV a 20º. 66

Figura 5.18. Contornos de velocidad, perfil sin GV, AoA 9º..... 67

Figura 5.19. Contornos de presión total, perfil sin GV, AoA 9º..... 67

Figura 5.20. Contornos de velocidad, GV a 20º, AoA 21º, plano de periodicidad. 67

1. Introducción

1.1.- MOTIVACIÓN

Actualmente existen multitud de aplicaciones para las superficies sustentadoras (Figura 1.1), dispositivos capaces de convertir la cantidad de movimiento de un fluido que incide sobre ellos en una fuerza con una componente perpendicular a la dirección del flujo (fuerza de sustentación), de manera que se maximice esta, intentando minimizar a su vez la componente paralela al flujo (fuerza de rozamiento o arrastre). Así, estas superficies, que suelen tomar la forma de perfiles aerodinámicos, aparecen en vehículos aéreos —como aviones y helicópteros—, palas de aerogeneradores, turbinas de gas y de vapor, máquinas fluidomecánicas —como ventiladores— y alerones de vehículos de competición.



Figura 1.1. Superficies sustentadoras.

Es por esto que la optimización del rendimiento y de las prestaciones de estos dispositivos es un campo de estudio de gran interés tanto desde el punto de vista científico como del

económico, y esto es precisamente lo que se persigue mediante el uso de generadores de vórtices.

1.2.- OBJETIVO

En el presente trabajo se pretende estudiar el efecto de los generadores de vórtices (GV) como elementos pasivos de control del flujo en perfiles aerodinámicos. Estos elementos se utilizan para prevenir la separación de la capa límite en situaciones en las que el gradiente de presión es adverso, como por ejemplo al utilizar ángulos de ataque (AoA) grandes, y pueden servir para optimizar el funcionamiento de dispositivos aerodinámicos tales como alas de aviones, palas de aerogeneradores o alerones de automóviles.

1.3.- ALCANCE

Este trabajo se centrará en el estudio del efecto de los generadores de vórtices (GV) sobre un perfil aerodinámico NACA 4412 mediante simulación numérica utilizando técnicas de dinámica de fluidos computacional (CFD). Para ello se analizará primero el flujo sobre el perfil aerodinámico sin añadidos para posteriormente implementar diferentes configuraciones de GV y comparar los resultados. Se buscará optimizar el ángulo de incidencia de los GV y se analizarán también los efectos de estos en todo el rango de ángulos de ataque de funcionamiento del perfil.

1.4.- LIMITACIONES

Aunque las simulaciones computacionales de problemas de ingeniería han mejorado mucho con el paso del tiempo, sigue siendo necesario validar los resultados que se obtienen de estas con experimentos en condiciones controladas. Esto es especialmente cierto en el caso de la dinámica de fluidos computacional, por ser el comportamiento de los fluidos un problema de gran complejidad que hoy día todavía requiere de modelización, aproximaciones y utilización de datos empíricos para su simulación en entornos computacionales. Esto no quiere decir que los resultados obtenidos a través de estas

técnicas sean incorrectos, pero sí que requieren de un cierto ajuste para obtener la fiabilidad necesaria en cada caso particular.

Debido a la limitación de tiempo y recursos en la realización del presente trabajo, no ha sido posible llevar a cabo experimentos en el túnel de viento para validar las conclusiones que de él se han obtenido. Para intentar paliar esto, se han validado los resultados y las conclusiones utilizando datos de publicaciones científicas.

2. Antecedentes

2.1.- FENÓMENOS Y PRINCIPIOS FÍSICOS

Para comprender mejor el problema a estudiar, se presentan brevemente en esta sección ciertos principios físicos y fenómenos relacionados con la mecánica de fluidos, haciendo especial hincapié en los más relevantes a nivel de aerodinámica sobre el exterior de los cuerpos.

2.1.1.- Ecuaciones de Navier-Stokes

El movimiento de los fluidos está gobernado por las ecuaciones de Navier-Stokes. Estas ecuaciones diferenciales en derivadas parciales expresan matemáticamente los principios de conservación de la masa (ecuación de continuidad) (Ecuación 2.1) y de conservación la cantidad de movimiento (ecuación de momentum) (Ecuación 2.2).

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho \vec{u}) = 0 \quad (2.1)$$

Donde ρ es la densidad del fluido, t es el tiempo y u es el vector velocidad.

$$\rho \frac{D\vec{u}}{Dt} = -\nabla p + \mu \nabla^2 \vec{u} + \frac{1}{3} \mu \nabla (\nabla \cdot \vec{u}) + \rho \vec{g} \quad (2.2)$$

Donde $\frac{D\vec{u}}{Dt}$ es la derivada sustancial de la velocidad, p es la presión, μ es la viscosidad dinámica del fluido y \vec{g} es la aceleración de la gravedad.

Estas dos ecuaciones están en su forma más general y son aplicables para fluidos viscosos (Newtonianos) y flujos considerados compresibles, esto es, con una variación significativa en la densidad del fluido. Para flujos incompresibles (con números de Mach < 0.3) como los que ocuparemos en este trabajo, las ecuaciones toman una forma más simplificada (Ecuaciones 2.3 y 2.4), ya que la densidad del fluido a tratar se puede considerar constante.

$$\nabla \cdot \vec{u} = 0 \quad (2.3)$$

$$\frac{\partial \vec{u}}{\partial t} + (\vec{u} \cdot \nabla) \vec{u} = \nu \nabla^2 \vec{u} - \frac{1}{\rho} \nabla p + \vec{g} \quad (2.4)$$

Donde $\nu = \frac{\mu}{\rho}$ es la viscosidad cinemática del fluido.

Ambas ecuaciones de gobierno, con algunas modificaciones, son la base de la simulación dinámica de fluidos. Estas modificaciones para posibilitar su resolución numérica en flujos turbulentos complejos serán explicadas en el apartado 2.3.5.- Tratamiento de turbulencia.

2.1.2.- Números adimensionales

Un número adimensional es una cantidad que no tiene dimensión física y por tanto no lleva asociado ninguna unidad de medida. Es común su uso en la mecánica de fluidos para caracterizar distintos flujos y establecer comparaciones y similitudes entre ellos. Su derivación se basa en el *Teorema π de Buckingham*, que formula que la validez de las leyes de la física no depende de un sistema de medida específico y propone un método para obtener parámetros adimensionales a partir de ecuaciones físicas. Estos números suelen tener la forma de un cociente entre magnitudes físicas cuyas unidades se cancelan.

2.1.2.1.- Número de Reynolds

El número adimensional más importante de la mecánica de fluidos es el número de Reynolds (Re), que expresa la relación entre las fuerzas inerciales y las fuerzas viscosas de un flujo. Se utiliza para caracterizar y predecir si un flujo es laminar o turbulento y también para comparar flujos a diferentes escalas, de forma que para que dos flujos puedan considerarse similares han de presentar el mismo número de Reynolds. Existen diferentes expresiones para este número dependiendo del caso que se trate, cambiando entre estas la longitud característica que aparece en el numerador. En este trabajo se utilizará el número de Reynolds de la cuerda (2.5), propio del estudio de los perfiles aerodinámicos, donde dicha longitud característica es la cuerda de este.

$$Re = \frac{vc}{\nu} \quad (2.5)$$

Donde ν es la velocidad del flujo, c la cuerda del perfil y ν la viscosidad cinemática.

2.1.2.2.- Coeficientes aerodinámicos

Otros dos números adimensionales a los que se hará referencia en este trabajo son el coeficiente de arrastre (C_d) y el coeficiente de sustentación (C_l). Cada uno caracteriza una de las dos componentes principales de la fuerza que sufre un cuerpo al interactuar con un fluido en movimiento (Figura 2.1), presentando una definición similar. El coeficiente de arrastre (2.6) cuantifica el arrastre o resistencia de un objeto, que es la componente de la fuerza que sufre con la misma dirección que el flujo. El coeficiente de sustentación cuantifica la sustentación de un objeto (2.7), que es la componente perpendicular a la dirección del flujo de la fuerza que sufre.

$$C_d = \frac{F_d}{\frac{1}{2}\rho v^2 A} \quad (2.6)$$

$$C_l = \frac{F_l}{\frac{1}{2}\rho v^2 A} \quad (2.7)$$

Donde ρ es la densidad del fluido, v es la velocidad del flujo, A es un área característica (en el caso de perfiles aerodinámicos es la superficie del perfil en planta), F_d es la fuerza de arrastre y F_l es la fuerza de sustentación.

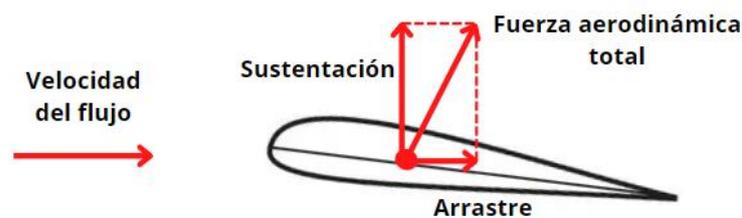


Figura 2.1. Fuerzas sobre un objeto sumergido en un fluido en movimiento.

2.1.2.3.- Coeficiente de presiones

Otro número adimensional utilizado en este trabajo es el coeficiente de presiones (C_p) (2.8) que es una caracteriza de manera adimensional la presión relativa para poder compararla entre distintos flujos.

$$C_p = \frac{p - p_\infty}{\frac{1}{2} \rho v_\infty^2} \quad (2.8)$$

Donde p es la presión en el punto de evaluación, p_∞ es la presión en el flujo libre, ρ es la densidad del fluido y v_∞ es la velocidad del flujo libre.

2.1.2.4.- Número de Mach

El último número adimensional al que se hace referencia en este trabajo es el número de Mach (Ma). Se utiliza para caracterizar los flujos como incompresibles (sin variación en la densidad del fluido) o compresibles (con variación en la densidad del fluido). Se suele considerar que un flujo es incompresible si $Ma < 0.3$. En el caso de que $Ma > 0.3$, los efectos de la compresibilidad no serían despreciables. Su definición consiste en el cociente entre la velocidad del flujo y la velocidad local del sonido (2.9).

$$Ma = \frac{u}{c} \quad (2.9)$$

Donde u es la velocidad del flujo y c es la velocidad local del sonido.

2.1.3.- Flujo exterior sobre cuerpos: generación de sustentación

Los generadores de vórtices (GV) se aplican principalmente a cuerpos que generan sustentación al moverse por un fluido con una cierta velocidad, como son los perfiles aerodinámicos utilizados en alas de aviones, alerones de coches y palas de aerogeneradores entre otros. Todos estos dispositivos comparten una forma seccional similar, que es propiamente el perfil aerodinámico.

La generación de sustentación es un fenómeno complejo que tiene su base en la interacción fluido-sólido y en cómo esta modifica la cantidad de movimiento del fluido

alrededor del sólido generando una fuerza neta. Los perfiles aerodinámicos interactúan con el aire de forma que se produce una deflexión del fluido y se genera una diferencia de presión entre la parte superior (extradós, baja presión) y la parte inferior (intradós, alta presión) del perfil (Figura 2.2), lo que genera sobre el mismo una fuerza vertical o sustentación.

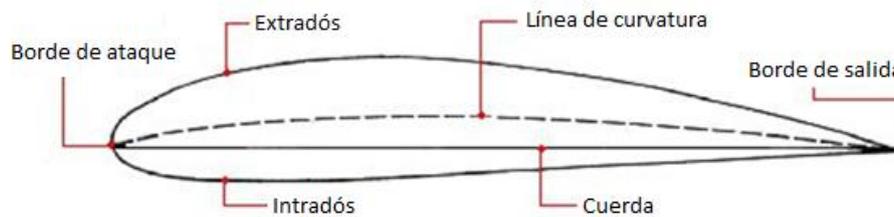


Figura 2.2. Partes de un perfil aerodinámico.

Los perfiles pueden clasificarse en dos grandes grupos, simétricos y asimétricos, siendo la principal diferencia desde el punto de vista de su comportamiento que los primeros no producen sustentación cuando su ángulo de ataque —que es el ángulo con el que incide el flujo en el perfil, como se ve en la Figura 2.3— es nulo, mientras que los segundos sí. Esto ocurre ya que, debido a su forma, un perfil asimétrico es capaz de crear la deflexión necesaria en el fluido para que se genere una diferencia de presión entre ambos lados del mismo con un ángulo de ataque de 0° . Para conseguir este mismo efecto en un perfil simétrico es necesario situarlo con un cierto ángulo de ataque con respecto al flujo incidente.

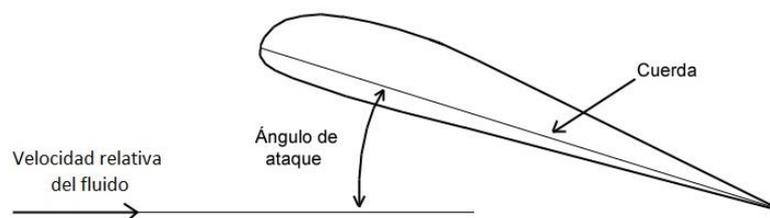


Figura 2.3. Ángulo de ataque de un perfil aerodinámico.

En ambos tipos de perfiles, el aumento del ángulo de ataque aumenta la sustentación hasta llegar a un límite en el cual la mayor parte del flujo se desprende del perfil, provocando que esta caiga drásticamente. Este fenómeno es la principal razón para la implementación de GV.

2.1.4.- La capa límite y su separación

Cuando un fluido viscoso en contacto con una superficie sólida se mueve relativamente a esta, la capa de fluido más próxima a la pared presenta velocidad relativa nula debido a la condición de no deslizamiento. A partir de esta zona, debido a los esfuerzos de cortadura generados por la viscosidad, se establece un gradiente de velocidad perpendicular a la superficie, hasta que esta llega al valor del flujo libre. Esta zona de variación de velocidad que se conoce como capa límite (Figura 2.4) fue planteada por primera vez por Ludwig Prandtl en 1904 y es de vital importancia para explicar una gran cantidad de los fenómenos observados en la mecánica de fluidos, tales como la generación de sustentación.

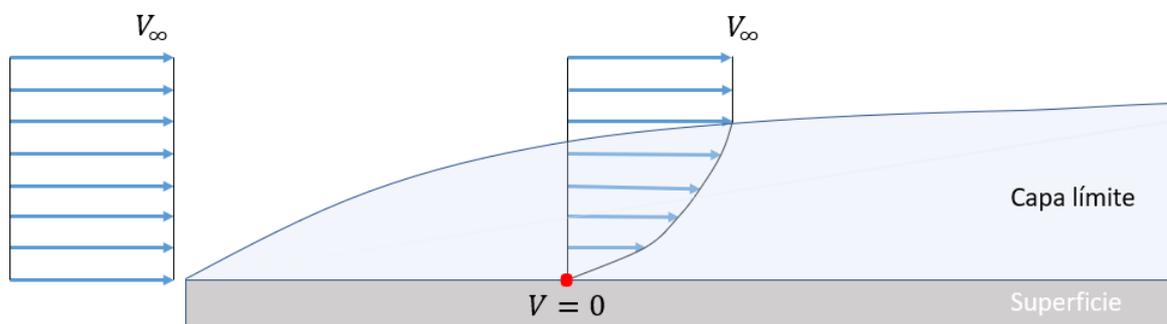


Figura 2.4. Capa límite [1].

Para cuantificar el espesor de la capa límite, esta se suele definir como la zona en la que el fluido tiene una velocidad menor del 99% de la velocidad del flujo libre (v_∞). Este espesor va creciendo, en la dirección del flujo, a medida que el fluido se mueve por la superficie sólida, dando lugar a diferentes regiones (Figura 2.5). En la capa límite laminar, el fluido se mueve de forma *ordenada* en distintas láminas, sin apenas mezcla entre estas. La capa límite turbulenta está dominada por torbellinos turbulentos y presenta una mayor mezcla en el fluido y una mayor cantidad de energía (lo que suele retrasar su separación en

comparación con la capa límite laminar). Entre las dos se establece una región de transición que presenta características de ambas.

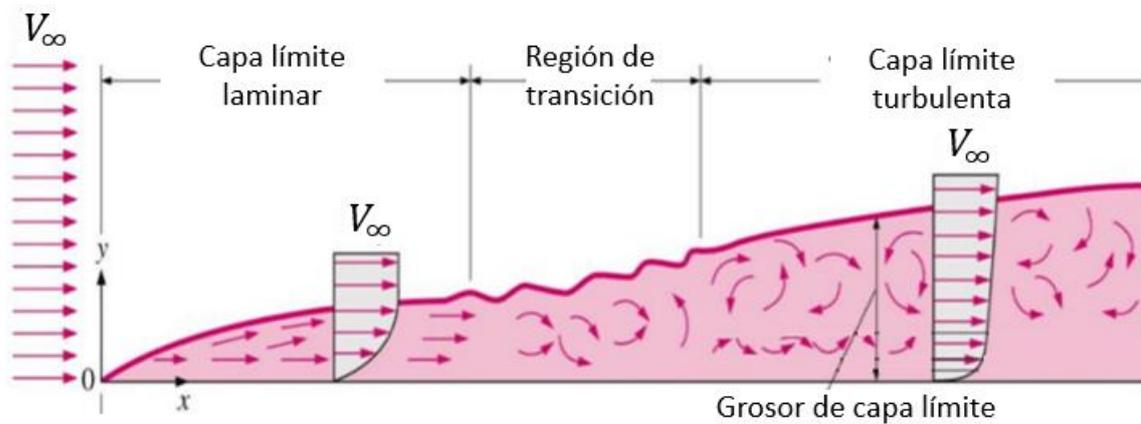


Figura 2.5. Crecimiento de la capa límite y regiones [2].

El efecto de la viscosidad en esta capa tiende a disminuir la velocidad del fluido próximo a la superficie a medida que este avanza en dirección al flujo, disminuyendo su energía cinética. Esta pérdida energética se incrementa si el fluido se enfrenta a un gradiente de presión adverso, como ocurre en el extradós de un perfil aerodinámico (superficie de interés en este trabajo). Eventualmente, la pérdida es tal que el fluido más próximo a la superficie no tiene energía suficiente para enfrentarse al gradiente de presión adverso, produciéndose entonces la separación de la capa límite de la superficie sólida y un reverso de la velocidad del fluido (Figura 2.6) [3].

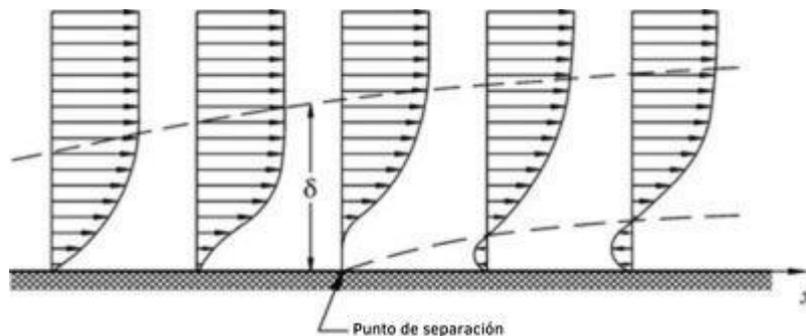


Figura 2.6. Separación de la capa límite [4].

Este fenómeno es de gran influencia en la generación de sustentación ya que las pérdidas energéticas que lleva asociadas producen una caída de la sustentación junto con un aumento de la resistencia al avance. En perfiles aerodinámicos, el punto en el que se

produce la separación tiende a adelantarse a medida que se aumenta el AoA (Figura 2.7), llegando a un AoA en el que las pérdidas asociadas a este fenómeno son tales que el incremento de este deja de ir acompañado de un aumento en la sustentación. Esto se conoce como *entrada en pérdida* (Figura 2.8) y un aumento del ángulo de ataque a partir de este punto reduce drásticamente la efectividad del perfil.

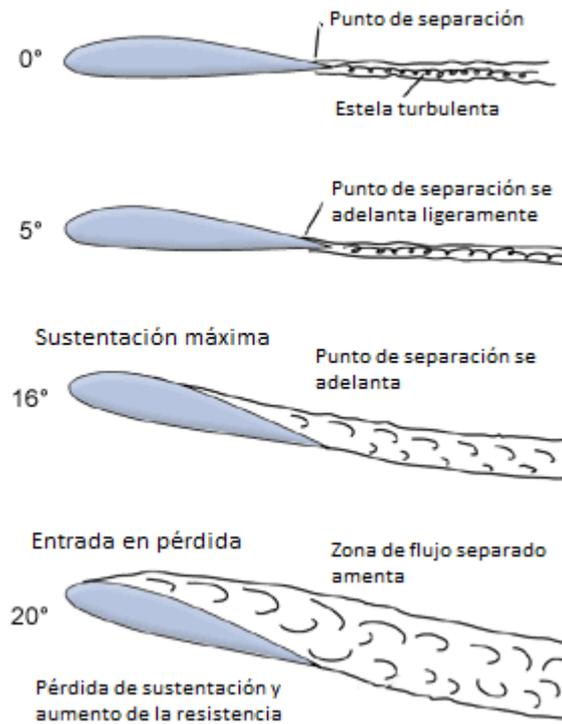


Figura 2.7. Separación en perfiles aerodinámicos [4].

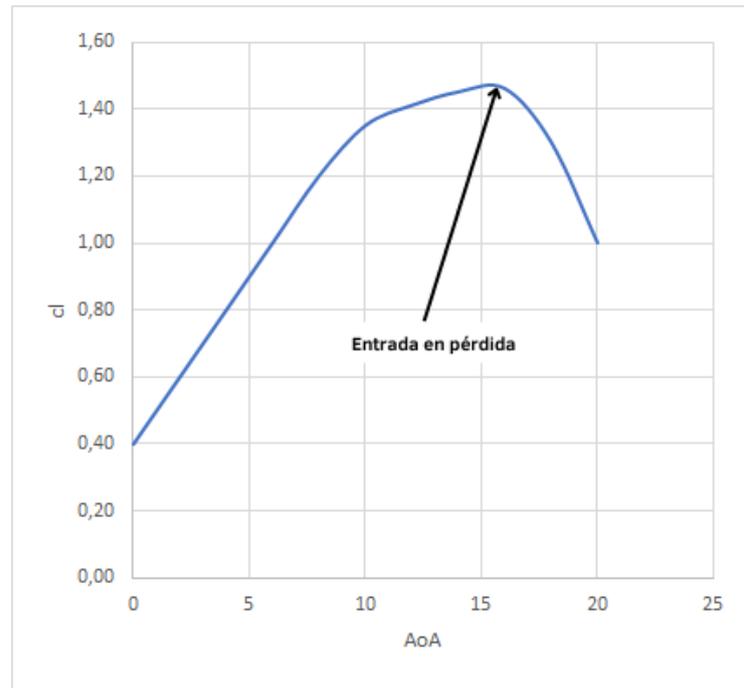


Figura 2.8. Característica típica de un perfil aerodinámico asimétrico. Ángulo de entrada en pérdida.

La implementación de GV en perfiles aerodinámicos intenta evitar (o retrasar) la separación de la capa límite con el objetivo de mejorar la eficiencia de estos.

2.1.5.- Vórtices y estructuras coherentes

Se entiende por estructura coherente, en un flujo turbulento, una zona del fluido en la que existe menos mezcla o movimiento de lo que se podría esperar observando el campo de velocidades, de manera que esta región del fluido se mantiene aproximadamente *unida* (coherente) a medida que se mueve. Un vórtice puede ser definido como una estructura coherente en la que existe un cierto giro alrededor de un eje. Debido a la dificultad de acotar estos fenómenos con precisión, no existen definiciones matemáticas estrictas y aceptadas ampliamente para estos dos conceptos, aunque se han desarrollado distintos métodos para visualizarlos debido a su importancia en el estudio de los flujos turbulentos, como pueden ser el criterio Q y el criterio λ^2 [5], [6].

Además, se conocen ciertos tipos de flujos en los que se generan vórtices bien definidos, como es el caso del extremo del ala de un avión (Figura 2.9), donde un sólido con un espesor

pequeño (en relación a sus otras dos dimensiones) se mueve relativamente al fluido que lo rodea a la vez que separa a este en dos zonas con diferente presión. Así, el fluido *rodea* el borde, desde el intradós (zona con mayor presión) hacia el extradós (zona con menor presión), generando un vórtice. Un generador de vórtices funciona de manera análoga a esto, sirviéndose de la diferencia de presión que se crea entre sus dos lados debido al ángulo con el que se sitúa en relación al flujo incidente.



Figura 2.9. Vórtice en el extremo del ala de un avión [7].

Las distribuciones de velocidad, la vorticidad y el concepto de circulación (de un campo vectorial) se utilizan usualmente para caracterizar los vórtices. Los vórtices suelen exhibir una zona central (llamada núcleo), que presenta un mínimo local en la presión, y llevar asociados fenómenos convectivos de transporte de momento, masa y energía.

2.2.- GENERADORES DE VÓRTICES (GV)

Un generador de vórtices es un dispositivo aerodinámico el cual, al incidir sobre el mismo un fluido a una cierta velocidad con una cierta dirección, crea un vórtice. Estos aparatos suelen colocarse en el extradós de una superficie sustentadora como puede ser el ala de

un avión (Figura 2.10) o la pala de un aerogenerador (Figura 2.11) con el objetivo de controlar la capa límite y retrasar su separación.



Figura 2.10. Generadores de vórtices en un avión comercial [8].



Figura 2.11. Generadores de vórtices en la pala de un aerogenerador.

En la Figura 2.12 se pueden observar distintos tipos de GV. Los más utilizados para controlar la separación de la capa límite, debido a su sencillez y efectividad, son los constituidos por una placa plana (vane-type), que pueden generar vórtices que rotan en la misma dirección (co-rotating) o en direcciones opuestas (counter-rotating), siendo los segundos —que se colocan por pares— los más comunes. Los GV que no implican una placa plana suelen estar constituidos por pequeños resaltos en la superficie en cuestión con diferentes formas. Existe también otro tipo de GV, bastante utilizado en deportes de automovilismo, cuya forma es similar a los de placas planas, pero con una forma seccional de perfil aerodinámico (Figura 2.13).

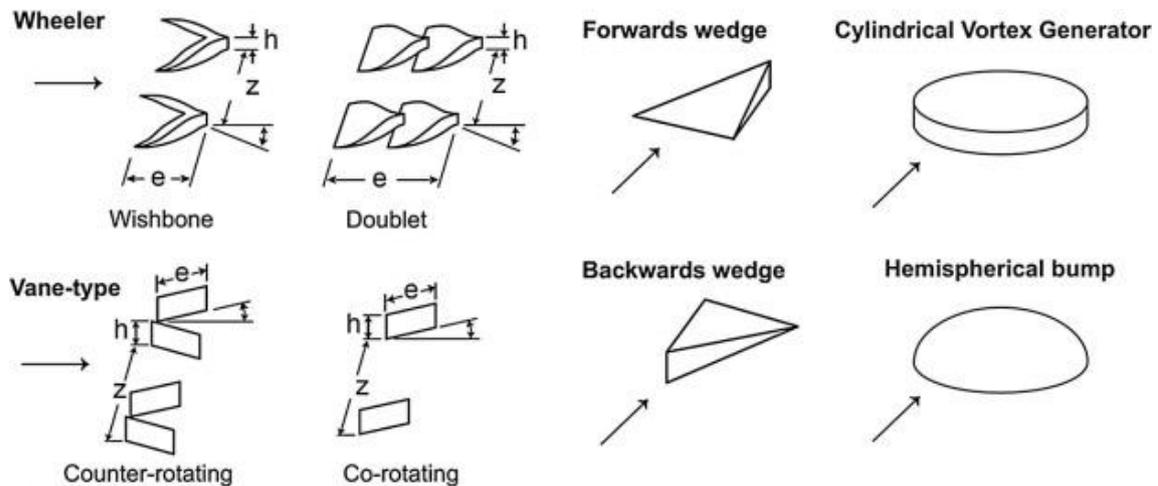


Figura 2.12. Tipos de generadores de vórtices [9].

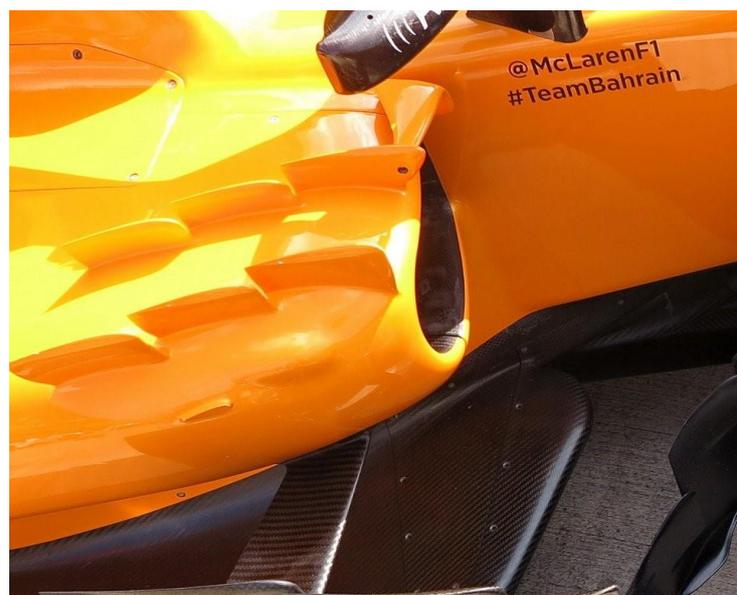


Figura 2.13. GV con sección de perfil aerodinámico en un Fórmula 1 [10].

Al ser los GV de placas planas los más utilizados, existen de estos varios tipos diferentes dependiendo de la forma con la que se recorte esta placa (Figura 2.14).

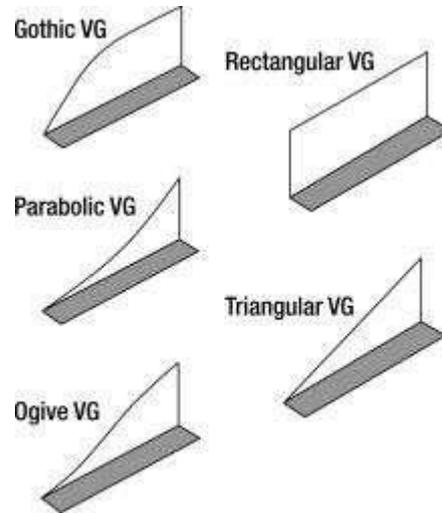


Figura 2.14. Distintos tipos de generadores de vórtices planos [11].

Los generadores de vórtices tienen la ventaja de poder ser añadidos *a posteriori*, a dispositivos aerodinámicos que ya se encuentren en funcionamiento, como una manera muy sencilla de mejorar las prestaciones de estos, aunque cada vez se están estudiando más como elementos integrados ya en la fase de diseño de dichos dispositivos, debido a la gran variedad de posibilidades que ofrecen desde el punto de vista del control del flujo.

2.2.1.- Estado del arte

En 1947, H.D. Taylor [12] fue el primero en estudiar el uso de generadores de vórtices para el control de la capa límite en alas de avión y, desde entonces, se han realizado multitud de estudios sobre estos dispositivos para conocer y optimizar su funcionamiento, no solo para su uso en aviones como fueron concebidos originalmente, sino para una variedad de aplicaciones como aerogeneradores, automóviles de competición e intercambiadores de calor entre otros.

En 2019, Li et. al. [13] estudiaron el efecto de la distancia de separación entre GV en el control del desprendimiento de la capa límite. Para ello utilizaron tanto simulaciones numéricas utilizando esquemas LES en un dominio computacional en el que se generaba un gradiente de presión adverso (similar a un difusor), como experimentos en túnel de

viento con un perfil aerodinámico semi-infinito. Analizaron las estructuras coherentes de gran escala presentes en la separación de la capa límite y el efecto de diferentes espaciados entre GV en las mismas. Los casos fueron estudiados atendiendo a la distancia entre los núcleos de los vórtices, la energía cinética de la capa límite y el coeficiente de pérdida de presión. En el túnel de viento estudiaron el efecto del espaciado de GV en las características de sustentación y resistencia al avance de un perfil aerodinámico DU93-W-210. Utilizaron para sus experimentos una serie de pares de GV triangulares que generaban vórtices de rotación opuesta.

De las simulaciones numéricas obtuvieron que cuando el espaciado entre los GV de un par era de 5 veces la altura de estos, la distancia entre los núcleos de los vórtices era aproximadamente igual al radio de los mismos, lo que resultaba beneficioso para el control de la capa límite. Observaron también que la energía cinética del fluido era inversamente proporcional al espaciado entre GV, pero cuando el espaciado era demasiado pequeño los vórtices se separaban más de la superficie del perfil, lo que no resultaba beneficioso en el control del flujo.

Los experimentos en el túnel de viento mostraron que el ángulo de ataque de entrada en pérdida del perfil con GV se incrementaba en 10° en comparación con el perfil sin GV. Cuando la separación entre GV fue de 5 veces su altura, el coeficiente de sustentación máximo del perfil se incrementó en un 48,77% en comparación con el perfil sin GV, con el coeficiente de arrastre disminuyendo en un 83,28% y la relación entre sustentación y arrastre incrementándose en un 821,86%.

También en 2019, Lin et. al. [14] estudiaron el efecto de la altura de los GV en el control de la capa límite. Para ello utilizaron simulaciones numéricas utilizando ecuaciones RANS con el modelo de turbulencia de una ecuación Spalart-Allmaras, así como experimentos en el túnel de viento en un perfil DU93-W-210.

Realizaron las simulaciones CFD con el objetivo de estudiar las características del vórtice generado y sus efectos en la energía cinética de la capa límite en relación con la altura de los GV. Para ello utilizaron un único GV triangular situado sobre una placa plana, variando la altura del mismo entre 0.1 y 2 veces la altura local de la capa límite. Los resultados

indicaron que la intensidad del vórtice concentrado creado por el GV aumentaba con la altura del mismo, siendo esta intensidad proporcional a la energía cinética media del fluido en el intervalo de alturas del GV. También encontraron que la energía cinética de la capa límite aumentaba al aumentar la altura de los GV hasta una altura de GV igual a la de capa límite. A partir de este punto, aumentar la altura del GV no energizaba la capa límite de manera adicional, sino que únicamente aumentaba el arrastre generado por los GV.

Los experimentos en el túnel de viento sirvieron para estudiar el efecto de la altura de los GV en las características de sustentación (coeficiente y ángulo de entrada en pérdida) y arrastre de un perfil aerodinámico semi-infinito. Para ello utilizaron una serie de parejas de GV triangulares generando vórtices de rotación opuesta, con alturas entre 0,66 y 1,33 veces la altura local de la capa límite, situados a una distancia del borde de ataque del 20% de la cuerda del perfil. Los resultados mostraron que, cuando el ángulo de ataque del perfil es menor a su ángulo de entrada en pérdida, los GV incrementan el coeficiente de arrastre (C_d) del perfil y reducen su eficiencia (relación sustentación-arrastre). En contraposición, cuando el ángulo de ataque del perfil es mayor a su ángulo de entrada en pérdida, los GV disminuyen el C_d del perfil y aumentan su coeficiente de sustentación (C_l). El máximo aumento del C_l se produjo para la altura de GV igual a la de la capa límite, mientras que la máxima disminución del C_d se produjo para la altura de GV igual a 0,66 veces la de la capa límite. El ángulo de ataque entrada en pérdida del perfil se incrementó en 10° en presencia de los GV.

En 2016, Wang et. al. [15] estudiaron los efectos de GV de tipo rectangular en un perfil aerodinámico S809 mediante CFD. Utilizaron el modelo de turbulencia $k-\omega$ SST y una malla hexaédrica estructurada. Realizaron simulaciones sobre un perfil aerodinámico semi-infinito situando en el mismo tres pares de GV que generaban vórtices de rotación opuesta. Variaron la distancia de los GV al borde de ataque entre un 10% y un 40% de la cuerda del perfil y también hicieron pruebas utilizando dos filas de GV.

Encontraron que los GV mejoraban el coeficiente de sustentación del perfil y retrasaban la entrada en pérdida del mismo. Este efecto ocurría para ángulos de ataque moderadamente altos, teniendo los GV poco impacto en la zona de crecimiento lineal del coeficiente de

sustentación con el ángulo de ataque. El efecto de los GV situados a una distancia del borde de ataque del 10% y del 20% de la cuerda fue similar, aumentando el CI de 1,11 (perfil sin GV) a 1,55 y retrasando el ángulo de ataque de entrada en pérdida de 14º a 16º. Cuando los GV se situaron a una distancia del borde de ataque del 40% de la cuerda los resultados fueron peores y la entrada en pérdidas se adelantó a 12º. Los mejores resultados en cuanto al CI fueron obtenidos utilizando dos filas de GV a una distancia del borde de ataque 10% y del 20% de la cuerda, aumentándolo de 1.11 a 1.72 y retrasando la entrada en pérdidas de un ángulo de ataque de 14º a 18º. El coeficiente de arrastre siguió una tendencia similar en todos los casos simulados, reduciéndose con respecto al perfil sin GV cuando su ángulo de ataque se situó entre 12º y 20º. Concluyeron que los GV reducían la altura de la capa límite y disminuían su crecimiento, proponiendo la mezcla entre el fluido con mayor energía cinética de fuera de la capa límite y el fluido con menor energía cinética dentro la capa límite propiciada por los vórtices como uno de los mecanismos principales para entender la mejoras de prestaciones que estos dispositivos proporcionan.

2.3.- DINÁMICA DE FLUIDOS COMPUTACIONAL (CFD)

El estudio del funcionamiento de los GV se ha llevado a cabo utilizando dinámica de fluidos computacional (CFD). Este conjunto de técnicas utiliza métodos numéricos para resolver problemas que involucran flujos de fluidos, ofreciendo una gran variedad de herramientas para la posterior visualización de los resultados. Los pasos a seguir para realizar una simulación toman el nombre de preprocesado, solución y postprocesado.

2.3.1.- Preprocesado

El proceso para llevar a cabo estas simulaciones suele comenzar con un archivo CAD del modelo a estudiar. Alrededor de este modelo se crea un espacio llamado dominio computacional, que contendrá el fluido a estudiar, de forma que sus dimensiones sean suficientemente amplias para que sus contornos (aristas en casos 2D, caras en casos 3D, que contactan con el dominio por un lado y con el exterior por el otro) no afecten a la precisión de la solución.

Tras esto se procede a la discretización de este espacio, ya que un computador no está capacitado para realizar cálculos en un dominio continuo. Para esto se pueden utilizar diferentes métodos matemáticos, prefiriéndose generalmente en códigos CFD el método de los volúmenes finitos (FVM). Esta discretización se realiza dividiendo el dominio computacional en zonas diferenciadas (con volúmenes finitos) llamadas celdas. El conjunto de estas celdas constituye una malla, de ahí que este proceso de discretización comúnmente reciba el nombre de mallado.

2.3.2.- Solución

El último paso después de la creación de una malla es la selección de las condiciones de contorno, el tratamiento de la turbulencia y otros parámetros del *solver*, que constituye el algoritmo que se encarga de la resolución de las ecuaciones de gobierno en el dominio computacional. Este realizará el cálculo de manera iterativa hasta que se concluya que la solución ha convergido, de acuerdo a criterios establecidos.

2.3.3.- Postprocesado

Tras establecer que la solución ha convergido se puede pasar a la fase de visualización de los resultados, conocida como postprocesado. Los programas CFD ofrecen una gran variedad de resultados, tanto numéricos como gráficos.

Así, se pueden obtener los valores numéricos de diferentes variables (como el C_d y el C_l), representar gráficas que relacionan diferentes parámetros (como la distribución de presiones sobre un cuerpo) y consultar diferentes herramientas de visualización del flujo. Entre estas están los contornos, que representan mediante colores zonas donde una cierta variable se encuentra dentro de un rango de valores, las isosuperficies, que muestran las zonas donde una cierta variable tiene un mismo valor y las líneas de corriente, que muestran la trayectoria que siguen las partículas del fluido.

2.3.4.- Método de los volúmenes finitos

El método de los volúmenes finitos (FVM) es un método de discretización utilizado para la resolución numérica de ecuaciones diferenciales en derivadas parciales, basándose en leyes de conservación.

Este método, al igual que otros como el de los elementos finitos (FEM), divide un dominio geoméricamente arbitrario en un número finito de elementos que constituirán una malla, que puede ser estructurada, desestructurada o híbrida (una combinación de ambas). Estos elementos pueden adquirir diferentes formas siendo las más comunes, aunque no las únicas, las mostradas en la Figura 2.15.

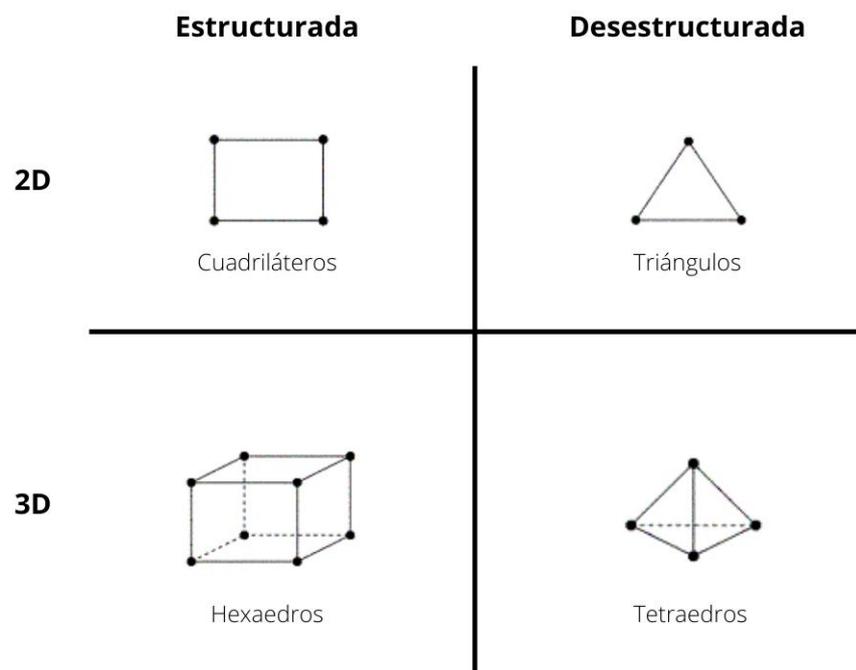


Figura 2.15. Tipos de elementos/volúmenes finitos.

La discretización de esta malla en volúmenes de control finitos se puede realizar con estos centrados en los vértices de los elementos (donde cada nodo de la malla es el centro de un volumen finito y sus contornos se obtienen conectando los centroides de cada elemento con los puntos medios de cada una de sus aristas) (Figura 2.16 a y b) o con los volúmenes finitos centrados en las celdas (donde cada volumen de control coincide con el elemento) (Figura 2.16 c y d).

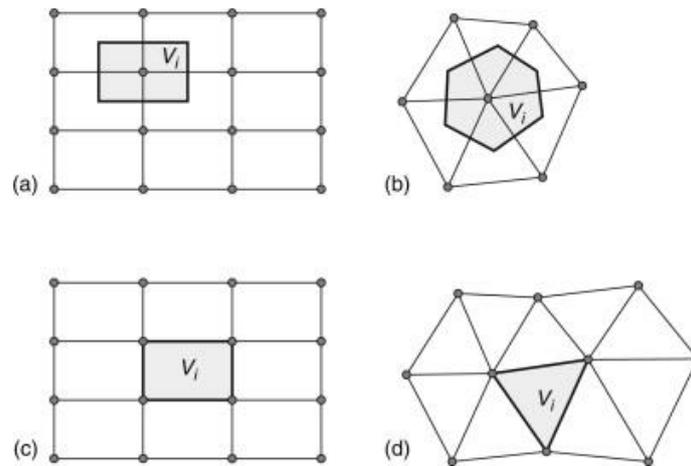


Figura 2.16. Volúmenes centrados en los vértices (a, b) o en las celdas (c, d) [16].

Se plantea tras esto un balance local (de las ecuaciones de conservación) en cada volumen, para después obtener a través del teorema de la divergencia una formulación integral de los flujos a través de sus contornos. Debido a que el flujo que entra en uno de estos volúmenes es igual al que sale de la celda adyacente, se dice que es un método localmente conservativo.

Este es el método de discretización el preferido en códigos CFD por su utilidad al evaluar ecuaciones de conservación o balances (como son las ecuaciones de Navier-Stokes), la posibilidad de ser utilizado para geometrías arbitrarias (utilizando tanto mallas estructuradas como desestructuradas) y por conducir generalmente a esquemas numéricos robustos. Así, es el método utilizado por el software de ANSYS empleado en este trabajo. [16]–[18]

2.3.5.- Tratamiento de turbulencia

La base de las soluciones en los códigos CFD son las ecuaciones de conservación de la masa y del momento (Navier-Stokes). Estas ecuaciones diferenciales en derivadas parciales solo pueden resolverse analíticamente para ciertos flujos de gran sencillez, por lo que para la solución problemas más complejos, como los que se suelen modelar mediante CFD, es necesario llevar a cabo una resolución aproximada de estas ecuaciones mediante métodos numéricos. Esto resulta relativamente sencillo en el caso de flujos no viscosos o de flujos laminares, pero en el caso de flujos turbulentos, como son la mayoría de los flujos con

interés industrial, se presenta un problema derivado de la limitación de recursos computacionales.

La turbulencia está caracterizada por magnitudes que fluctúan en el tiempo y el espacio y que se presentan en distintos órdenes de magnitud, apareciendo así turbulencias de gran escala, de escalas medianas y de pequeñas escalas. Aunque se puede realizar el cálculo de todo esto mediante la resolución directa de las ecuaciones de Navier-Stokes a todas las escalas y calculando todos los valores fluctuantes en función del tiempo —constituyendo esto los esquemas DNS o de *simulación numérica directa*—, este proceso consume una gran cantidad de recursos computacionales (números de celdas del orden de $Re^{9/4}$ y tiempos de CPU del orden de Re^3) y humanos (gran complejidad en la generación de mallas), y no es una alternativa viable para el estudio de flujos de interés industrial [19]. Para aplicaciones de ingeniería basta con considerar los efectos de la turbulencia de manera aproximada para observar su influencia en los valores medios del flujo, objetivo con el cual se han desarrollado diferentes tratamientos de la turbulencia.

En cuanto a estos métodos de tratamiento de la turbulencia aproximados, existen dos grupos principales: los esquemas LES (del inglés *Large Eddy Simulation*, lo que puede traducirse como *simulación de remolinos grandes*) y los modelos RANS (del inglés *Reynolds-Averaged Navier-Stokes equations* lo que puede traducirse como *ecuaciones de Navier-Stokes promediadas de Reynolds*); presentando los segundos un mayor empirismo y modelización que los primeros, que combinan resolución directa y modelización.

2.3.5.1.- LES

Los esquemas LES se fundamentan en el hecho de que las turbulencias de pequeña escala presentan un carácter más universal que las de gran escala, requiriendo también una mayor cantidad de recursos para su cálculo. Por ello, este modelo resuelve de manera directa las turbulencias de gran escala, aproximando las de escalas más pequeñas mediante modelos semi-empíricos. Aun así, esto consume una cantidad de recursos computacionales que hacen que no sea la mejor alternativa actualmente como herramienta para el estudio de flujos industriales.

2.3.5.2.- RANS

Los modelos más utilizados hoy en día en ingeniería son los RANS, los cuales están basados en la descomposición de las variables instantáneas de las ecuaciones de gobierno en sus valores medios y valores fluctuantes, lo que recibe el nombre de descomposición de Reynolds. Las variables descompuestas se insertan en las ecuaciones de Navier-Stokes y estas se promedian por tiempo o conjunto (time/ensemble averaging), obteniendo así las ecuaciones de Navier-Stokes para las variables medias. Estas ecuaciones son formalmente iguales a las de Navier-Stokes para variables instantáneas, aunque en ellas aparecen términos adicionales que representan los efectos de la turbulencia. Estos términos, llamados *tensiones de Reynolds*, han de ser modelados para poder resolver las ecuaciones y la manera de hacerlo da lugar a los distintos modelos de turbulencia RANS.

Las ventajas de este método son la posibilidad de usar mallas considerablemente más gruesas que en el caso de LES y que los resultados son valores medios del flujo en régimen permanente. Esto reduce considerablemente los recursos computacionales requeridos y es la razón por la que estos modelos son los más populares hoy en día. Con todo, también presentan ciertas desventajas, ya que los modelos de turbulencia se basan en ciertas suposiciones y empirismo, no permiten obtener información muy detallada sobre las estructuras turbulentas (por el proceso de promediado) y pueden no resolver con precisión ciertos tipos de flujos. Por ello es de gran importancia seleccionar el modelo RANS adecuado para el flujo que se pretende estudiar, ya que diferentes modelos funcionan mejor con diferentes tipos de problemas.

Los modelos RANS más utilizados se basan en la aproximación de Boussinesq, que pretende expresar la relación entre las tensiones de Reynolds y los gradientes de velocidad mediante un escalar llamado viscosidad turbulenta (eddy viscosity). Dependiendo del número de ecuaciones de transporte adicionales a las ecuaciones RANS que se utilicen, existen modelos de 0, 1, 2, 3 y 4 ecuaciones [19].

2.3.5.3.- k- ω SST

El modelo de turbulencia utilizado en las simulaciones del presente trabajo es el k- ω SST (del inglés Shear Stress Transport o transporte de las tensiones cortantes). Es un modelo

basado en el k- ω de Wilcox, el cual utiliza dos ecuaciones de transporte, una para la energía cinética turbulenta (k) y otra para tasa de disipación específica (ω), incorporando algunas modificaciones para mejorar sus puntos débiles [20].

El principal problema con el modelo original de Wilcox es su alta sensibilidad a las condiciones del flujo libre. El modelo k- ω BSL fue desarrollado para combinar la formulación precisa y robusta del modelo k- ω de Wilcox en las regiones cercanas a paredes con la independencia a las condiciones del flujo libre del modelo k- ϵ en las zonas lejanas. Para esto el modelo k- ϵ se transforma a una formulación del tipo k- ω y ambos modelos se combinan, multiplicándolos por una *función de mezcla* y sumándolos, de manera que esta función toma valor 1 en las zonas cercanas a paredes (lo que activa el modelo k- ω) y valor 0 en las zonas lejanas (lo que activa el modelo k- ϵ transformado).

El modelo k- ω SST incorpora las mejoras del modelo k- ω BSL, considerando adicionalmente el transporte de la tensión cortante turbulenta (turbulent shear stress) en la definición de la viscosidad turbulenta, lo cual mejora su comportamiento en flujos con gradientes de presión adversos y flujos alrededor de perfiles aerodinámicos, entre otros [21].

Por todas estas ventajas se ha seleccionado este modelo para realizar las simulaciones de este trabajo, considerando que resuelve la capa límite y predice la separación con bastante precisión en relación con otros modelos de turbulencia, características esenciales para el estudio de los generadores de vórtices.

2.3.6.- Resolución de problemas (funcionamiento del solver)

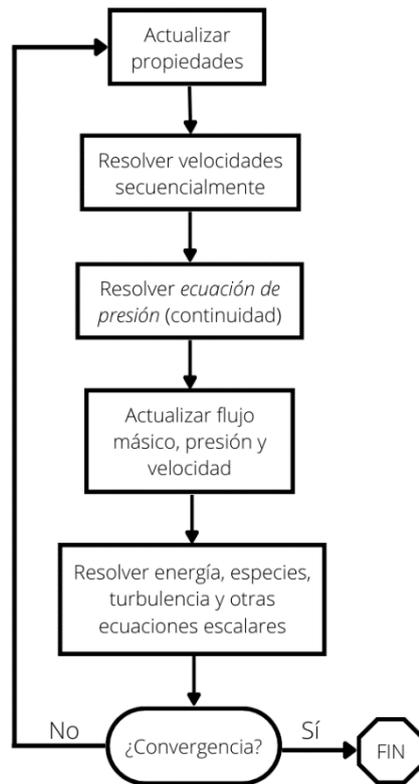
Para la resolución de las ecuaciones, el código CFD permiten elegir entre dos métodos numéricos (*solvers*), uno basado en la presión y el otro en la densidad. Originalmente, el solver basado en la presión fue concebido para uso en flujos incompresibles a baja velocidad, mientras que el basado en la densidad fue concebido para uso en flujos compresibles a alta velocidad, pero recientemente ambos han sido extendidos, reformulados y funcionan para una variedad de flujos, más allá de su propósito original.

Ambos métodos obtienen el campo de velocidades a partir de la ecuación de momento (2.2), difiriendo en la manera de obtener el campo de presiones (y de densidades, en el caso del solver basado en la densidad).

Por ser el problema aquí tratado de flujo incompresible ($Ma < 0.3$) a baja velocidad, el solver utilizado ha sido el basado en presión. Este método utiliza una *ecuación de presión* para calcular el campo de presiones a partir del campo de velocidades. Esta ecuación se deriva de las ecuaciones de continuidad y momento de manera que el campo de velocidades, corregido con la presión, satisface la ecuación de continuidad. Dado que las ecuaciones de gobierno son dependientes entre sí (acopladas) y no lineales, este es un proceso iterativo en el que se resuelven este conjunto de ecuaciones repetidamente hasta que la solución converge.

Dentro del solver basado en presión existen dos algoritmos de resolución, el desacoplado (o segregado) y el acoplado. El primero resuelve las ecuaciones de gobierno de cada variable de forma secuencial, *desacoplando* cada una de las demás, mientras que el segundo resuelve un sistema de ecuaciones compuesto por las ecuaciones de momento y la *ecuación de presión* (basada en la de continuidad), resolviendo luego el resto de ecuaciones de manera secuencial. La velocidad de convergencia del algoritmo acoplado es mayor ya que las ecuaciones de continuidad y momento (que conforman un sistema acoplado) se resuelven de manera conjunta, pero también supone un mayor uso memoria (entre 1.5 y 2 veces más que el desacoplado), ya que todo el sistema de ecuaciones de momento y presión ha de ser almacenado para resolver los campos de presión y velocidad (en lugar de una única ecuación de cada vez como en el método desacoplado). Los pasos que conforman ambos algoritmos se especifican en la Figura 2.17.

Algoritmo desacoplado



Algoritmo acoplado

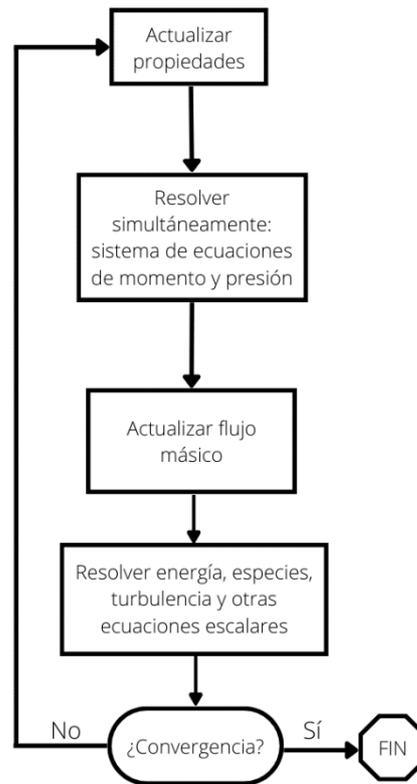


Figura 2.17. Algoritmos de resolución del solver basado en presión.

2.3.7.- Resolución de la capa límite turbulenta y parámetro y^+

Numerosos experimentos han demostrado que la capa límite turbulenta puede ser subdivididas en tres capas (Figura 2.18). En la capa más interna, llamada subcapa viscosa, el flujo es prácticamente laminar y los efectos de la viscosidad son dominantes. En la capa más externa, llamada región turbulenta o logarítmica, los efectos de la turbulencia son dominantes. En la capa intermedia, llamada región de transición, los efectos viscosos y de la turbulencia tienen la misma importancia.

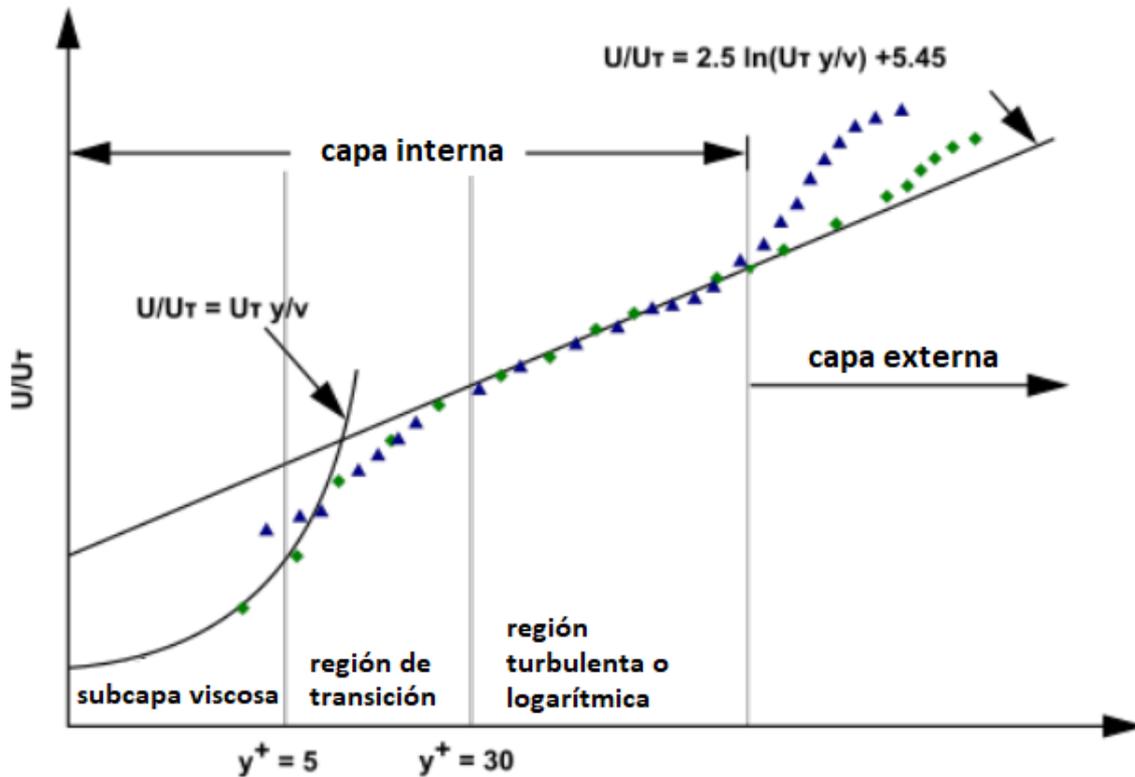


Figura 2.18. Zonas cercanas a la pared [21].

Para describir la distancia a la pared de manera adimensional se utiliza el parámetro y^+ (2.9) que, como se puede ver en la Figura 2.18, define los límites entre las diferentes capas. Así, para $y^+ < 5$ se estaría en la subcapa viscosa, para $y^+ > 30$ se estaría en la región turbulenta y entre los dos valores se encontraría la región de transición.

$$y^+ = \frac{y u_\tau}{\nu} \quad (2.10)$$

Donde y es la distancia absoluta a la pared, ν es la viscosidad cinemática y u_τ es la velocidad de fricción, que se define como $u_\tau = \sqrt{\frac{\tau_w}{\rho}}$, donde ρ es la densidad del fluido y τ_w es la tensión cortante en la pared.

La importancia de esto reside en que en los códigos CFD existen dos métodos resolver la zona cercana a las paredes.

Uno de ellos no resuelve las zonas afectadas por la viscosidad (subcapa viscosa y región de transición) sino que utiliza fórmulas semi-empíricas llamadas *funciones de pared* para modelar la presencia de la pared. El uso de estas funciones evita tener que modificar los modelos de turbulencia para considerar el efecto de las paredes, pero los resultados numéricos se deterioran si el valor del y^+ de la malla es menor a 15, recomendándose la utilización de valores de y^+ dentro de la capa turbulenta ($y^+ > 30$). Así todo, este método no proporciona resultados muy fiables cuando las condiciones del flujo se desvían de las condiciones ideales de estas funciones de pared, como por ejemplo en el caso de gradientes de presión grandes que causan separación de la capa límite. Por ello, no se utilizará este método en el presente trabajo.

En el otro método, los modelos de turbulencia se modifican para permitir que las zonas afectadas por la viscosidad se resuelvan con una malla hasta la pared, incluyendo la subcapa viscosa. Esto proporciona mejores resultados en general y, en particular, cuando existen gradientes de presión grandes y desprendimiento de la capa límite. El único inconveniente de este método es la necesidad de utilizar tamaños de malla bastante pequeños cerca de las paredes ($y^+ \approx 1$) y de tener una resolución de celdas suficiente en la capa límite (al menos 20 celdas), lo que aumenta el coste computacional en relación al uso de funciones de pared. Este es el método de resolución preferido para este trabajo, lo que se tendrá en cuenta en la generación de la malla. [21]

2.3.8.- Software utilizado

Las simulaciones de dinámica de fluidos computacional (CFD) se realizaron con el software comercial ANSYS. Concretamente, la edición de las geometrías se llevó a cabo utilizando Design Modeller, la creación de la malla usando Meshing y la resolución de los casos utilizando Fluent.

3. Metodología

3.1.- DESCRIPCIÓN DEL MODELO Y DEL DOMINIO COMPUTACIONAL

En la fase inicial de la creación del modelo se comenzó por seleccionar un perfil aerodinámico y dimensionar su cuerda. Se eligió el perfil NACA 4412 por ser asimétrico, ofreciendo una mayor capacidad de generación de sustentación que los de tipo simétrico, a la vez que común en la literatura científica, lo que facilita el trabajo de validación de los resultados obtenidos. La cuerda del mismo se dimensionó en 610 mm, aproximadamente igual a las 24 pulgadas de cuerda del perfil utilizado por Abbott et. al. [22] en sus experimentos en túnel de viento para el Comité Asesor Nacional para la Aeronáutica (NACA) de Estados Unidos.

Se optó inicialmente por elegir una configuración del perfil aerodinámico con un borde de salida afilado (acabado en un punto). La estructura de bloques originada a raíz de esta geometría presentaba problemas de divergencia en el cálculo para ángulos de ataque moderadamente elevados ($> 8^\circ$), derivados de la propagación de la altura de la capa límite aguas abajo del dominio, lo cual por el crecimiento horizontal de la malla al alejarse del modelo producía celdas con una relación de aspecto demasiado alta. Para solucionar esto se modificó la geometría del perfil implementando un borde de salida más grueso, con un espesor de 3 mm (Figura 3.1). Esto cambió la estructura de bloques de apoyo necesaria para la creación de la malla, eliminando la mencionada propagación de la altura de las celdas aguas abajo, solucionando así los problemas de cálculo.

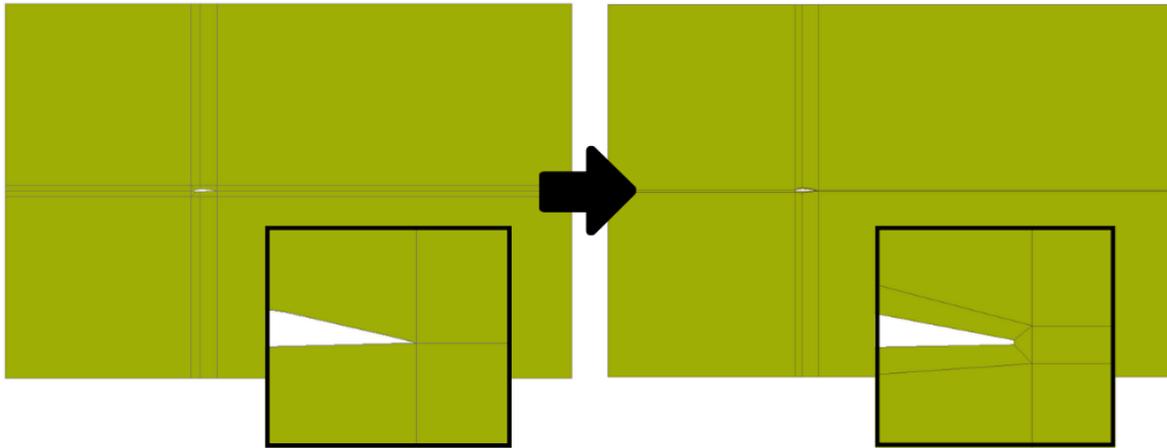


Figura 3.1. Cambio de borde de salida fino a grueso.

Tras la elección de la geometría del modelo, se creó un dominio computacional bidimensional alrededor mismo, utilizando como primera aproximación una topología tipo C, pero descartando finalmente esta idea en favor de una topología rectangular por su mejor comportamiento y para facilitar la posterior implementación de los GV (Figura 3.2).

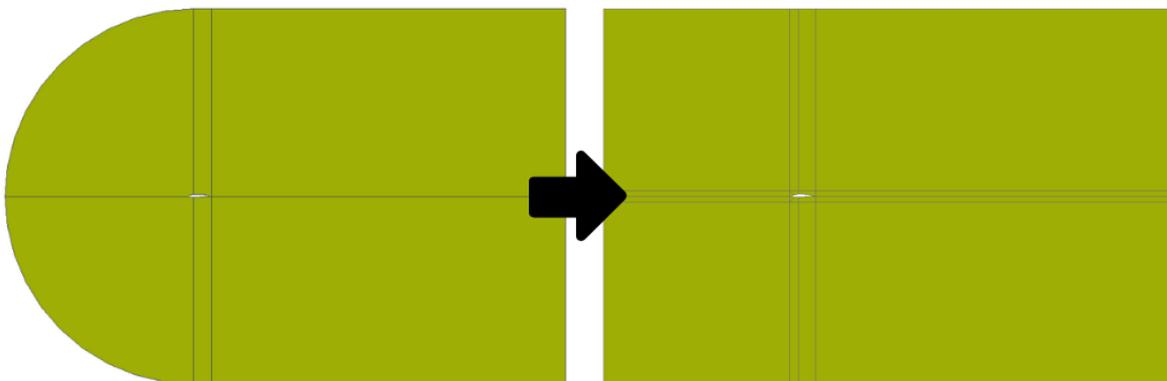


Figura 3.2. Cambio de topología C a rectangular.

El modelo se situó en el origen de coordenadas y, para el dominio computacional rectangular alrededor de este, se eligieron las siguientes dimensiones en función de la cuerda del perfil (c):

- Horizontal: $-8.2c \leq x \leq 16.4c$
- Vertical: $-8.2c \leq y \leq 8.2c$

Posteriormente se extruyó este dominio para convertirlo en tridimensional, añadiendo una dimensión z de 60 mm. Esta medida se adoptó para poder incorporar un par de GV con los parámetros dimensionales especificados en el apartado 3.3.

En la Figura 3.3 se puede observar el dominio computacional elegido finalmente para las simulaciones junto con su sistema de referencia.

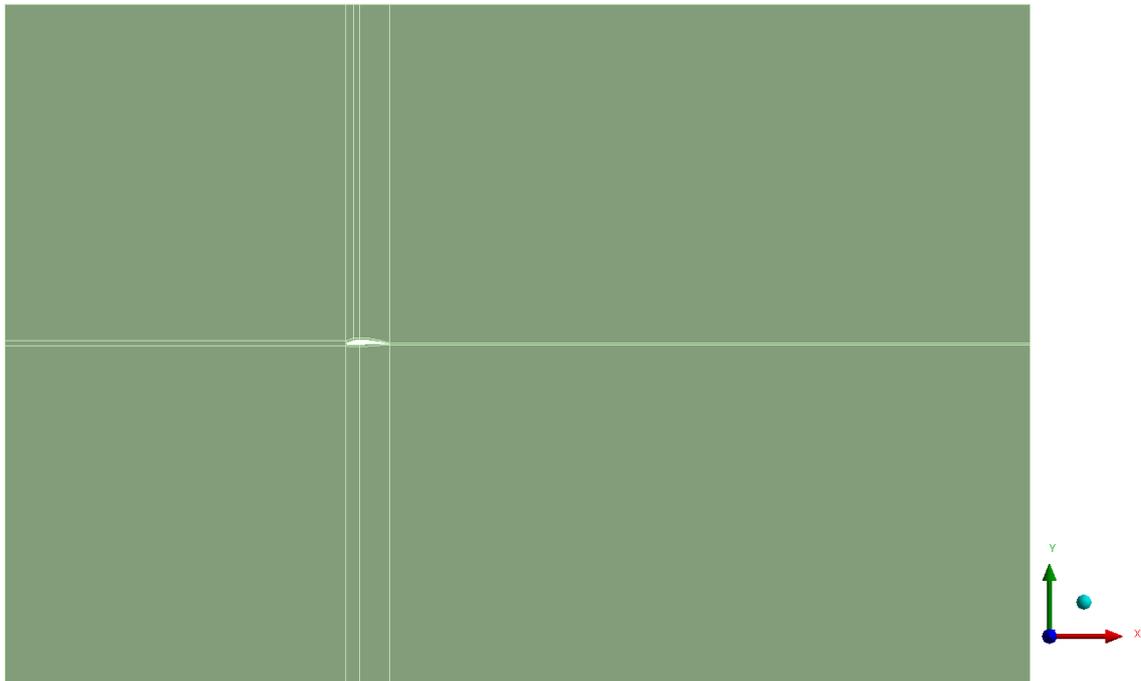


Figura 3.3. Dominio computacional bidimensional y sistema de referencia en la parte inferior derecha.

3.2.- ESTRATEGIA DE MALLADO

Tras la elección del dominio computacional, se dividió este en los distintos bloques de apoyo que iban a ser necesarios para la creación de una malla multibloque estructurada con celdas hexaédricas.

Se ha optado por una malla estructurada debido al mayor control que proporciona este método sobre el resultado final, posibilitando la obtención de una malla con un menor número de elementos y una mayor calidad. Este tipo de malla proporciona también una mayor eficiencia en el uso de los recursos computacionales, permitiendo tiempos de cálculo menores que una malla desestructurada con el mismo número de elementos. El

principal inconveniente de este tipo de malla es el aumento del tiempo requerido para el mallado, ya que es necesario subdividir el dominio en los diferentes bloques y cuidar que haya una continuidad en el tamaño de los elementos a través de las fronteras entre estos.

Las mallas fueron creadas con el objetivo de conseguir la mayor uniformidad y calidad de celdas posibles sin excederse demasiado en el número de elementos para no elevar excesivamente el coste computacional. Durante todo el proceso y para cada topología diferente que se ensayó, se crearon sucesivas versiones de la malla hasta que esta satisfacía la inspección visual y presentaba unos parámetros de calidad correctos, para luego simularla y observar si los resultados eran satisfactorios. Se buscó primeramente la convergencia del estudio (condición indispensable), a la vez que estabilidad en el cálculo y adherencia a los resultados experimentales publicados en la literatura. Si no se conseguían estos requisitos se regresaba a la edición de la malla, repitiendo este proceso hasta lograr los objetivos.

Como se ha mencionado anteriormente, se comenzó trabajando sobre un dominio 2D debido a la inherente bidimensionalidad que presenta el flujo sobre un perfil aerodinámico semi-infinito, como el que es sujeto de este estudio. El objetivo de esta simplificación es reducir el coste computacional y los tiempos de cálculo en los estudios previos a la implementación de los GV, ya que el flujo puede considerarse bidimensional sin la presencia de estos.

La malla 2D creada presenta un crecimiento continuo en las direcciones x e y alejándose del modelo (Figura 3.4) y una zona de mayor refinamiento alrededor de la superficie del perfil aerodinámico para capturar adecuadamente la capa límite (Figura 3.5), seleccionando un tamaño de la primera celda alrededor del perfil que permita obtener el valor deseado del parámetro y^+ en toda su superficie. En este caso, se utilizará un valor de y^+ que permita resolver la capa límite turbulenta hasta la subcapa viscosa sin utilizar funciones de pared ($y^+ < 5$).

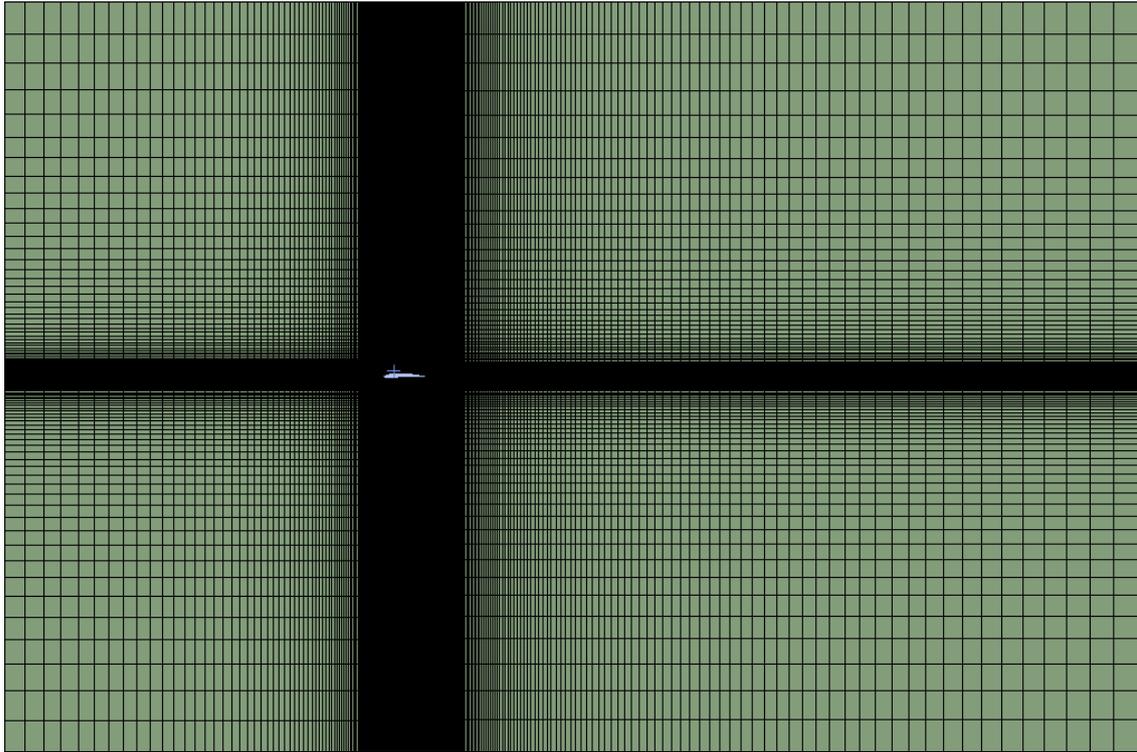


Figura 3.4. Resultado final de la malla estructurada.

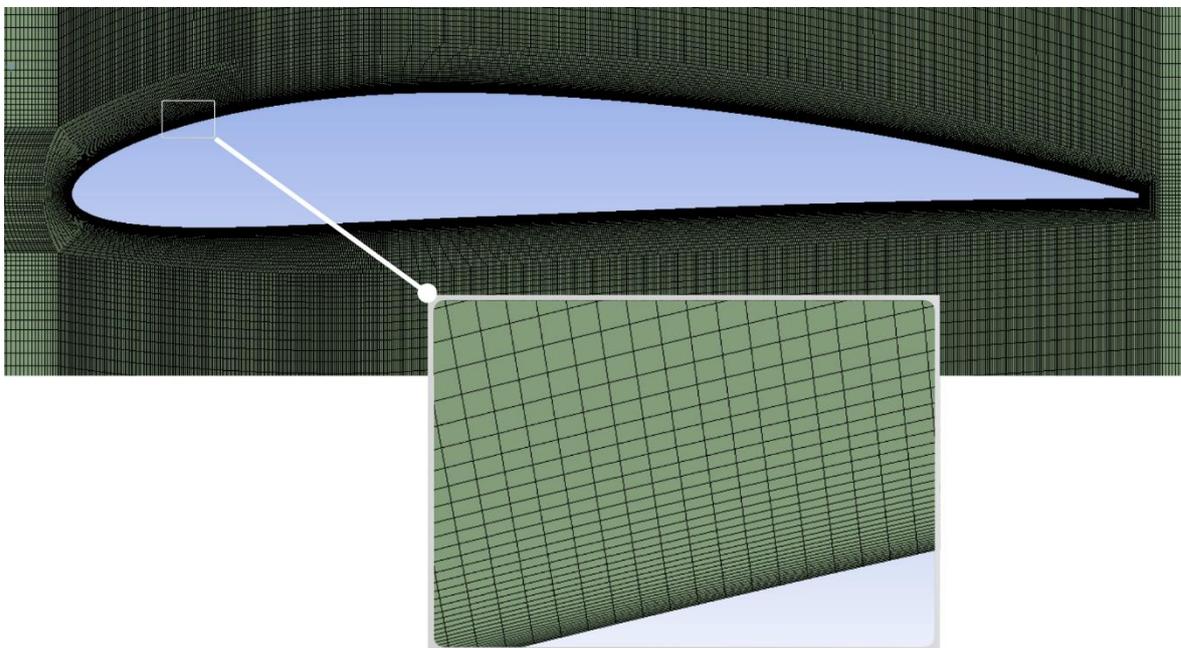


Figura 3.5. Detalle de la zona de refinamiento alrededor de la capa límite.

Para alojar los GV se creó un bloque “intercambiable”, de manera que solo sea necesario volver a mallar este para modificar los parámetros de los GV (Figura 3.6).

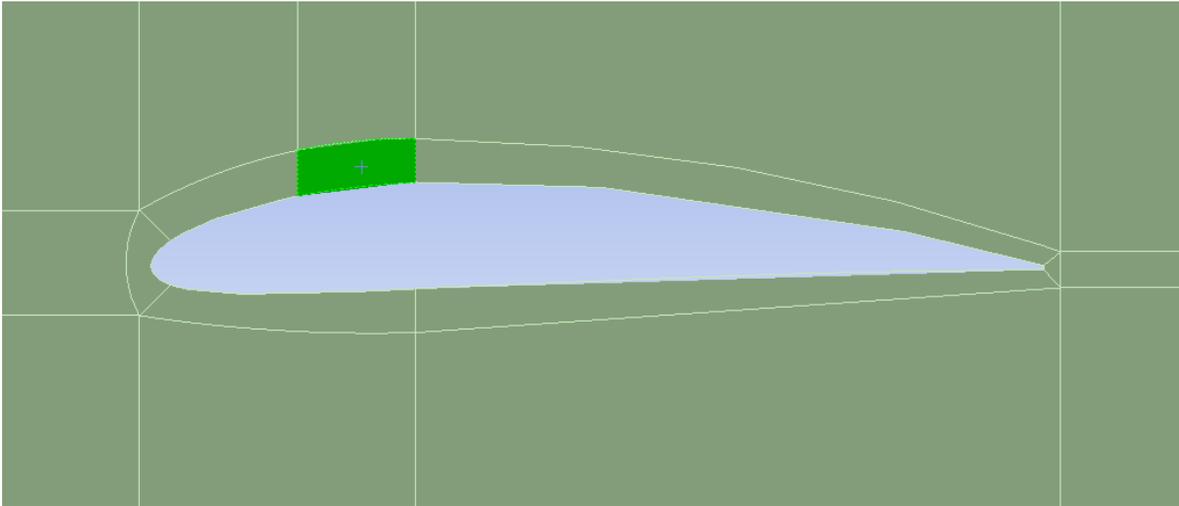


Figura 3.6. Bloque "intercambiable" donde irán alojados los GV (resaltado en verde).

Finalmente se extruyó la malla bidimensional obtenida en la dirección z de manera uniforme (sin crecimiento), resultando esto en un dominio tridimensional con un ala semi-infinita (Figura 3.7), posibilitando la implementación de los GV.

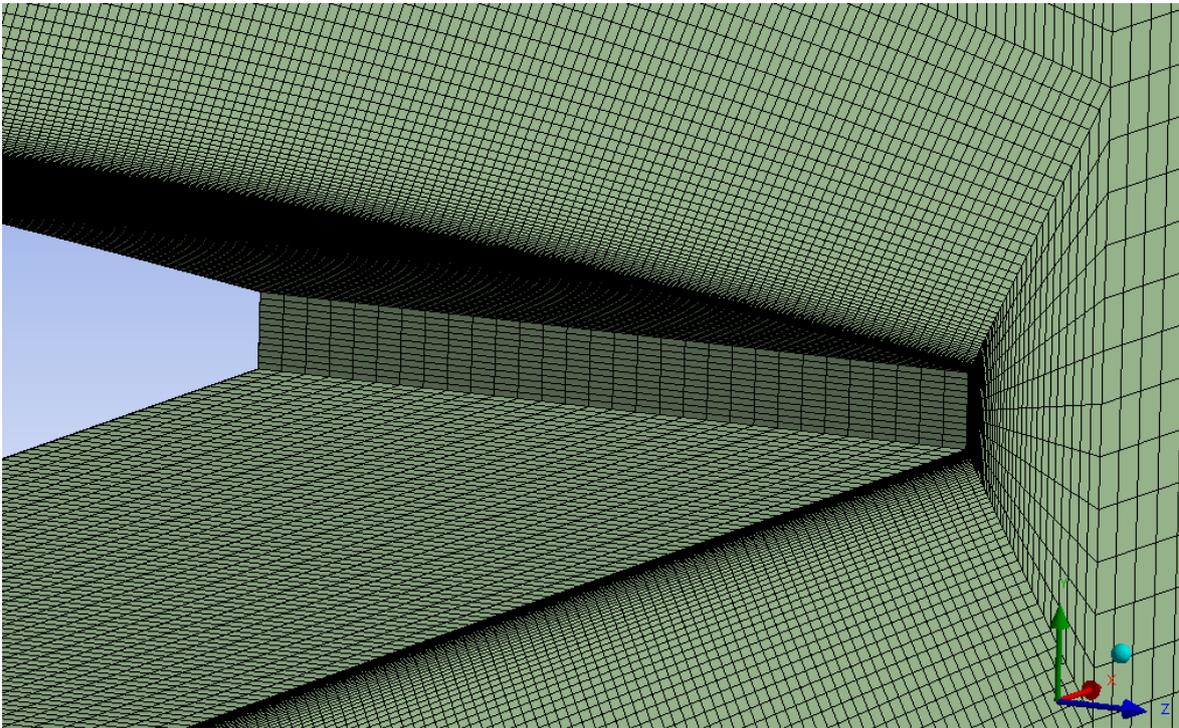


Figura 3.7. Extrusión uniforme de la malla en la dirección z .

El mallado del bloque de los GV se explica en detalle en el apartado 3.3.

3.3.- EL BLOQUE DE LOS GV

Tras la creación de la malla bidimensional alrededor del perfil aerodinámico y la realización de los dos estudios previos (verificación y sensibilidad de malla) expuestos en el capítulo 4, se procedió a la extrusión de la malla para conseguir un dominio tridimensional, eliminando de esta el bloque mostrado en la Figura 3.6, que es sustituido en cada caso con el bloque *intercambiable* que contiene los GV. Con esta configuración, en cada caso de estudio se importan en Fluent por separado la malla que contiene todo el dominio menos el bloque de los GV y el bloque que contiene los GV, comunicándolas entre sí mediante interfaces.

Debido al uso de la condición de periodicidad aplicada según se muestra en la Figura 3.12, en el bloque de los GV se ha implementado una *unidad básica* de GV, la cual se repetiría a lo largo de la envergadura del ala. Esta unidad básica (Figura 3.8) está constituida por dos GV que producen vórtices que giran en sentidos opuestos, siendo esta la configuración más habitual ya que se ha demostrado que es la más efectiva para prevenir la separación [23].

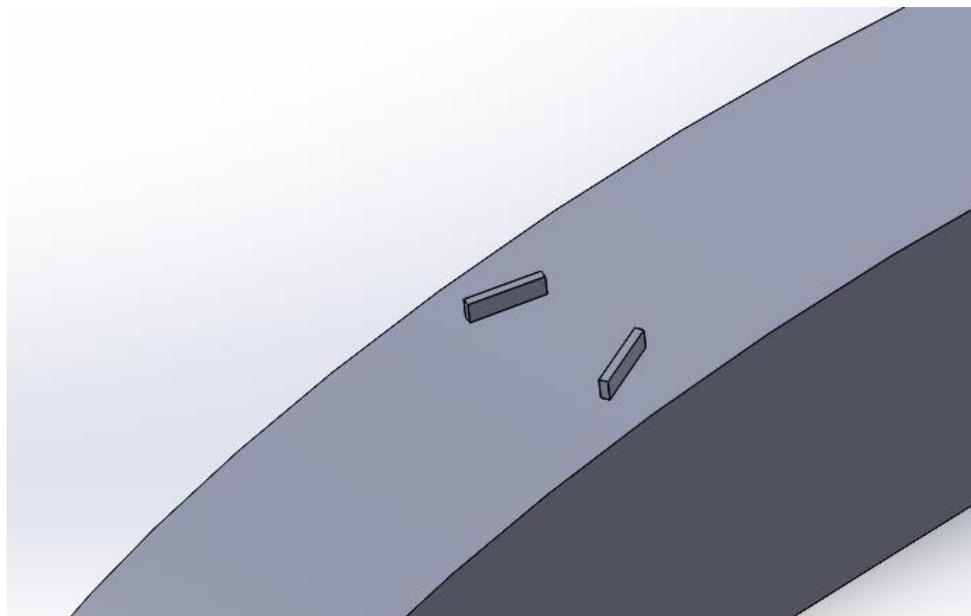


Figura 3.8. La unidad básica de GV

En cuanto a los parámetros que influyen en el comportamiento de los GV, los más importantes son la forma de los mismos, la distancia del borde de ataque a la que se sitúan, su altura y relación de aspecto, la separación entre los GV de una unidad básica así como la separación entre estas unidades y el ángulo con el que inciden en la corriente de aire. El

último es sujeto de estudio en este trabajo mientras que los demás parámetros han sido dimensionados basándose en la literatura científica.

- La forma: el tipo de GV seleccionado para la realización de este estudio ha sido el rectangular. Se ha elegido este por proporcionar buenos resultados en comparación con otras formas [24] y por ser relativamente sencillos de mallar utilizando una malla estructurada en tridimensional.
- Distancia del borde de ataque: determina el punto en el que se generan los vórtices y tiene influencia en su comportamiento aguas abajo. Se ha elegido situar los GV a una distancia del borde de ataque del perfil igual al 20% de la cuerda, ya que alrededor de esta distancia se consiguen los mejores resultados [15], [23], [25].
- Altura y relación de aspecto: determina el tamaño del vórtice que se genera y como afecta a la capa límite. Los GV se suelen situar a una altura similar a la de la capa límite local, aunque también se han estudiado GV de una altura menor, llamados de bajo perfil [23], [26]. Para este estudio la altura (h) elegida para los GV fue de 5 mm, con una longitud (l) de 17 mm y un espesor (e) de 2 mm por proporcionar estas dimensiones buenos resultados [13], [27].
- La separación: la separación entre los GV en una unidad básica (s), así como la separación entre estas unidades (d) son otros dos parámetros a considerar. Si los GV se encuentran demasiado próximos, los vórtices generados interactuarán entre sí generalmente de manera destructiva reduciendo la efectividad de los mismos. Por contrapartida, si se encuentran demasiado lejos, habrá zonas del perfil que no estén afectadas por estos vórtices y no se reducirá el desprendimiento localmente en estas zonas [13], [23]. La separación seleccionada entonces ha sido de 5h (25mm) entre dos GV de una unidad básica y de 7h (35mm) entre dos unidades básicas, por proporcionar estas dimensiones los mejores resultados [13].
- El ángulo de incidencia (β): para generar vórtices, los GV han de estar colocados con un cierto ángulo de incidencia con respecto a la corriente de aire. La influencia de este parámetro se ha estudiado en este trabajo, variándose el mismo entre los 10° y los 30° .

Todas las dimensiones especificadas se pueden ver en la Figura 3.9.

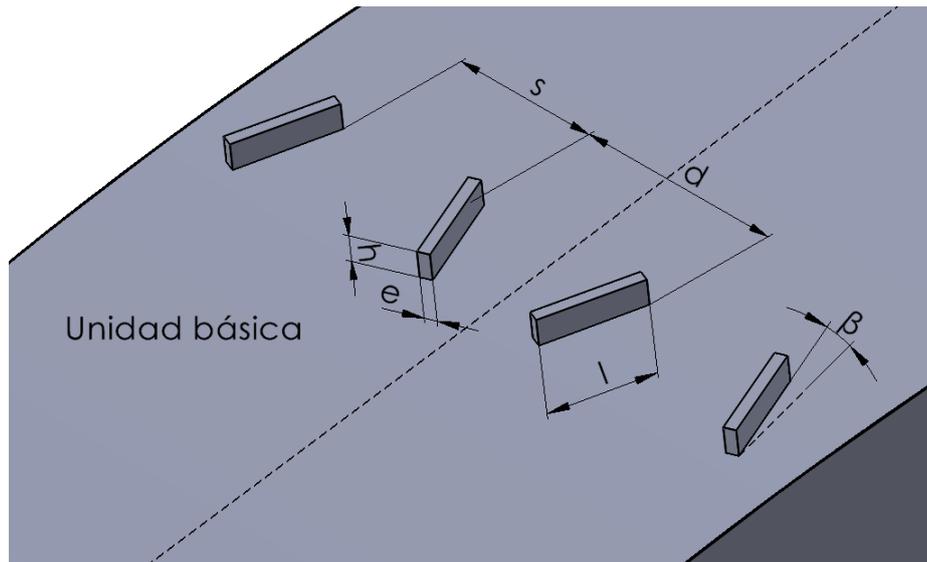


Figura 3.9. Dimensiones de los GV (unidades básicas divididas por una línea discontinua).

El bloque de los GV se ha mallado utilizando una malla estructurada, al igual que se había hecho para el resto del dominio. Para poder llevar a cabo esto en Ansys Meshing ha sido necesario primero la división del mismo en bloques, para luego mallar cada uno de estos y obtener así la malla completa. Al ser considerados estos bloques como sólidos independientes por el programa, también se han conectado entre sí mediante interfaces al importarlos a Fluent, si bien esto es un proceso automático y no requiere de la creación manual de estas interfaces como sí se ha de hacer para conectar el bloque de los GV al resto del dominio.

La distribución de estos bloques de apoyo puede verse en la Figura 3.10. Esta estructura es lo suficientemente sencilla como para poder ser dividida y mallada *a mano* (sin funciones del software que asistan en el proceso de mallado de entidades tridimensionales), proporcionando a la vez un buen control sobre la malla final y una buena uniformidad de la misma.

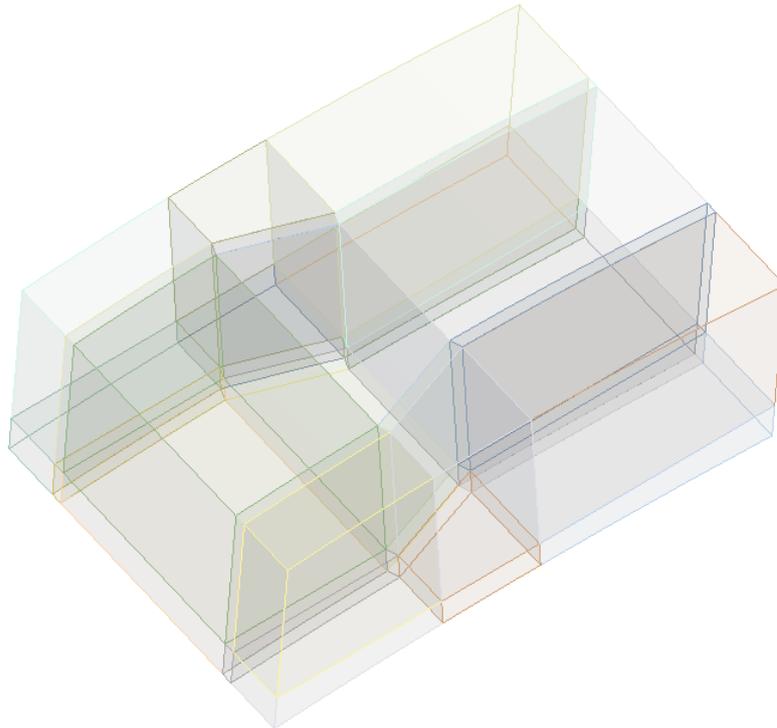


Figura 3.10. Estructura de bloques de apoyo en el bloque de los GV.

La malla obtenida se puede ver en la Figura 3.11. En la realización de la misma se ha mantenido el crecimiento en la dirección y , que estaba presente en el resto del dominio, y se ha incluido también un crecimiento en la dirección z alejándose de los GV. Esto se ha hecho para simular una capa límite, aunque este crecimiento está limitado por la necesidad de utilizar interfaces para conectar ambas mallas, ya que se ha observado, tras realizar pruebas, que estas no funcionan bien si el ratio de celdas entre ambos lados de la misma es mayor de 4 a 1, esto es, 4 celdas en un lado de la interfaz enfrentadas a una celda en el otro lado. Por esta razón no se ha utilizado crecimiento de la malla en el resto de direcciones, ya que la importancia de la capa límite en esas paredes de los GV es menor y la inclusión de este crecimiento causaría mayor cantidad de problemas que el beneficio que se podría obtener en los resultados finales.

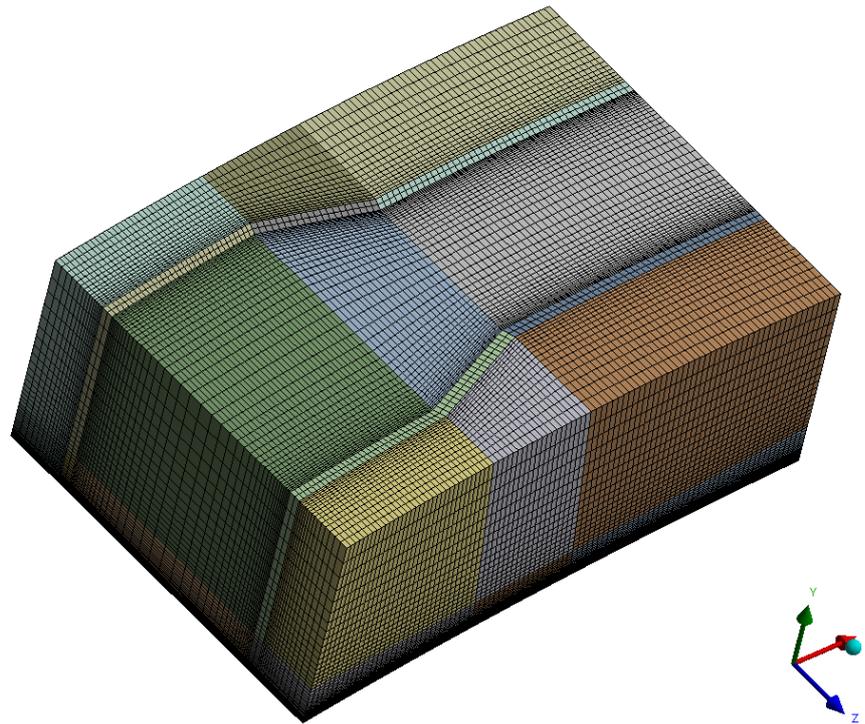


Figura 3.11. Malla del bloque de los GV.

3.4.- CONDICIONES DE CONTORNO

Tras haber finalizado el proceso de mallado, la malla generada se traslada a Fluent, donde se han de definir las condiciones de contorno del problema para su resolución. Estas se aplican a las fronteras del dominio computacional y son de diferentes tipos:

- Velocity-inlet: se aplica a las caras del dominio computacional por donde *entra* el fluido a este con una determinada velocidad (magnitud y dirección). Esta condición se ha aplicado a las tres caras que aparecen señaladas con flechas azules en la Figura 3.13, permitiendo esta configuración la variación del ángulo de ataque del perfil sin la necesidad de moverlo, cambiando únicamente las componentes de la velocidad en el inlet. La magnitud de la velocidad fue común para todas las simulaciones realizadas, siendo esta de 75 m/s. La dirección se varió para las diferentes simulaciones de validación del modelo de manera que el ángulo de ataque del perfil variara entre 0º y 18º. Para la realización de las simulaciones realizadas variando el ángulo de incidencia de los GV se seleccionó un AoA del perfil de 18º ya que, teniendo en cuenta las limitaciones del modelo mencionadas en el

apartado 4.2, se determinó que para este ángulo el flujo se encontraba mayormente separado y los efectos de los GV serían más evidentes. Para el estudio del efecto de los GV en todo el rango de ángulos de ataque de funcionamiento del perfil se varió la dirección del flujo entre 0° y 21° .

- Pressure-outlet: se aplica a las caras del dominio computacional por donde el fluido *sale* de este, estableciendo para ello en estas caras una determinada presión del fluido. Esta condición se ha aplicado a la cara de la que salen flechas rojas en la Figura 3.13 y se ha establecido una presión relativa de 0 Pa (presión atmosférica).
- Pared: se utiliza generalmente a las superficies del modelo a estudiar o en general allá donde exista una interfase física entre el fluido y un sólido. Se pueden establecer diferentes características de esta pared, como su movimiento (si existiera) o el comportamiento del fluido en esta superficie (no deslizamiento o un valor de tensión de cortadura específico). Esta condición se ha aplicado a las superficies del ala y de los GV, estableciéndolas como paredes estacionarias con condición de no deslizamiento.
- Periodicidad: esta condición se utiliza en modelos en los cuales una cierta unidad básica geométrica (en este caso la unidad básica de GV de las Figura 3.8 Figura 3.9) y el patrón de flujo esperado se repiten de forma periódica, con el objetivo de reducir el tamaño del dominio computacional y los tiempos de cálculo asociados, eliminando la necesidad de simular una geometría más grande en la que esta unidad se repita varias veces. Se aplica a caras por parejas y funciona de manera que una de estas caras se establece como *vecina* de las celdas adyacentes a la otra cara, conectándose así ambas de forma que los valores de las variables del flujo (presión, velocidad, etc.) que *atravesan* una afectan a la otra (y viceversa). Así, al calcular el flujo a través de una cara periódica adyacente a una celda, se utilizan las condiciones de la celda adyacente a la cara periódica opuesta [21]. Debido a este funcionamiento, las dos caras que forman la condición de periodicidad han de ser iguales, requiriéndose exactamente la misma distribución de celdas en ambas para posibilitar el cálculo, lo que en este caso no presenta ningún problema al haber utilizado una malla bidimensional extruida en la dirección perpendicular a estas

caras periódicas. Esta condición se ha aplicado a la cara que aparece en la Figura 3.12 siendo su pareja la cara paralela a esta en el otro extremo del dominio.

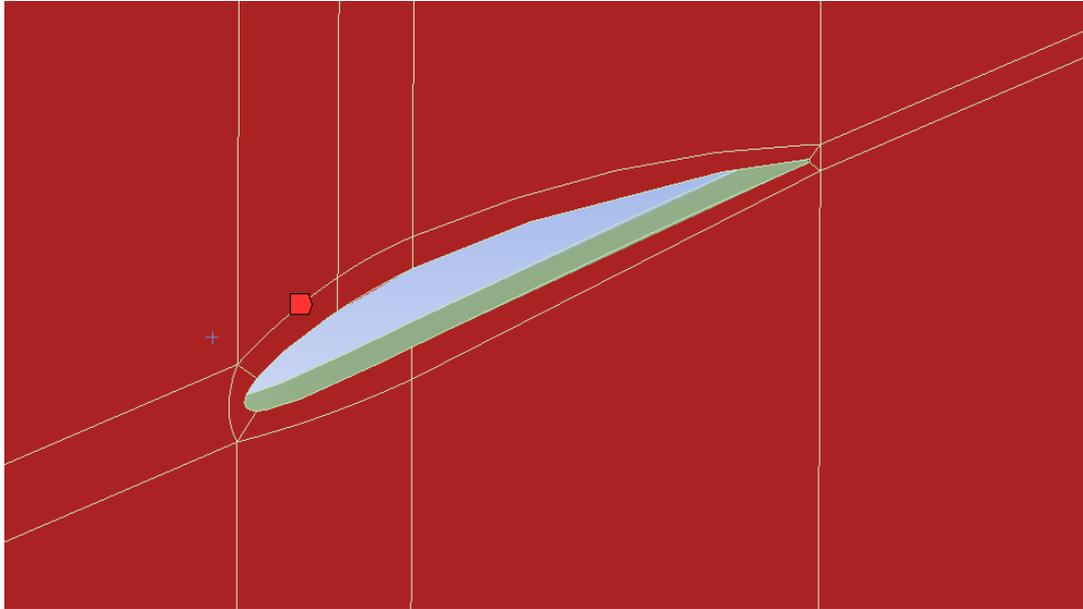


Figura 3.12. Cara lateral en que se aplica la condición de periodicidad (también a la cara paralela a esta en el otro extremo del dominio).

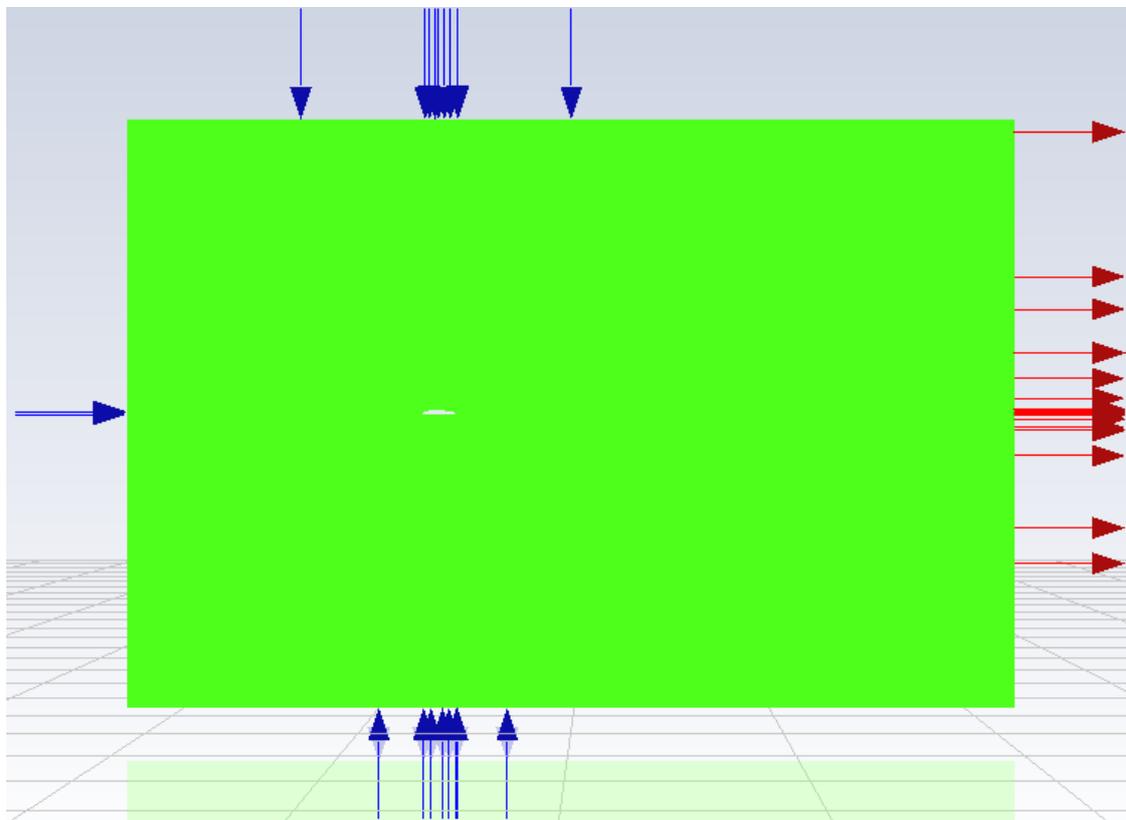


Figura 3.13. Condiciones de contorno: velocity-inlet y pressure-outlet.

3.5.- CRITERIOS DE CONVERGENCIA DE LA SOLUCIÓN

Para establecer la convergencia de la solución se han utilizado los siguientes criterios:

- Convergencia de los residuos: la diferencia entre los resultados de iteraciones sucesivas toma valores numéricos bajos (varios órdenes de magnitud por debajo de la unidad) y se estabiliza (adquiere el mismo valor para iteraciones sucesivas).
- Estabilidad de la solución: los residuos y otros valores adquieren un valor constante para iteraciones sucesivas y no presentan oscilaciones.
- Convergencia de otras variables: parámetros como el Cl o el Cd se estabilizan tomando el mismo valor para iteraciones sucesivas.
- Balance global de masa: el flujo másico de fluido que entra en el dominio computacional es el mismo que el que sale.

4. Estudios previos

Antes de comenzar con las simulaciones de los diferentes casos de estudio, es necesario realizar dos estudios previos sobre la malla generada. El primero es un análisis de sensibilidad de malla, para valorar el tamaño (número de celdas) a elegir. El segundo consiste en la validación de los resultados obtenidos a través de datos experimentales de publicaciones científicas.

4.1.- ANÁLISIS DE SENSIBILIDAD DE MALLA

El análisis de sensibilidad de malla, también llamado análisis de independencia de malla, es un estudio que se realiza con el objeto de determinar el efecto que pudiera tener el refinamiento de la malla en los resultados finales. Por lo general, reducir el tamaño de las celdas aumentará la precisión de los resultados, ya que se incrementa el número de puntos en los que se resuelven las ecuaciones, reduciendo el efecto de las aproximaciones que se realizan para conocer los valores de las distintas variables entre estos puntos. Sin embargo, aumentar el número de celdas aumenta el coste computacional, incrementando los tiempos de cálculo y los requerimientos de memoria. El análisis de sensibilidad de malla se realiza para encontrar un compromiso entre estos dos factores, de manera que los resultados sean lo suficientemente precisos sin aumentar excesivamente el coste computacional.

Para realizar este estudio se suele elegir un parámetro de referencia para estudiar su variación con los diferentes tamaños de malla, que en este caso será el Cl a un AoA del perfil de 0°. Se comienza creando una malla con las celdas de un tamaño grande, simulando este modelo para ver sus resultados. Tras esto, se van creando y simulando sucesivas mallas, reduciendo cada vez más el tamaño de las celdas hasta que el parámetro de referencia no varía de forma significativa entre dos sucesivas iteraciones de este proceso. Se seleccionará entonces como malla para realizar los estudios la de tamaño de celda inmediatamente superior a la más fina que se haya estudiado. En el caso de que esta malla contenga un número de elementos demasiado elevado para los recursos disponibles, se elegirá una malla de tamaño medio, de modo que la que la variación del parámetro de

referencia de esta con respecto a la de tamaño de celda inmediatamente inferior sea suficientemente baja.

En la Figura 4.1 se pueden ver los resultados del análisis de sensibilidad de malla realizado para este trabajo. La malla se ha ido modificando en función del parámetro adimensional y^+ , que está relacionado con la altura de la primera capa de celdas alrededor del modelo. El tamaño global de la malla se ha establecido de manera proporcional a este parámetro para conseguir uniformidad en el tamaño de las celdas. Se puede observar las mallas entre las que no se produce apenas variación en el CI son las de tamaño *fino* y *muy fino*. En este caso, se ha considerado que la malla de tamaño *fino* contenía un número de elementos demasiado elevado al extruir la malla en 3D (8,7 millones de elementos) por lo que se ha elegido el tamaño *medio* (6,2 millones de elementos en 3D), habiendo entre este tamaño y el tamaño *fino* una diferencia en el CI del 0,2% para una diferencia en el número de elementos del 40%.

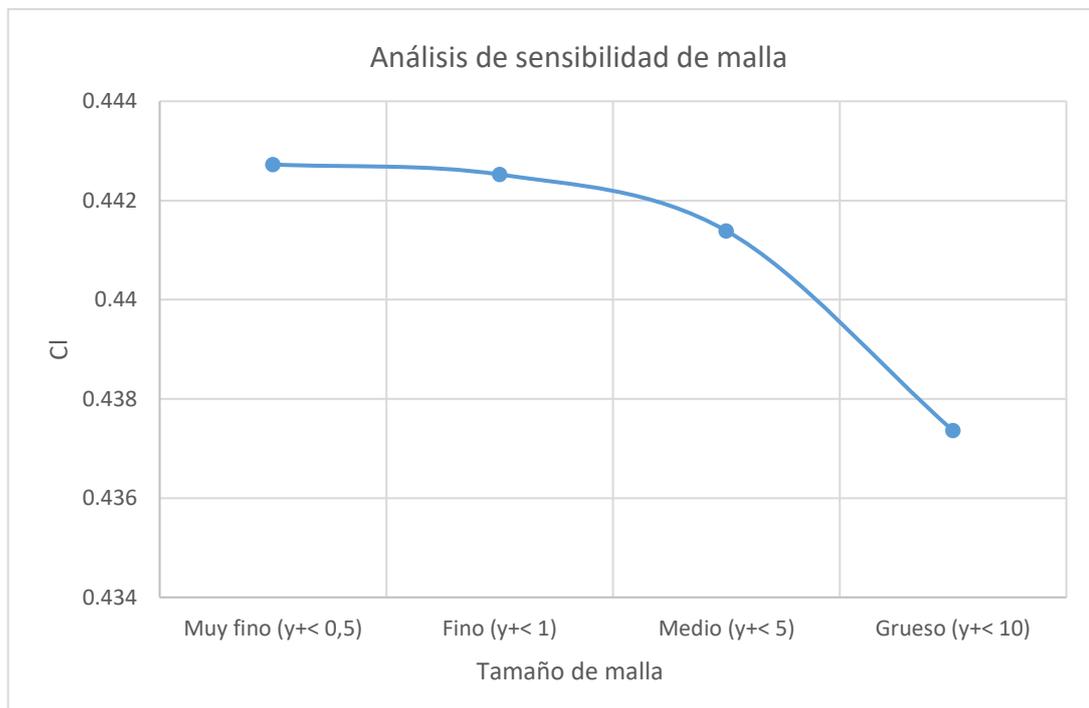


Figura 4.1. Análisis de sensibilidad de malla.

4.2.- VALIDACIÓN DE LOS RESULTADOS

Para asegurarse de que la malla creada representa de manera fidedigna los fenómenos naturales que se quieren simular es necesario llevar a cabo una validación de la misma, comparando los resultados obtenidos con experimentos publicados en la literatura científica. En este caso esos experimentos serían estudios del perfil NACA 4412 en un túnel de viento.

El material de referencia que se ha usado para esta verificación ha sido el informe del Comité Asesor Nacional para la Aeronáutica (NACA) de Estados Unidos titulado Summary of Airfoil data [22]. Los resultados que aparecen en este informe son de estudios llevados a cabo en el túnel de viento bidimensional de baja turbulencia de Langley, para los que se usaron modelos de distintos perfiles aerodinámicos semi-infinitos. En concreto, para el estudio del perfil NACA 4412, se utilizó un modelo con una cuerda de 24 pulgadas (unos 610 mm), medida que fue replicada para la realización de las simulaciones en este trabajo. Los resultados se presentan para distintos valores del número de Reynolds, habiéndose utilizado en este estudio el más bajo de los publicados, de $Re = 3 \times 10^6$.

Los resultados se presentan en la Figura 4.2. Se puede observar que los resultados obtenidos se desvían un poco de los resultados experimentales, sobre todo en ángulos de ataque próximos a la separación. Esto puede ser debido a numerosos factores como las limitaciones del modelo de turbulencia elegido (acentuadas para simulaciones bidimensionales), la imposibilidad de replicar de forma exacta las condiciones de en las que se llevaron a cabo los experimentos o la dificultad de conseguir una malla totalmente uniforme.

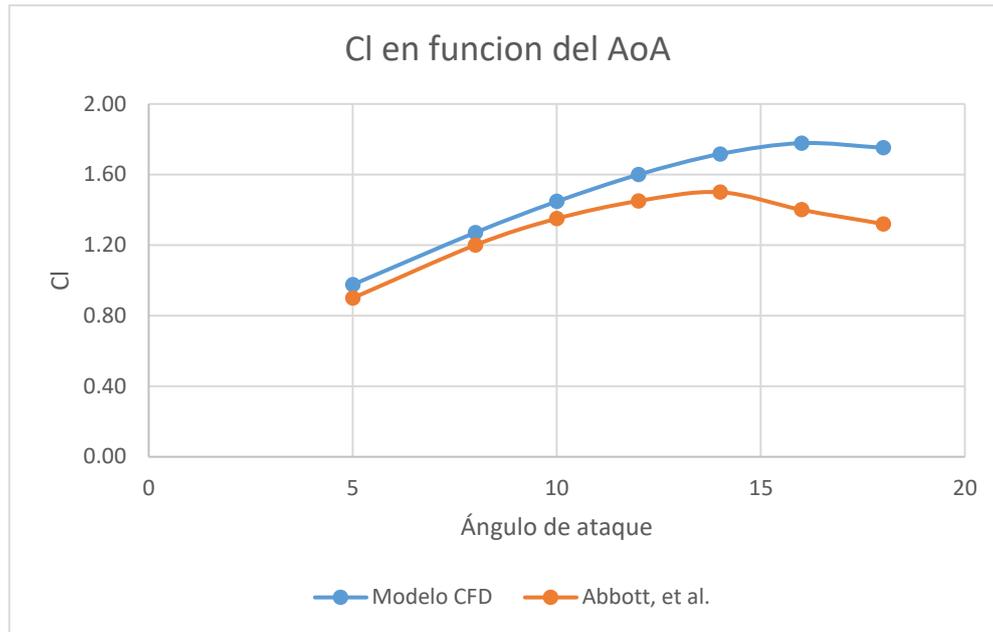


Figura 4.2. Validación con datos experimentales.

A la vista de estos resultados se podría enunciar que las formas de ambas curvas son similares, si bien la obtenida en el presente estudio presenta una zona lineal de crecimiento del Cl con el AoA más larga y el punto máximo desplazado hacia la izquierda. Esto nos indicaría que el modelo utilizado para las simulaciones subestima la separación de la capa límite, estimando que esta se produce más tarde (entendido esto como a mayores AoA) que en los experimentos en el túnel de viento. Esto será tenido en cuenta en el resto de la realización de este trabajo.

En el informe utilizado de referencia para este estudio, el viene en función del Cl y solo hasta valores Cl= 1.4, que está lejos de los valores máximos que se obtienen en este trabajo. Por esa razón se ha decidido realizar únicamente la validación de los resultados en función al Cl, excluyendo el Cd.

5. Resultados y discusión

5.1.- EFECTO DEL ÁNGULO DE INCIDENCIA DE LOS GV

Para el primer estudio, se ha fijado el ángulo de ataque del perfil para variar el ángulo de incidencia de los GV. Se ha elegido un ángulo de ataque de 18° debido a que, en el modelo simulado, este ángulo es mayor que aquel para el que se produce el máximo coeficiente de sustentación y la separación de la capa límite es ya bastante pronunciada, por lo que se entiende que los efectos de los GV serán bastante evidentes. El ángulo de incidencia (β) de los GV se ha variado entre 10° y 30° .

5.1.1.- Control sin GV

Se ha realizado una simulación del perfil a un ángulo de ataque de 18 grados que sirve de control. Los valores de coeficiente de sustentación (Cl) y de coeficiente de arrastre (Cd) obtenidos se muestran en la Tabla 5.1.

Tabla 5.1. Resultados perfil sin GV, AoA 18° .

	Perfil AoA 18°
Cd	0.0590
Cl	1.7378

La Figura 5.1 muestra los contornos de velocidad para un plano xy del ala sin GV (todos los planos xy son iguales en este caso por la bidimensionalidad del flujo en ausencia de los GV). Se puede observar que el flujo se encuentra desprendido para este ángulo de ataque en más de la mitad de su cuerda. Como se ha comentado anteriormente, esto lleva asociado una gran cantidad de pérdida de energía en el flujo, lo que se puede apreciar en la caída en la presión total del fluido (magnitud directamente relacionada con la energía del flujo) en la estela de separación de la Figura 5.2.

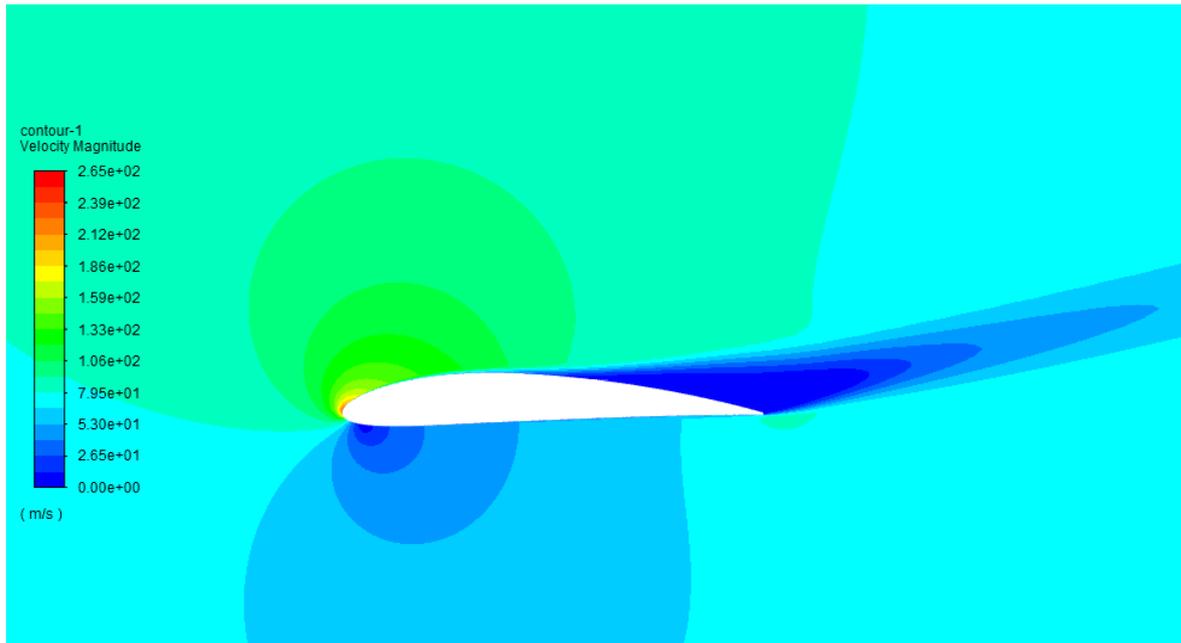


Figura 5.1 Contornos de velocidad, perfil sin GV, AoA 18°.

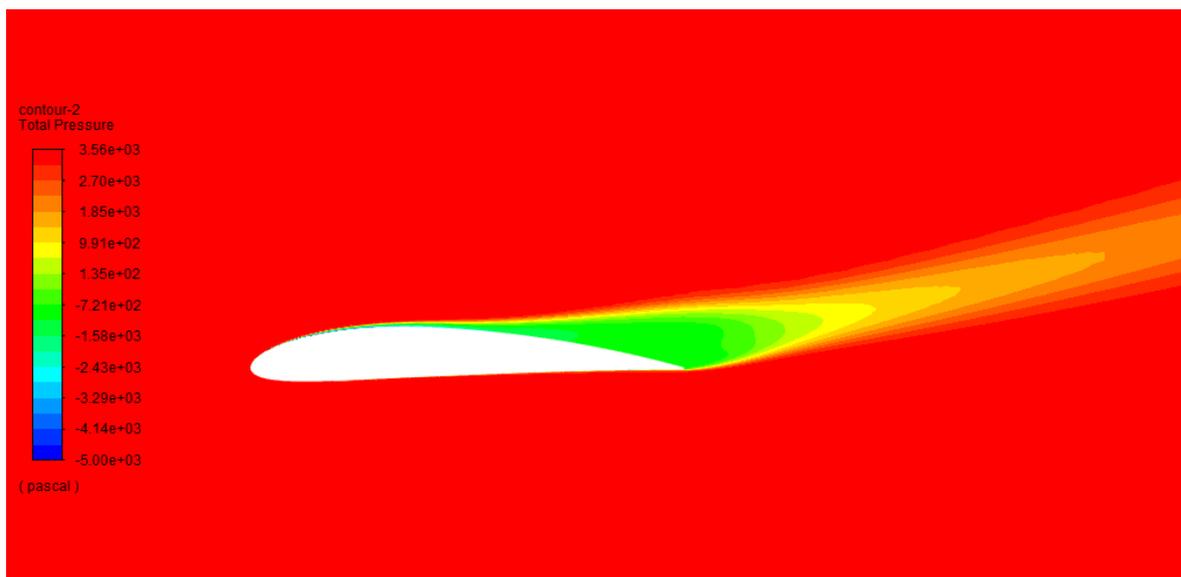


Figura 5.2. Contornos de presión total, perfil sin GV, AoA 18°.

Todos los contornos se han representado en un plano xy situado en la mitad de la envergadura del ala, aunque para este caso sin GV todos planos xy presentan contornos iguales.

5.1.2.- Efecto de los GV y su ángulo de incidencia

Los resultados de las simulaciones con los GV implementados en el perfil, variando su ángulo de incidencia entre 10º y 30º pueden observarse en la Tabla 5.2. En ella se muestran los valores de coeficiente de arrastre (Cd), coeficiente de sustentación (Cl) y eficiencia (definida como $\frac{Cl}{Cd}$) obtenidos para el conjunto ala-GV, así como las diferencias porcentuales de cada caso con respecto al control. Se puede observar que, en todos los casos, la implementación de los GV en el perfil mejora su capacidad de sustentación a la vez que reduce su resistencia al aire, aumentando así la eficiencia del ala en todos los casos.

Tabla 5.2. Resultados perfil a 18º con GV a diferentes ángulos de incidencia.

		Cd	Cl	Cl/Cd	Dif. Cd	Dif. Cl	Dif. Eficiencia
Perfil sin GV		0.0636	1.7514	27.55	-	-	-
GV, ángulo de incidencia	10	0.0564	1.9958	35.38	88.7%	114.0%	128.4%
	15	0.0542	2.0412	37.69	85.2%	116.5%	136.8%
	20	0.0548	2.0541	37.45	86.3%	117.3%	135.9%
	25	0.0574	2.0411	35.57	90.3%	116.5%	129.1%
	30	0.0618	2.0024	32.41	97.2%	114.3%	117.6%

En cuanto al efecto del ángulo de incidencia de los GV en el rendimiento del perfil, las Figuras 5.3 y 5.4 muestran la variación del coeficiente de sustentación y del coeficiente de arrastre con este parámetro.

Se puede observar un máximo en el coeficiente de sustentación de 2.0541 para un ángulo de incidencia de los GV de 20º, lo que supone un aumento del 17.3% en este parámetro con respecto al control. No se observa demasiada disminución de este valor para los ángulos de 15º y 25º en comparación con los ángulos de 10º y 30º para los que el efecto positivo de los GV es menor.

El mínimo valor del coeficiente de arrastre ha sido obtenido para un ángulo de 15º, siendo este de 0.0542 lo que supone una disminución del 14.8% en este parámetro con respecto al control. En este punto también se ha hecho máxima la eficiencia del perfil, siendo esta de 37.69, lo que supone un aumento del 36.8% con respecto al control.

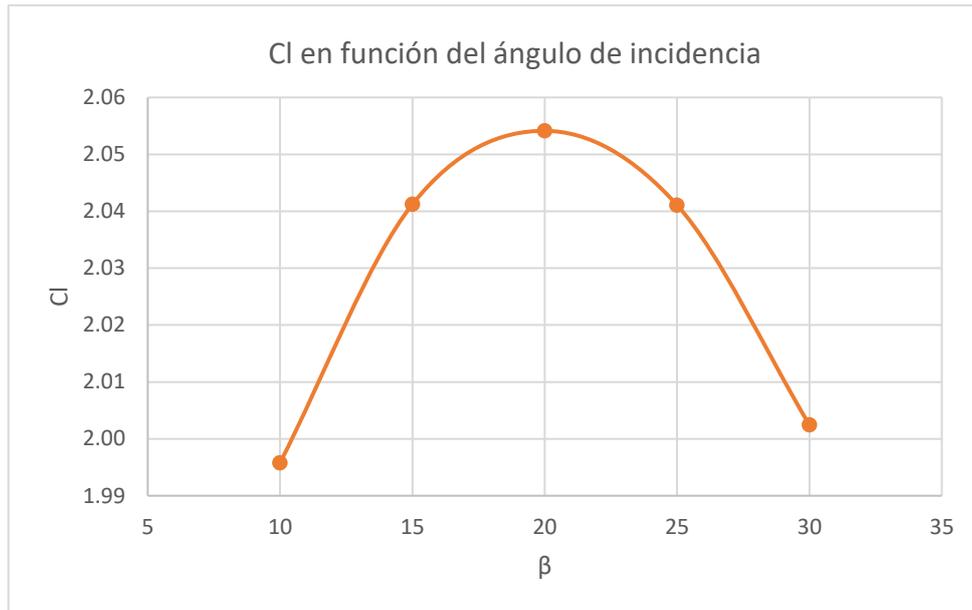


Figura 5.3. Coeficiente de sustentación (C_l) en función del ángulo de incidencia de los GV (β).

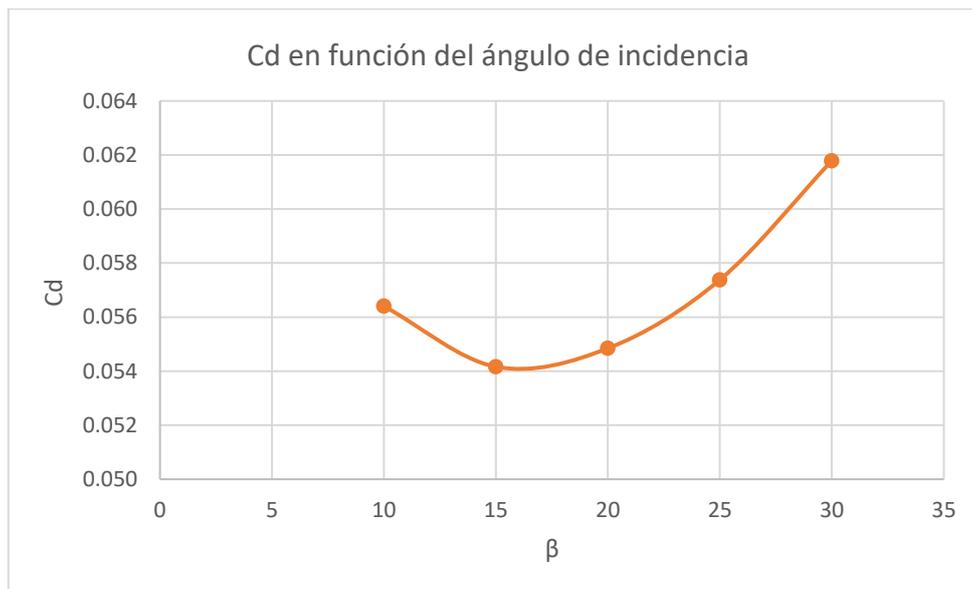


Figura 5.4. Coeficiente de arrastre (C_d) en función del ángulo de incidencia de los GV (β).

La Figura 5.5 muestra 3 contornos de velocidad representados en sendos planos xy en tres puntos de la envergadura del ala (e), tomados del caso con los GV a 20° . Al tratarse de un modelo simétrico, no es necesario recorrer toda la envergadura, bastando con la mitad. En estos contornos se puede observar que al añadir los GV el flujo toma un carácter claramente tridimensional, mostrando diferencias también en función de la coordenada z cuando antes solo variaba en función de x e y . Puede verse también el efecto de los GV en

la zona de separación que se veía en la Figura 5.1, no siendo este uniforme a lo largo de la envergadura. Teniendo en cuenta que en el modelo simulado se ha utilizado un par de GV convergentes (ver Figura 3.8), se puede observar que el mayor efecto en el control de la separación se produce entre las unidades básicas definidas en este trabajo, o lo que es lo mismo, entre GV divergentes. No obstante, la reducción en el tamaño de la estela de separación se puede ver a lo largo de toda la envergadura, si bien entre GV divergentes este efecto es mucho más pronunciado.

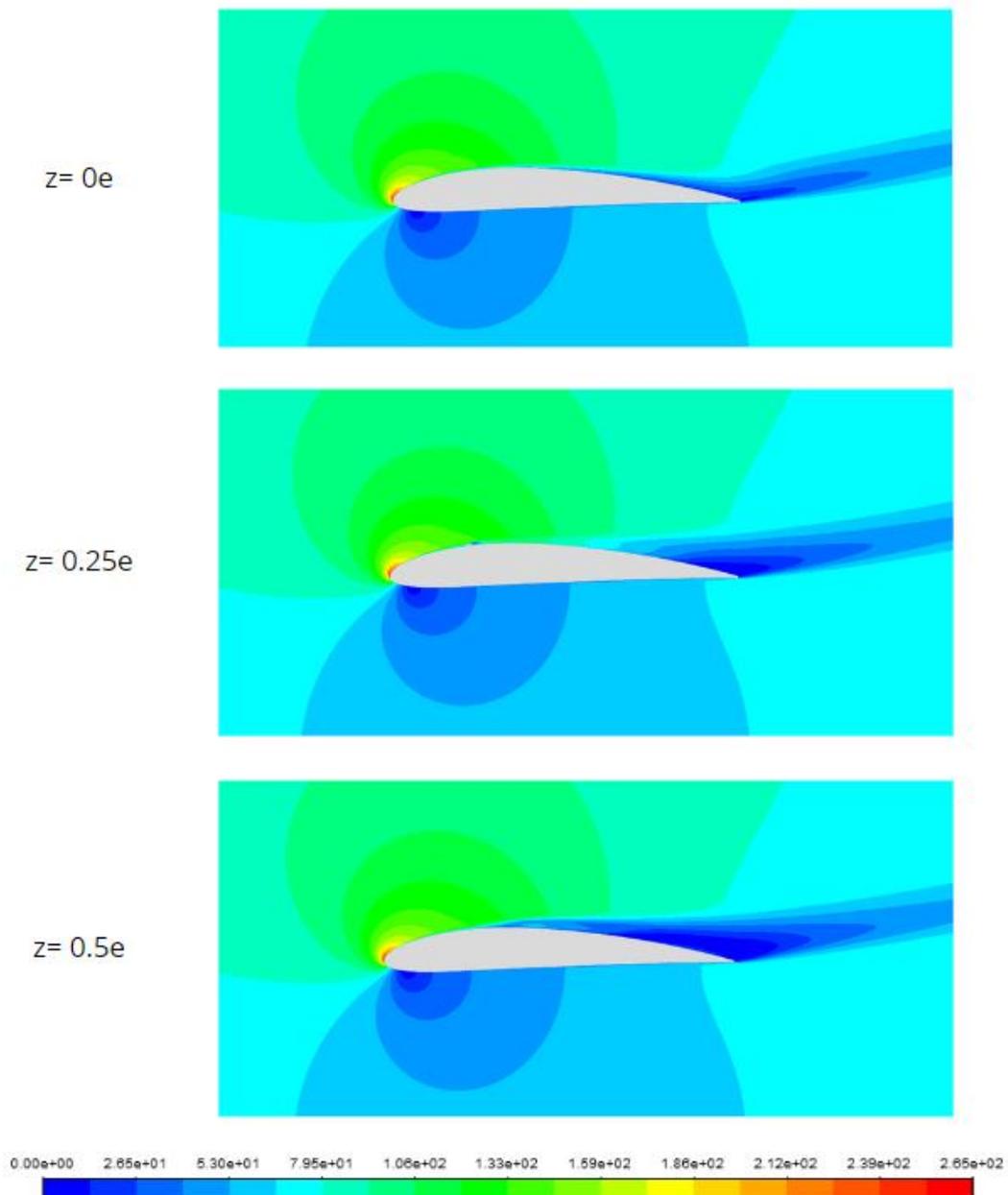


Figura 5.5. Contornos de velocidad en diferentes puntos de la envergadura (e) del ala. GV 20º, AoA 18º.

Comparativamente, al cambiar el ángulo de incidencia de los GV alejándolo de su punto óptimo (alrededor de 20°), se puede observar que el efecto reductor de la estela de separación (en el plano de periodicidad) es menor (Figura 5.6 y 5.7).

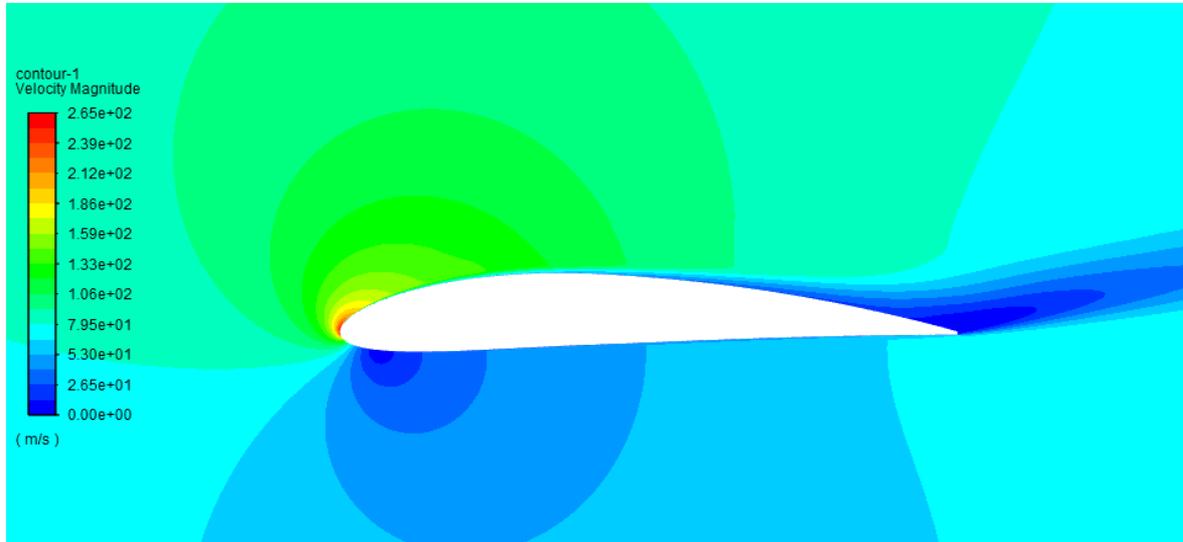


Figura 5.6. Contornos de velocidad, GV 10° , AoA 18° , plano de periodicidad.

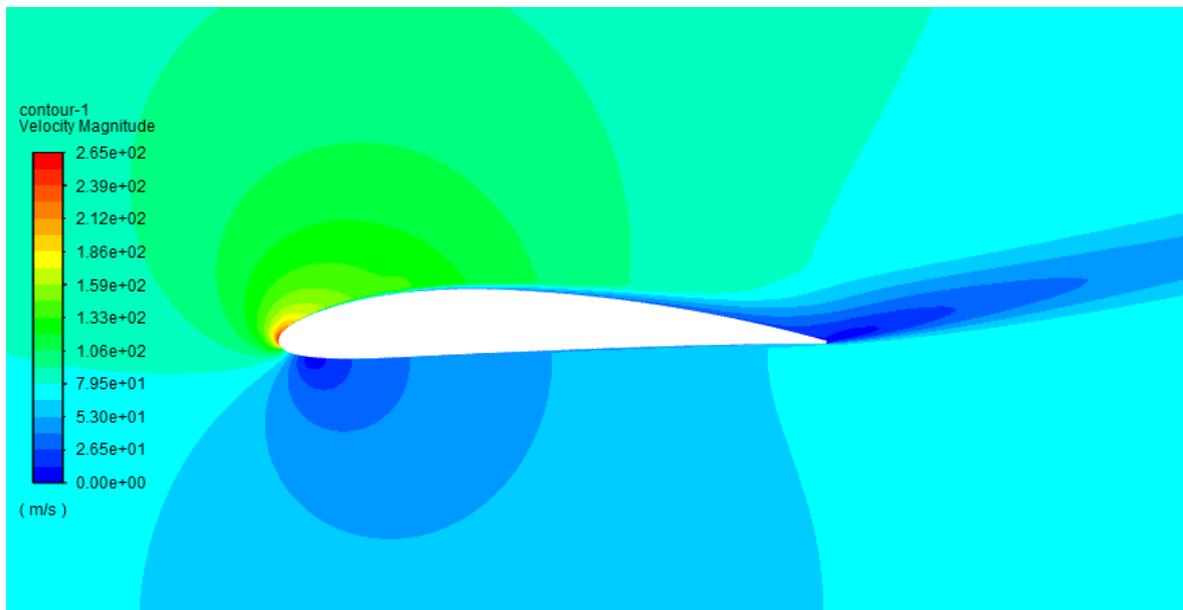


Figura 5.7. Contornos de velocidad, GV 30° , AoA 18° , plano de periodicidad.

La Figura 5.8 muestra la distribución del coeficiente de presión sobre el perfil sin GV y sobre el perfil con GV a 20° , con el eje de las ordenadas representando la distancia al borde de ataque en función de la cuerda del perfil. El eje de las abscisas está invertido, de manera que la parte superior del gráfico corresponde al extradós (presiones negativas) mientras

que la parte inferior corresponde al intradós. En esta gráfica se puede observar que la mayor parte de la sustentación que genera un perfil es debida a la succión en el extradós (mayor área encerrada por la curva), lo que evidencia la importancia del control del flujo, mediante GV por ejemplo, en esta zona de los perfiles aerodinámicos. En la curva del perfil con GV se puede observar una cierta discontinuidad en la coordenada x donde se sitúan los GV. Considerando esto se puede ver que, en comparación con el caso sin GV, la succión en el extradós aumenta al colocar en él los GV, no solo en la zona a partir de la presencia de los mismos sino también antes de estos. Esto se debe a que en presencia de los GV el aire que fluye desde el borde de ataque no encuentra su movimiento restringido por los torbellinos de la zona de separación que aparecen en ausencia de los GV. El pico mínimo de coeficiente de presión disminuye de -9.71 a -11.94 en presencia de GV, lo que supone una diferencia del cercana al 30%.

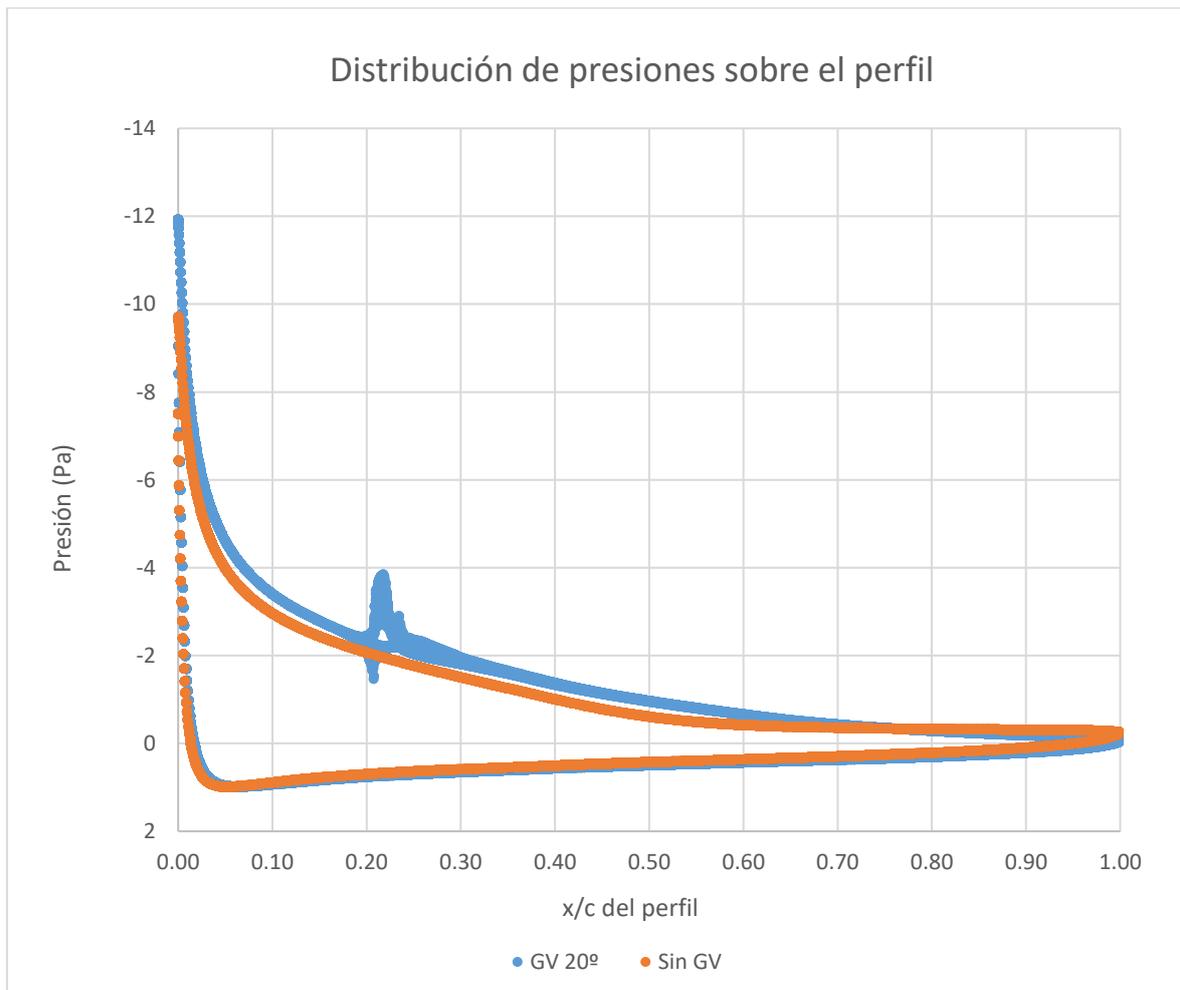


Figura 5.8. Comparación de la distribución de presiones sobre el perfil sin GV y con GV a 20°.

La Figura 5.9 muestra la evolución de la presión total en diferentes planos de corte a lo largo de la cuerda del perfil (c) para el perfil sin GV (control) y con GV a 20° . En estas imágenes se pueden observar las pérdidas originadas en la capa límite por el efecto de la viscosidad con colores entre el naranja y el azul, correspondiendo el rojo a la presión total en el flujo libre. Puede observarse en las primeras imágenes como la capa límite crece de manera uniforme para los dos casos, hasta el punto $x=0.25c$, donde aparecen los vórtices en el caso con GV. Este crecimiento uniforme continúa a partir de este punto para el caso sin GV, mientras que en presencia de los GV se pueden ver las estructuras que dejan los vórtices a su paso.

Como los GV están situados a una distancia del borde de ataque de $0.2c$, el plano de corte situado en $x=0.25c$ es el primero en el que aparecen los vórtices, que son dos y rotan en sentidos opuestos (el de la izquierda en sentido antihorario y el de la derecha en sentido horario). En los contornos de dicho plano se puede observar una caída de presión total bastante grande (en azul) que corresponde con los núcleos de los vórtices, zona dominada por los efectos viscosos. Aparecen alrededor dos zonas bien diferenciadas, una zona de pérdidas de mayor espesor que en el caso sin GV situada entre los dos vórtices y otra zona, vista como dos a ambos lados de los vórtices en la imagen debido a la periodicidad del dominio, en la que los contornos adquieren una forma de S y se reduce el espesor de la capa límite. A medida que se avanza a lo largo de la cuerda del perfil, la zona central de pérdidas crece mientras los dos vórtices se van fusionando, pero en la zona exterior el crecimiento de la capa límite se ralentiza considerablemente. Esto es especialmente evidente al comparar los contornos de los planos $x=0.5c$ —donde el flujo comienza a desprenderse en el caso sin GV, aumentando así el espesor de la zona de pérdidas— y $x=0.6c$ —donde el flujo ya se encuentra mayormente desprendido en el caso sin GV, mientras que en presencia de los GV la zona de pérdidas exterior a los vórtices no aumenta su espesor significativamente—.

Estas observaciones concuerdan con lo hallado por otros investigadores [28], [29] que han descrito anteriormente este fenómeno de reducción en el espesor de la capa límite entre pares de GV divergentes (Figura 5.10).

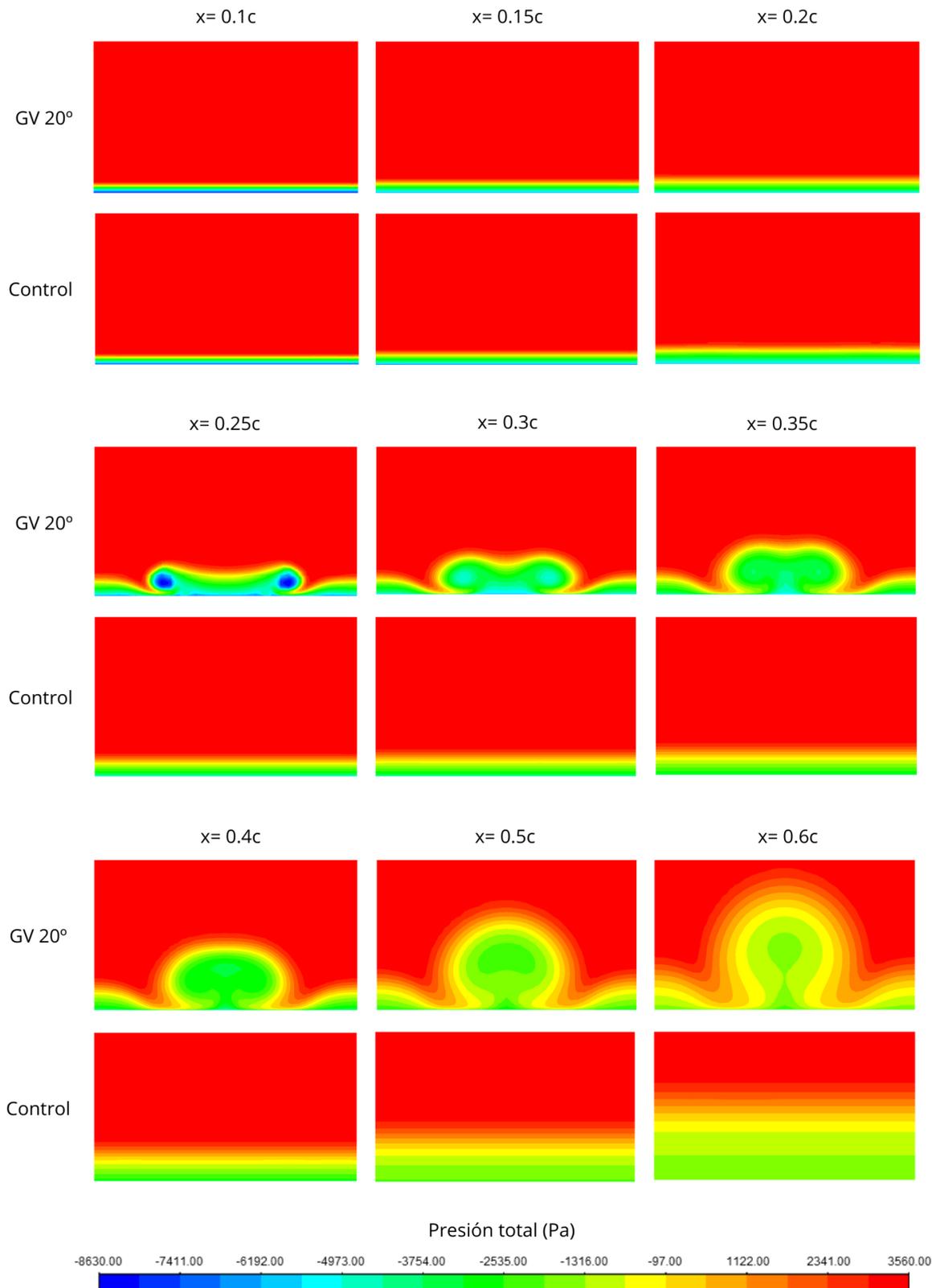


Figura 5.9. Evolución de la presión total a lo largo de la cuerda para el perfil sin GV y con GV a 20°.

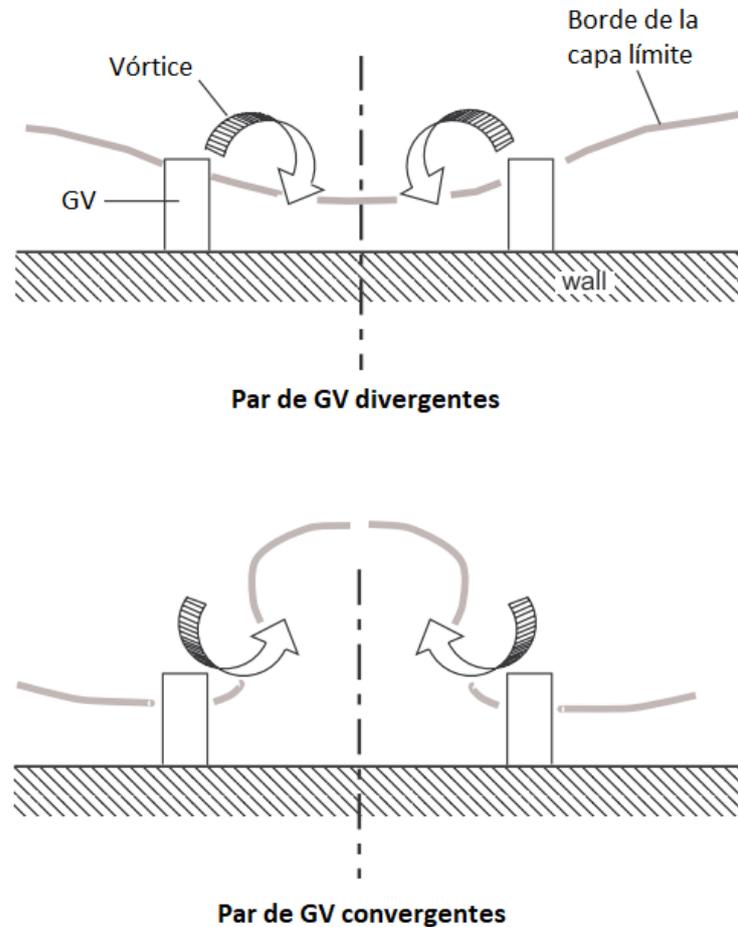


Figura 5.10. Interacciones vórtice-capa límite [29].

En la Figura 5.11 aparecen los contornos de presión total para el caso con GV a un ángulo de incidencia de 10° en el plano $x = 0.25c$. Al comparar esta imagen con la tomada para el mismo plano en la Figura 5.9 se puede ver que la presión negativa en los núcleos de los vórtices y el tamaño de los mismos son menores en este caso, lo que indicaría una menor intensidad de estos. También se puede apreciar un menor efecto reductor del espesor de la capa límite en la zona exterior a entre los dos vórtices.

Al aumentar el ángulo de incidencia de los GV hasta los 30° se puede observar que el tamaño e intensidad de los vórtices se incrementa (se hace necesario ampliar la escala para capturarlo), pero el efecto reductor en el espesor de la capa límite se reduce también (Figura 5.12).

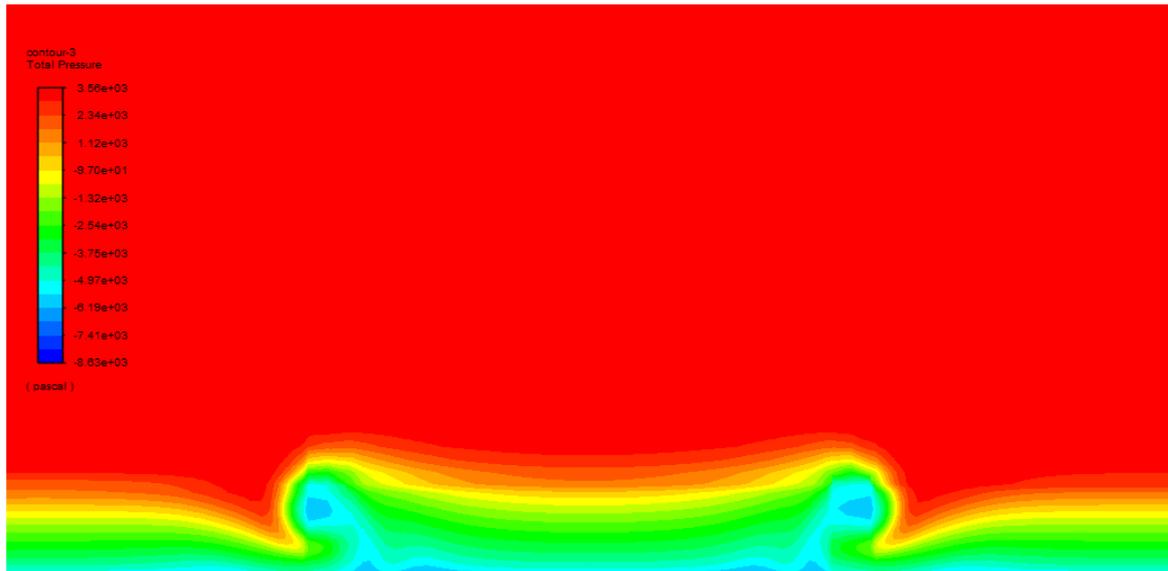


Figura 5.11. Contornos de presión total, GV 10°, AoA 18°, plano $x=0.25c$.

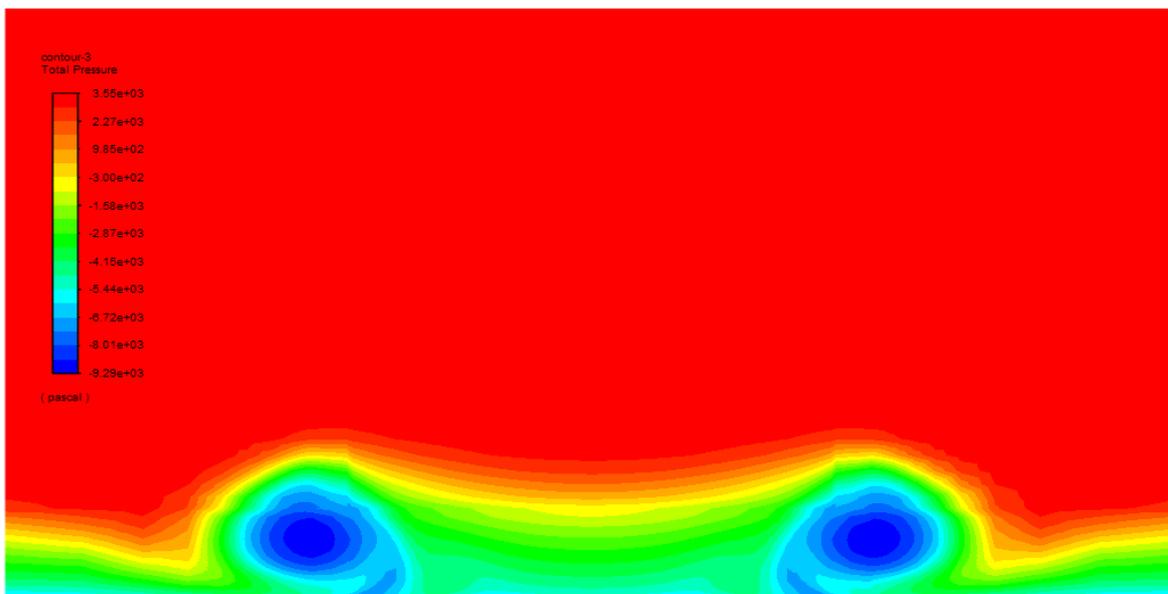


Figura 5.12. Contornos de presión total, GV 30°, AoA 18°, plano $x=0.25c$.

Las Figuras 5.13 a 5.15 muestran isosuperficies de criterio $Q=0.2$ (método para visualizar los núcleos de los vórtices) con contornos de velocidad para diferentes ángulos de incidencia de los GV. Estas imágenes nos permiten comparar los vórtices generados por las diferentes configuraciones. Se puede observar que, en el caso con los GV situados a 20° (el óptimo desde el punto de vista de la sustentación) los vórtices creados llegan más lejos aguas debajo de los GV que en los otros dos casos. Esto, junto con los contornos de presión total de las Figuras 5.9, 5.11 y 5.12, explica las diferencias observadas en los resultados

obtenidos para las diferentes configuraciones de GV. La intensidad de los vórtices creados es un factor esencial para explicar el efecto de los mismos en el control de la capa límite [14].

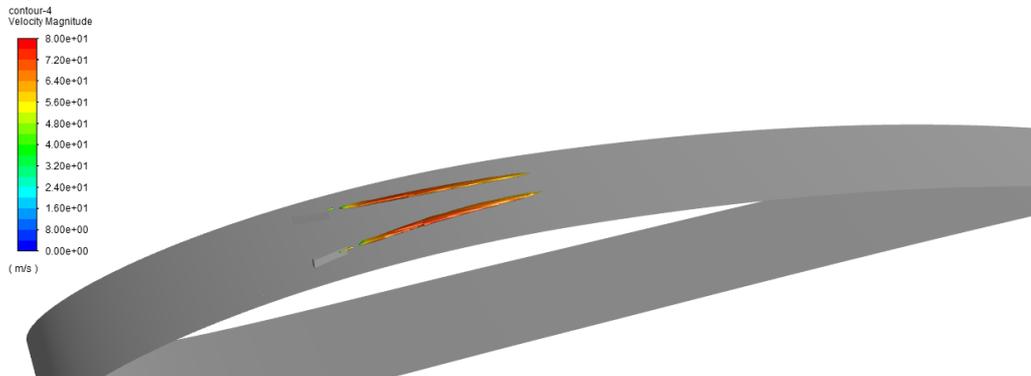


Figura 5.13. Isosuperficies de criterio $Q=0.2$ con contornos de velocidad. GV 10° , AoA 18° .

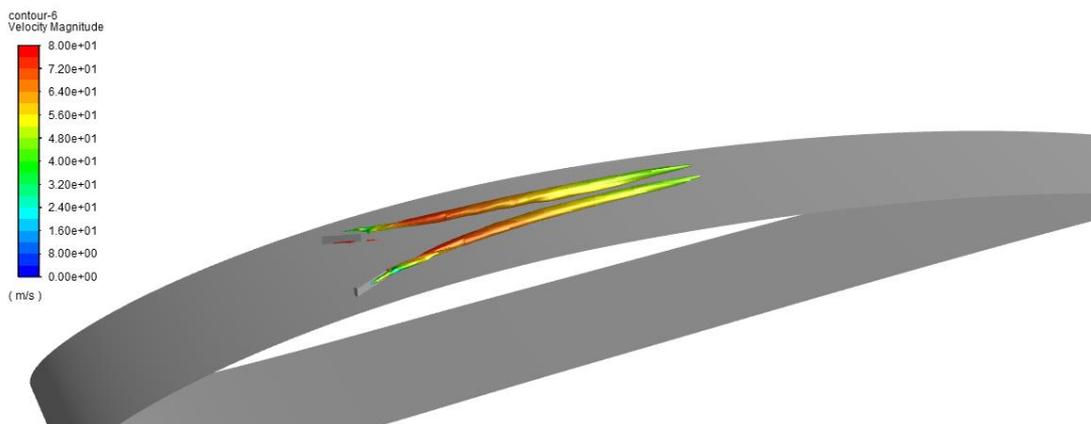


Figura 5.14. Isosuperficies de criterio $Q=0.2$ con contornos de velocidad. GV 20° , AoA 18° .

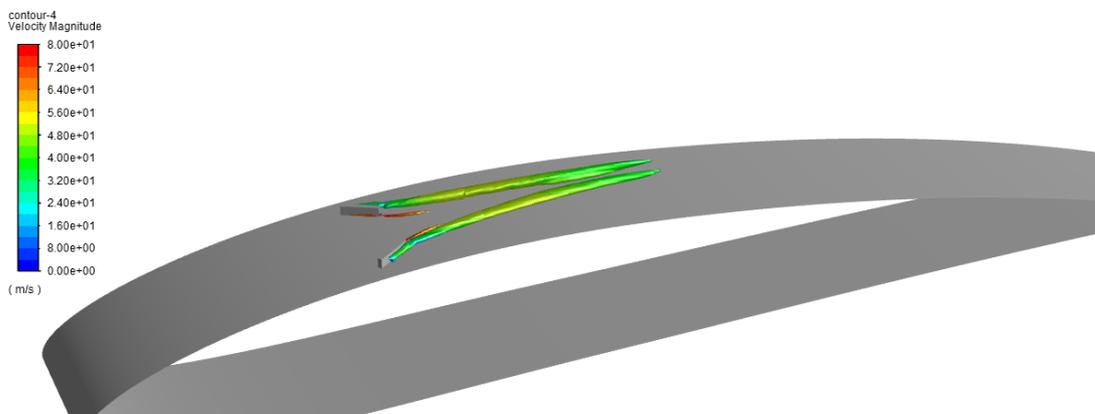


Figura 5.15. Isosuperficies de criterio $Q=0.2$ con contornos de velocidad. GV 30° , AoA 18° .

5.2.- EFECTO DE LOS GV A DIFERENTES ÁNGULOS DE ATAQUE DEL PERFIL

Para el segundo estudio se ha escogido el ángulo de incidencia de los GV con mejores resultados desde el punto de vista de la sustentación (20°) y se ha variado el ángulo de ataque del perfil. Esto se ha hecho para estudiar la efectividad de los GV a diferentes ángulos de ataque y comparar la curva característica (coeficiente de sustentación frente a ángulo de ataque) obtenida con la del perfil sin GV. Para ello se ha variado el ángulo de ataque del perfil entre 0° y 21° .

Las Figuras 5.16 y 5.17 muestran la variación en el coeficiente de sustentación y el coeficiente de arrastre para diferentes ángulos de ataque del perfil sin GV y con GV a 20° .

Comenzando con la sustentación, se puede observar en la gráfica que los dos casos presentan un Cl prácticamente igual en la zona lineal, donde no existe desprendimiento del flujo como se puede observar en las Figuras 5.18 y 5.19. Es cuando se aumenta el ángulo de ataque del perfil a valores moderadamente altos que se ve hace evidente el efecto de los GV, que aumentan el Cl máximo de 1.7557 a 2.0541 y retrasan la entrada en pérdidas de 15° a 18° , lo que concuerda con lo hallado por otros investigadores [13]–[15].

Algo similar ocurre con la resistencia al aire del perfil. Para ángulos de ataque bajos, la presencia de los GV únicamente incrementa el coeficiente de arrastre debido al rozamiento adicional creado por estos elementos. Es, otra vez, cuando se aumenta el ángulo de ataque a valores moderadamente altos que la gráfica del caso con GV cruza a la gráfica sin GV y se empieza a reducir el coeficiente de arrastre.

Esto refuerza la hipótesis del funcionamiento de los GV como elementos de control de la separación del flujo, ya que estos solo empiezan a funcionar mejorando las características del perfil aerodinámico cuando el flujo empieza a desprenderse de este, lo que ocurre a ángulos de ataque altos. La misma conclusión fue extraída de los estudios realizados por otros investigadores [15], [14].

Aun así, a partir de un cierto punto los GV no son capaces de mantener el flujo mayormente adherido en todo el perfil (Figura 5.20) y este entra en pérdidas, si bien esto se produce para ángulos de ataque mayores que sin la presencia de los mismos.

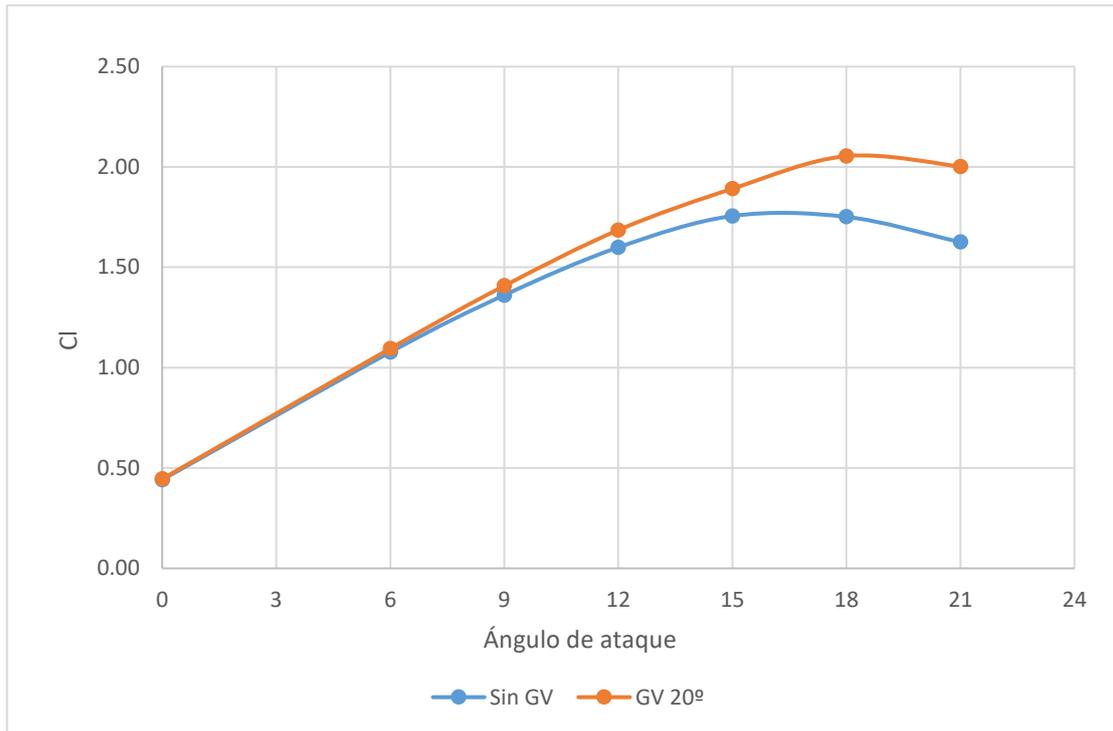


Figura 5.16. Coeficiente de sustentación en función del AoA para el perfil sin GV y con GV a 20º.

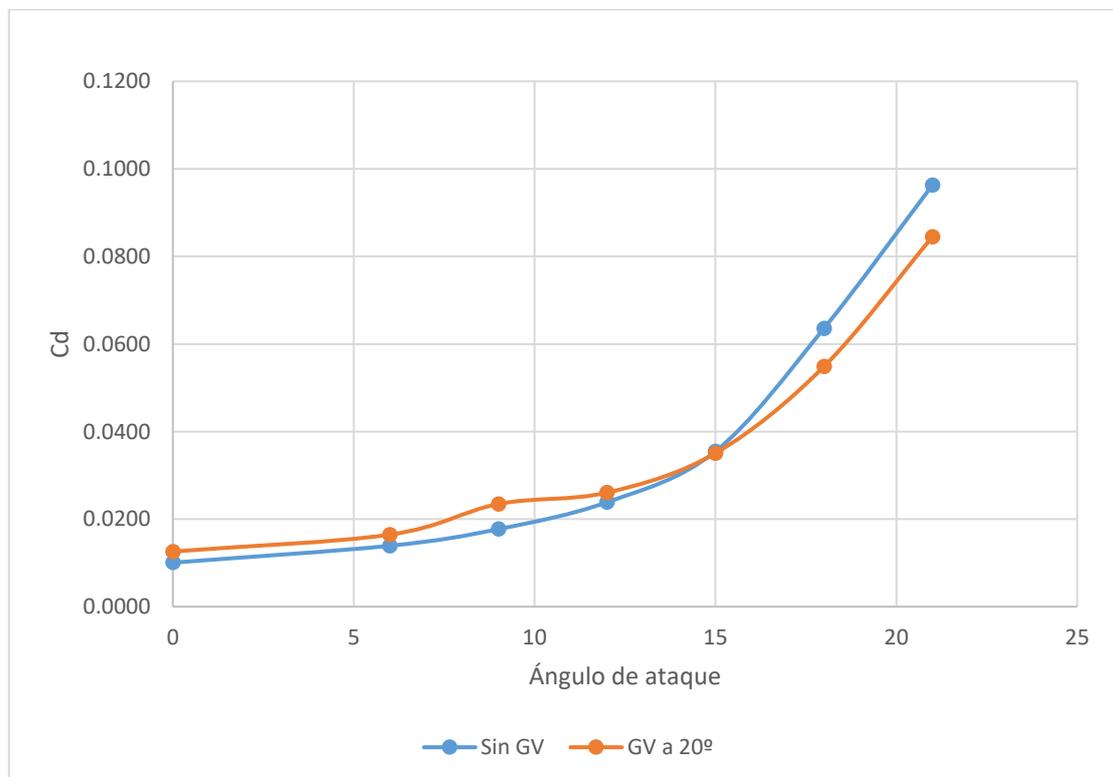


Figura 5.17. Coeficiente de arrastre en función del AoA para el perfil sin GV y con GV a 20º.

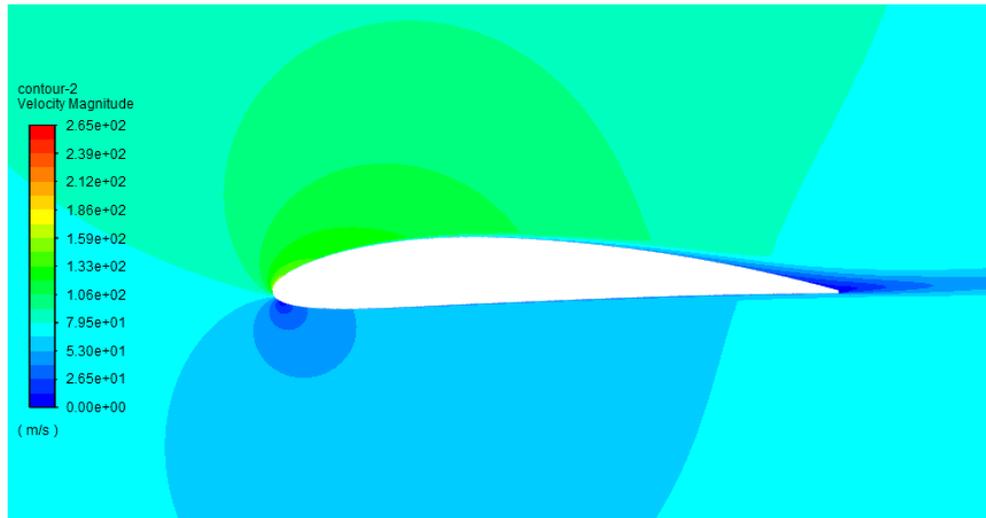


Figura 5.18. Contornos de velocidad, perfil sin GV, AoA 9°.

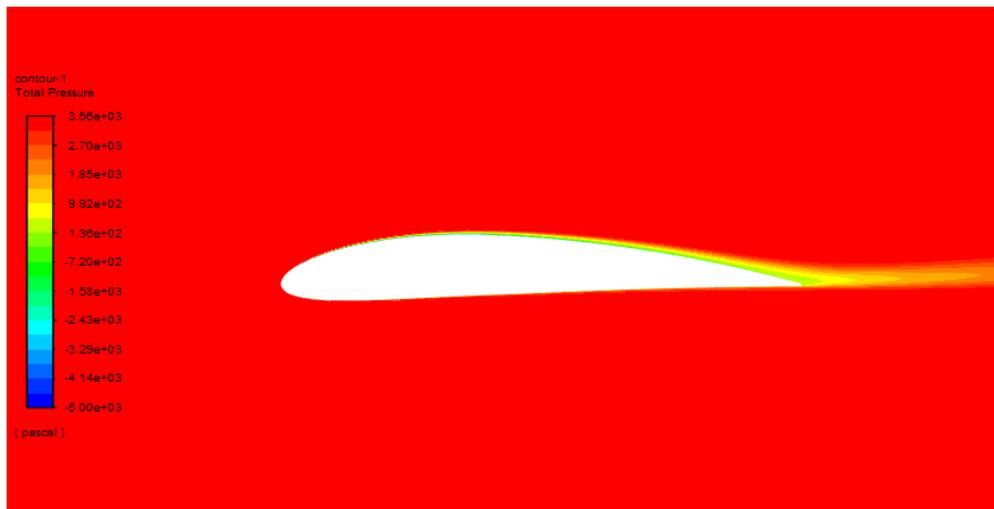


Figura 5.19. Contornos de presión total, perfil sin GV, AoA 9°.

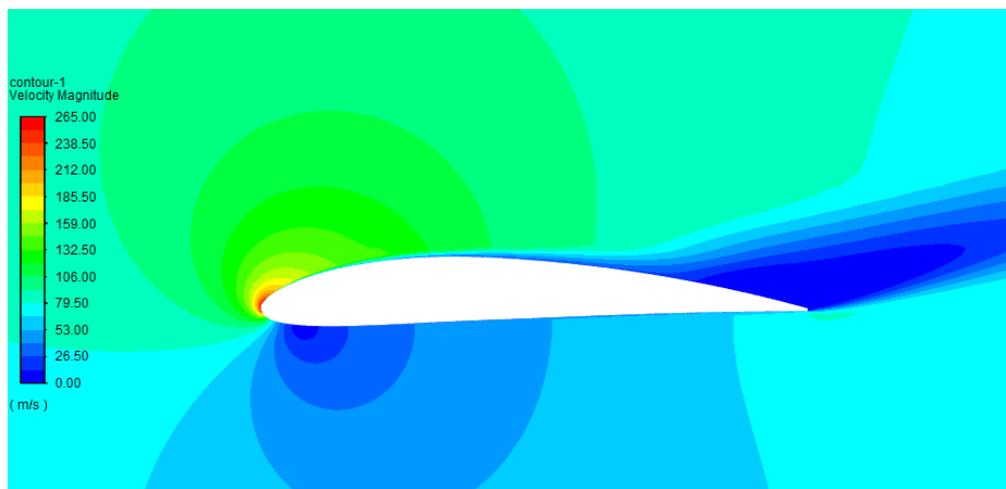


Figura 5.20. Contornos de velocidad, GV a 20°, AoA 21°, plano de periodicidad.

6. Conclusiones

En este trabajo se ha estudiado el efecto de los generadores de vórtices en un perfil aerodinámico NACA 4412 utilizando un modelo CFD tridimensional, con ecuaciones RANS y el modelo de turbulencia k- ω SST.

Se han realizado simulaciones variando el ángulo de incidencia de los GV y a la vista de los resultados de estas se ha tomado la mejor configuración de GV y se ha simulado para todo el rango de ángulos de ataque de funcionamiento del perfil.

Los resultados obtenidos a través de la malla generada y el modelo de turbulencia utilizado concuerdan con los obtenidos por otros investigadores, si bien parecen subestimar la separación de la capa límite y predecir un ángulo de entrada en pérdidas mayor al real. Estas discrepancias pueden deberse a las limitaciones del modelo de turbulencia utilizado, a la dificultad de generar una malla completamente uniforme y a la imposibilidad de conocer y replicar con detalle todas las condiciones en las que se realizaron los experimentos que sirven de referencia.

La optimización de los parámetros de forma y posición de los generadores de vórtices es esencial para maximizar las prestaciones ofrecidas por los mismos y, para flujos como el tratado en este trabajo, el ángulo de incidencia óptimo se encuentra alrededor de los 20°.

Los generadores de vórtices reducen la separación de la capa límite cuando el gradiente de presiones adverso es elevado, mejorando las características de sustentación y arrastre de los perfiles aerodinámicos cuando el flujo empieza a desprenderse. En los casos en que esto no se cumple y el flujo se encuentra mayormente adherido, no tienen gran efecto más allá de aumentar ligeramente el coeficiente de arrastre.

El uso de generadores de vórtices es un método sencillo y efectivo para controlar la separación de la capa límite y mejorar las prestaciones de los perfiles aerodinámicos utilizados en la aviación, la generación de energía eólica y los deportes del motor. Pueden ser implementados en dispositivos que ya estén en funcionamiento o ser considerados en la fase de diseño de estos.

7. Planificación

La realización de este proyecto constó de diferentes fases, cuya planificación se resume en el diagrama de Gantt que se muestra en la siguiente página. Dado que en este diagrama solo aparece la planificación por días, se resumen los tiempos empleados en cada tarea a continuación:

- El proceso de familiarización con el software conllevó una media de 4 horas diarias.
- La lectura y recopilación de documentación es un proceso continuo a lo largo de todo el trabajo, por lo que se le imputará una duración media de 1 hora diaria, si bien la distribución temporal de esta tarea no fue realmente uniforme.
- La elección de la geometría y la estrategia de mallado fue llevada a cabo en 1 hora.
- Para las tareas de mallado se empleó una media de 2 horas al día.
- Para las tareas de simulación (estudios previos, perfil sin GV, variación del ángulo de los GV y variación del ángulo de ataque del perfil) se empleó una media de 1 hora al día en tiempo de trabajo, si bien el tiempo de computación fue mucho mayor.
- En la redacción de la memoria se empleó una media de 4 horas al día.

Esto supone un total de 275 horas.

Name	Start Date	End D...	Duration	Mar, 22				Apr, 22				May, 22				Jun, 22				Jul, 22
				06	13	20	27	03	10	17	24	01	08	15	22	29	05	12	19	26
Familiarización con el software	Mar 10, 2022	Mar 30, 2022	15 days	█																
Lectura y recopilación de documentación	Mar 10, 2022	Jun 30, 2022	81 days	█																
Elección de la geometría y de la estrategia de mallado	Apr 01, 2022	Apr 01, 2022	1 day																	
Mallado del dominio computacional	Apr 04, 2022	Apr 12, 2022	7 days					█												
Estudios previos	Apr 13, 2022	Apr 19, 2022	5 days						█											
Simulaciones del perfil sin GV	Apr 20, 2022	Apr 25, 2022	4 days							█										
Mallado de los bloques de los GV	Apr 26, 2022	May 03, 2022	6 days								█									
Simulaciones variando el ángulo de los GV	May 04, 2022	May 11, 2022	6 days									█								
Simulaciones variando el ángulo de ataque del perfil	May 25, 2022	Jun 03, 2022	8 days											█						
Redacción de la memoria	Jun 07, 2022	Jul 05, 2022	21 days																█	

8. Presupuesto

A continuación se desglosa el presupuesto de este proyecto.

CONCEPTO	IMPORTE
Horas de trabajo (40€/h)	11 000 €
Equipos informáticos	100 €
Licencias de software	2 380 €
Bibliografía	250 €
Gastos de oficina	1 000 €
Subtotal costes directos	14 730 €
Costes indirectos (10%)	1 473 €
Subtotal costes	16 203 €
Beneficio industrial (6%)	972,18 €
Subtotal costes y beneficios	17 175,18 €
IVA (21%)	3 606,79 €
TOTAL	20 781,97 €

9. Bibliografía

- [1] «La capa límite - Aerodinámica F1». <https://www.aerodinamicaf1.com/2019/09/la-capa-limite/> (accedido 2 de junio de 2022).
- [2] «Velocity Boundary Layer - Thermal Boundary Layer». <https://www.nuclear-power.com/nuclear-engineering/fluid-dynamics/boundary-layer/velocity-boundary-layer-thermal-boundary-layer/> (accedido 2 de junio de 2022).
- [3] M. Gad-el-Hak y D. M. Bushnell, «Separation control: Review», *J. Fluids Eng. Trans. ASME*, vol. 113, n.º 1, pp. 5-30, 1991, doi: 10.1115/1.2926497.
- [4] «MCEN 5021 Boundary Layer Separation». <https://www.cora.nwra.com/~lund/mcen5021/separation.html> (accedido 2 de junio de 2022).
- [5] G. Haller, «An objective definition of a vortex», *J. Fluid Mech.*, vol. 525, pp. 1-26, 2005, doi: 10.1017/S0022112004002526.
- [6] V. Holmén, «Methods for Vortex Identification», 2012.
- [7] «NASA Image and Video Library». <https://images.nasa.gov/>
- [8] A. Udriș, «Vortex Generators: Preventing Stalls At High And Low Speeds | Boldmethod». <https://www.boldmethod.com/learn-to-fly/aerodynamics/vortex-generators/> (accedido 20 de junio de 2022).
- [9] C. Demartino y F. Ricciardelli, «Aerodynamics of nominally circular cylinders: A review of experimental results for Civil Engineering applications», *Eng. Struct.*, vol. 137, pp. 76-114, abr. 2017, doi: 10.1016/J.ENGSTRUCT.2017.01.023.
- [10] «McLaren Racing – Official Website». <https://www.mclaren.com/racing/>
- [11] P. J. Vinodhini, T. J. Samuvel, y G. S. Raj, «Numerical Analysis of Drag Reduction Method Using Vortex Generator on Symmetric Aerofoil», *Int. J. Eng. Trends Technol.*,

- vol. 35, n.º 1, pp. 33-36, 2016, doi: 10.14445/22315381/ijett-v35p207.
- [12] H. D. Taylor, «The elimination of diffuser separation by vortex generators», 1947.
- [13] X. kai Li, W. Liu, T. jun Zhang, P. ming Wang, y X. dong Wang, «Analysis of the effect of vortex generator spacing on boundary layer flow separation control», *Appl. Sci.*, vol. 9, n.º 24, dic. 2019, doi: 10.3390/APP9245495.
- [14] X. Li, K. Yang, y X. Wang, «Experimental and Numerical Analysis of the Effect of Vortex Generator Height on Vortex Characteristics and Airfoil Aerodynamic Performance», *Energies 2019, Vol. 12, Page 959*, vol. 12, n.º 5, p. 959, mar. 2019, doi: 10.3390/EN12050959.
- [15] H. Wang, B. Zhang, Q. Qiu, y X. Xu, «Flow control on the NREL S809 wind turbine airfoil using vortex generators», *Energy*, vol. 118, pp. 1210-1221, 2017, doi: 10.1016/j.energy.2016.11.003.
- [16] R. R. Brooks, «Soft computing techniques», *Distrib. Sens. Networks*, pp. 39-60, ene. 2015, doi: 10.1533/9781782421801.39.
- [17] R. Eymard, T. Gallouët, y R. Herbin, «Finite volume methods», *Handb. Numer. Anal.*, vol. 7, pp. 713-1018, ene. 2000, doi: 10.1016/S1570-8659(00)07005-8.
- [18] F. Moukalled, L. Mangani, y M. Darwish, «The Finite Volume Method in Computational Fluid Dynamics», vol. 113, 2016, doi: 10.1007/978-3-319-16874-6.
- [19] J. Blazek, *Computational Fluid Dynamics: Principles and Applications*. Elsevier Ltd, 2005. doi: 10.1016/B978-0-08-044506-9.X5000-0.
- [20] S. N. A. Yusof, Y. Asako, N. A. C. Sidik, S. B. Mohamed, y W. M. A. A. Japar, «A short review on rans turbulence models», *CFD Lett.*, vol. 12, n.º 11, pp. 83-96, 2020, doi: 10.37934/cfdl.12.11.8396.
- [21] ANSYS FLUENT 2020, «Ansys Fluent Theory Guide», *ANSYS Inc., USA*, vol. 15317, n.º November. pp. 724-746, 2020.

- [22] H. ABBOTT, A. E. von DOENHOFF, y L. S. STIVERS Jr., «NACA Summary of airfoil data», 1931. doi: 10.1126/science.74.1923.451.
- [23] J. C. Lin, «Review of research on low-profile vortex generators to control boundary-layer separation», *Prog. Aerosp. Sci.*, vol. 38, n.º 4-5, pp. 389-420, may 2002, doi: 10.1016/S0376-0421(02)00010-6.
- [24] T. K. Zhen, M. Zubair, y K. A. Ahmad, «Experimental and numerical investigation of the effects of passive vortex generators on Aludra UAV performance», *Chinese J. Aeronaut.*, vol. 24, n.º 5, pp. 577-583, oct. 2011, doi: 10.1016/S1000-9361(11)60067-8.
- [25] J. S. Delnero, J. M. Di Leo, M. E. Camocardi, M. A. Martinez, y J. L. C. Lerner, «Experimental study of vortex generators effects on low Reynolds number airfoils in turbulent flow», *Int. J. Aerodyn.*, vol. 2, n.º 1, p. 50, 2012, doi: 10.1504/ijad.2012.046539.
- [26] P. Martínez-Filgueira, U. Fernandez-Gamiz, E. Zulueta, I. Errasti, y B. Fernandez-Gauna, «Parametric study of low-profile vortex generators», *Int. J. Hydrogen Energy*, vol. 42, n.º 28, pp. 17700-17712, 2017, doi: 10.1016/j.ijhydene.2017.03.102.
- [27] S. Wang y S. Ghaemi, «Effect of vane sweep angle on vortex generator wake», *Exp. Fluids*, vol. 60, n.º 1, pp. 1-16, 2019, doi: 10.1007/s00348-018-2666-1.
- [28] A. D. Cutler y P. Bradshaw, «Strong vortex/boundary layer interactions: Part I. Vortices high», *Exp. Fluids Exp. Methods their Appl. to Fluid Flow*, vol. 14, n.º 5, pp. 321-332, 1993, doi: 10.1007/BF00189490.
- [29] B. J. Wendt, «The Performance of a Subsonic Diffuser Designed for High Speed», 2004.