



UNIVERSITAT
ROVIRA i VIRGILI

Universitat Rovira i Virgili

Escola Tècnica Superior d'Enginyeria Química

unir LA UNIVERSIDAD
EN INTERNET

Universidad Internacional de La Rioja

Escuela Superior de Ingeniería y tecnología

Máster en Mecánica de Fluidos Computacional

Simulación numérica del perfil Wortmann FX 60-126 utilizando modelos de turbulencia RANS

Trabajo fin de estudio presentado por:	Luis Manuel Mendoza Gomero
Tipo de trabajo:	Trabajos de tipo 1 – Simulación numérica
Director:	Ildelfonso Cuesta Romeo
Locación:	Lima - Perú
Fecha:	22/06/2022

Resumen

El presente tema de investigación propuesto consiste en la simulación del perfil aerodinámico Wortmann FX 60-126 utilizando modelos RANS para poder estudiar las fluctuaciones, fuerzas aerodinámicas y desarrollo de la capa límite a diferentes ángulos de ataque y poder contrastarlos con los datos experimentales utilizando el programa OpenFOAM.

Para ello se utiliza el programa GMSH para generar las mallas estructuradas y así viabilizar la convergencia en la simulación. Debido a limitaciones de recurso computacional con respecto al tamaño de las mallas, solo se realiza una variación menor en el número de divisiones en la zona de la capa límite alrededor del perfil obteniendo un $y^+[max]$ alrededor a 5 y $y^+[ave]$ menor a 1.

Finalmente, para analizar el perfil aerodinámico se utilizan modelos de turbulencia RANS como *Spalart – Allmaras*, *k – ω SST (Shear Stress Transport)* y *SST γ – Re_θ (Intermittency – Onset Reynolds)*, que permitirán posteriormente aplicar estos conocimientos en diversos equipos aerodinámicos permitiendo un mejor entendimiento y capacidad de optimización para futuros diseños como en el caso de turbinas eólicas locales, la cual utiliza este modelo de perfil.

Palabras clave: (de 3 a 5 palabras)

Aerodinámica, Perfil, Simulación, Modelos de turbulencia, Capa Límite

Abstract

The present proposed research topic consists of the simulation of the Wortmann FX 60-126 airfoil using RANS models to be able to study the fluctuations, aerodynamic forces and development of the boundary layer at different angles of attack and to be able to contrast them with the experimental data using the program OpenFOAM.

For this, the GMSH program is used to generate the structured meshes and thus make possible the convergence in the simulation. Due to computational resource limitations regarding the size of the meshes, only a minor variation is made in the number of divisions in the boundary layer zone around the profile, obtaining a $y^+[max]$ around 5 and $y^+[ave]$ smaller a 1

Finally, to analyze the aerodynamic profile, RANS turbulence models are used, such as *Spalart – Allmaras* , *k – ω SST (Shear Stress Transport)* γ *SST* γ – *Re $_{\theta}$ (Intermittency – Onset Reynolds)* which will later apply this knowledge in various aerodynamic equipment, allowing a better understanding and optimization capacity for future designs as in the case of local wind turbines, which uses this profile model.

Keywords:

Aerodynamics, Airfoil, Simulation, Turbulence Models, Boundary Layer

Índice de contenidos

1. Introducción	10
1.1. Objetivo general.....	10
1.2. Objetivo específico.....	10
1.3. Metodología de trabajo	11
2. Aerodinámica y capa límite.....	12
2.1. Perfiles aerodinámicos.....	13
2.2. Perfil Wortmann FX 60 – 126.....	13
2.3. Turbinas eólicas	15
2.4. Capa límite	16
2.4.1. Capa límite laminar.....	18
2.4.2. Capa límite turbulenta.....	19
2.4.3. Transición en la capa límite	19
3. Modelos de turbulencia	20
3.1. Modelo <i>Spalart – Allamaras SA</i>	21
3.2. Modelo <i>Shear Stress Transport SST</i>	22
3.3. Modelo <i>SST γ-$Re\theta$ – Lantry Menter (LM)</i>	22
4. Simulación computacional	23
4.1. Geometría del problema.....	23
4.2. Malla computacional	24
4.3. Condiciones iniciales y de frontera.....	25
4.4. Análisis de sensibilidad de malla	27
4.5. resolución en la capa límite	34
5. Resultados y análisis.....	36
5.1. resultados fluidodinámicos.....	36

5.1.1.	Resultados para Reynolds $Re = 2 \cdot 10^6$	36
5.1.2.	Resultados para Reynolds $Re = 1 \cdot 10^6$	42
5.2.	coeficientes aerodinámicos	49
5.2.1.	Coeficientes de sustentación y arrastre	49
5.3.	PRESIÓN Y ESFUERZO CORTANTE A LO LARGO DEL PERFIL.....	50
5.3.1.	Resultados para Reynolds $Re = 2 \cdot 10^6$	50
5.3.2.	Resultados para Reynolds $Re = 1 \cdot 10^6$	53
5.4.	transición de la capa límite	55
6.	Conclusiones y recomendaciones	58
6.1.	Conclusiones	58
6.2.	Recomendaciones	59
	Referencias bibliográficas.....	60
	Bibliografía.....	60

Índice de figuras

Figura 1.1. <i>Diagrama metodológico para el proceso de simulación</i>	11
Figura 2.1 Datos experimentales del Perfil Wortman FX 60-126.....	13
Figura 2.2 <i>Coeficientes aerodinámicos experimentales</i>	14
Figura 2.3 <i>Puntos de transición</i>	15
Figura 2.4 <i>Turbina eólica Waira 12</i>	16
Figura 2.5 <i>Capa límite alrededor de un perfil aerodinámico</i>	16
Figura 2.6 <i>Perfil de velocidad de la capa límite</i>	17
Figura 2.7 <i>Perfil de velocidad de una plana plana</i>	18
Figura 2.8 <i>Esquema de la transición de la capa límite.</i>	20
Figura 4.1 <i>Malla computacional del perfil Wortmann FX 60-126</i>	24
Figura 4.2 <i>Esquema de condiciones de frontera</i>	26
Figura 4.3 <i>Coeficientes de sustentación y arrastre para diferentes mallas para $\alpha = 16^\circ$</i>	28
Figura 4.4 <i>Valores del Y_+</i>	28
Figura 4.5 <i>Presión y esfuerzo cortante en el perfil</i>	29
Figura 4.6 <i>Valores de Y_+ en el perfil para las tres mallas</i>	30
Figura 4.7 <i>Monitores coeficientes de sustentación y residuales 0°</i>	31
Figura 4.8 <i>Monitores coeficientes de sustentación y residuales 4°</i>	31
Figura 4.9 <i>Monitores coeficientes de sustentación y residuales 8°</i>	32
Figura 4.10 <i>Monitores coeficientes de sustentación y residuales 12°</i>	32
Figura 4.11 <i>Monitores coeficientes de sustentación y residuales 16°</i>	33
Figura 4.12 <i>Monitores coeficientes de sustentación y residuales 20°</i>	33
Figura 4.13 <i>Esquema para perfiles de velocidad en $x=25\%$, $x=50\%$ y $x=75\%$</i>	34
Figura 4.14 <i>Perfil de velocidad para $x=25\%$</i>	34
Figura 4.15 <i>Perfil de velocidad para $x=50\%$</i>	35

Figura 4.16 <i>Perfil de velocidad para $x=75\%$</i>	35
Figura 5.1 <i>Campo de velocidad para 0°</i>	36
Figura 5.2 <i>Campo de velocidad para 4°</i>	37
Figura 5.3 <i>Campo de velocidad para 8°</i>	37
Figura 5.4 <i>Campo de velocidad para 12°</i>	38
Figura 5.5 <i>Campo de velocidad para 16°</i>	38
Figura 5.6 <i>Campo de velocidad para 20°</i>	39
Figura 5.7 <i>Campo de presiones para 0°</i>	39
Figura 5.8 <i>Campo de presiones para 4°</i>	40
Figura 5.9 <i>Campo de presiones para 8°</i>	40
Figura 5.10 <i>Campo de presiones para 12°</i>	41
Figura 5.11 <i>Campo de presiones para 16°</i>	41
Figura 5.12 <i>Campo de presiones para 20°</i>	42
Figura 5.13 <i>Campo de velocidad para -4°</i>	42
Figura 5.14 <i>Campo de velocidad para 0°</i>	43
Figura 5.15 <i>Campo de velocidad para 4°</i>	43
Figura 5.16 <i>Campo de velocidad para 8°</i>	44
Figura 5.17 <i>Campo de velocidad para 12°</i>	44
Figura 5.18 <i>Campo de velocidad para 16°</i>	45
Figura 5.19 <i>Campo de velocidad para 20°</i>	45
Figura 5.20 <i>Campo de presiones para -4°</i>	46
Figura 5.21 <i>Campo de presiones para 0°</i>	46
Figura 5.22 <i>Campo de presiones para 4°</i>	47
Figura 5.23 <i>Campo de presiones para 8°</i>	47
Figura 5.24 <i>Campo de presiones para 12°</i>	48

Figura 5.25 <i>Campo de presiones para 16°</i>	48
Figura 5.26 <i>Campo de presiones para 20°</i>	49
Figura 5.27 <i>Comparación de los coeficientes aerodinámicos para $Re = 2 \cdot 106$</i>	49
Figura 5.28 <i>Comparación de los coeficientes aerodinámicos para $Re = 1 \cdot 106$</i>	50
Figura 5.29 <i>Presión y esfuerzo cortante para 0°</i>	50
Figura 5.30 <i>Presión y esfuerzo cortante para 4°</i>	51
Figura 5.31 <i>Presión y esfuerzo cortante para 8°</i>	51
Figura 5.32 <i>Presión y esfuerzo cortante para 12°</i>	51
Figura 5.33 <i>Presión y esfuerzo cortante para 16°</i>	52
Figura 5.34 <i>Presión y esfuerzo cortante para 20°</i>	52
Figura 5.35 <i>Presión y esfuerzo cortante para -4°</i>	53
Figura 5.36 <i>Presión y esfuerzo cortante para 0°</i>	53
Figura 5.37 <i>Presión y esfuerzo cortante para 4°</i>	53
Figura 5.38 <i>Presión y esfuerzo cortante para 8°</i>	54
Figura 5.39 <i>Presión y esfuerzo cortante para 12°</i>	54
Figura 5.40 <i>Presión y esfuerzo cortante para 16°</i>	54
Figura 5.41 <i>Presión y esfuerzo cortante para 20°</i>	55
Figura 5.42 <i>Transición de la capa límite para $Re = 1 \cdot 106$ y $\alpha = -4^\circ$</i>	55
Figura 5.43 <i>Punto de transición de la capa límite para $Re = 1 \cdot 106$ y $\alpha = -4^\circ$</i>	56
Figura 5.44 <i>Transición de la capa límite para $Re = 1 \cdot 106$ y $\alpha = 0^\circ$</i>	56
Figura 5.45 <i>Punto de transición de la capa límite para $Re = 1 \cdot 106$ y $\alpha = 0^\circ$</i>	56
Figura 5.46 <i>Transición de la capa límite para $Re = 1 \cdot 106$ y $\alpha = 4^\circ$</i>	57
Figura 5.47 <i>Punto de transición de la capa límite para $Re = 1 \cdot 106$ y $\alpha = 4^\circ$</i>	57
Figura 5.48 <i>Transición de la capa límite para $Re = 1 \cdot 106$ y $\alpha = 8^\circ$</i>	57
Figura 5.49 <i>Punto de transición de la capa límite para $Re = 1 \cdot 106$ y $\alpha = 8^\circ$</i>	58

Índice de tablas

Tabla 4.1. <i>Datos geométricos del perfil</i>	23
Tabla 4.2 <i>Estudio de sensibilidad para las tres mallas utilizadas</i>	24
Tabla 4.3 <i>Condiciones de frontera</i>	26
Tabla 4.4 <i>Condiciones de frontera para la pared</i>	26
Tabla 4.5 <i>Resultados para el análisis de convergencia $Re=2E6$</i>	27

1. Introducción

El presente trabajo de investigación es una continuación de la investigación de grado basado en el perfil de una turbina eólica diseñada para operar en Perú. (Mendoza, 2018)

Esta turbina fue diseñada utilizando el perfil aerodinámico Wortmann FX 60-126, el cual se le hizo un estudio comparativo entre resultados experimentales y computacionales en base al modelo RANS k-w SST utilizando el programa Ansys CFX.

El estudio de perfiles aerodinámicos para aplicaciones industriales bajo un enfoque computacional es un tema el cual no ha sido desarrollado en su totalidad a nivel local debido a que los estudios se han centrado prioritariamente en la aplicación final cómo las turbinas o bombas, para así obtener resultados globales como torque, potencia, fuerzas de sustentación y arrastre. Sin embargo, no ha habido estudios de forma local sobre la verificación y validación que ocurren en el desarrollo alrededor del perfil y los efectos que podrían ocasionar en el rendimiento de los mismos.

Es por ello que en el presente trabajo se analiza el perfil Wortmann FX 60-126 mediante modelos de turbulencia RANS utilizando el resolvidor de OpenFoam y tendrá como objetivo desarrollar el flujo alrededor del perfil, obtener las curvas de coeficientes de sustentación, arrastre y analizar los escenarios para ángulos de ataque mayores a 12deg.

1.1. Objetivo general

Simular el perfil Wortmann FX 60-126 mediante diferentes modelos de turbulencia RANS y validar con cuál de los modelos se aproxima a los resultados experimentales.

1.2. Objetivo específico

- Establecer un proceso de generación de geometría y mallado.
- Entender y definir el caso de simulación de perfiles aerodinámicos.
- Conocer y aplicar el resolvidor de OpenFoam.
- Analizar el desarrollo del perfil y de la capa límite.
- Analizar el efecto de desprendimiento sobre los coeficientes aerodinámicos.
- Analizar los casos de ángulos de ataque que difieren de los experimentales.

1.3. Metodología de trabajo

La metodología de trabajo será un flujo convencional de simulación computacional.

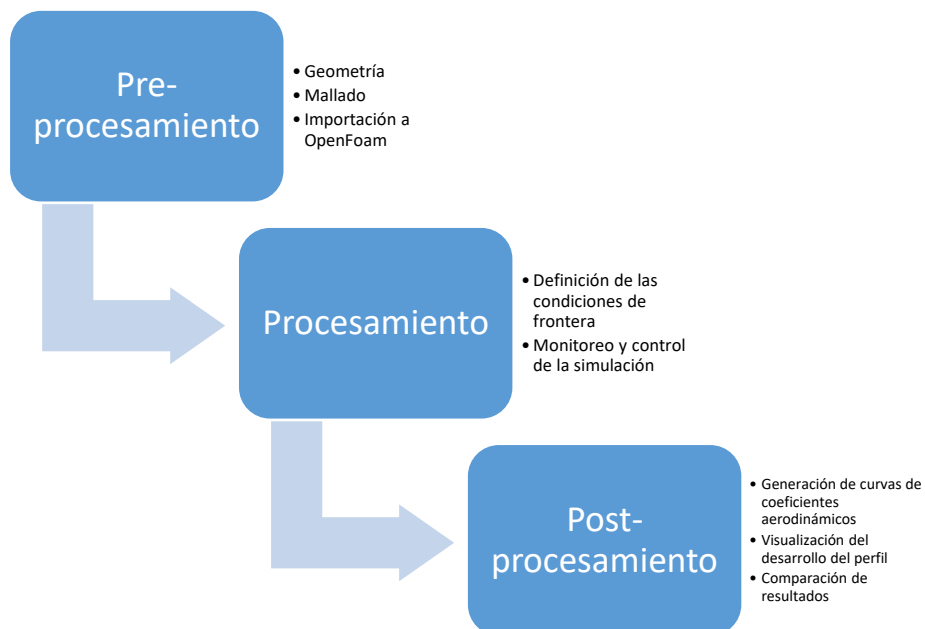
En primera instancia, se inicia obteniendo las coordenadas del perfil aerodinámico en un archivo de texto y a través de un desarrollo en una hoja de cálculo, se introduce dentro del mallador GMSH para obtener la malla computacional.

Posteriormente, una vez que se exporta la malla computacional esta se importa al fichero del caso de estudio mediante el comando `gmshToFoam`. Una vez importado, se configura las condiciones de frontera y los ficheros del control de la simulación utilizando OpenFoam.

Finalmente, para el monitoreo y post-procesamiento de los resultados, se utiliza el programa Paraview, donde se extraerá la información relevante la cual permitirá realizar comparaciones y generar conclusiones.

Figura 1.1.

Diagrama metodológico para el proceso de simulación



2. Aerodinámica y capa límite

El estudio del fluido alrededor de un cuerpo es bien conocido como aerodinámica. Si bien el estudio de la mecánica de fluidos podemos dividirlo en mecánica de gases, aerodinámica e hidrodinámica, comúnmente tanto para aire o agua se suele referir como aerodinámica.

Entre las aplicaciones que podríamos rescatar de casos aerodinámicos tenemos desde batallas navales en el siglo XIV (España vs Inglaterra), el primer vuelo de los hermanos Wright en 1903 hasta ideas innovadoras para su época como proponer cuerpos redondeos en vez de esbeltos para aplicaciones de flujo compresible en balística.

Este desarrollo de la mecánica de fluidos fue gracias a que en el tiempo se desarrollaron las ecuaciones que hoy en día gobierna al flujo de fluidos, las ecuaciones de Navier Stokes. No obstante, los científicos o ingenieros enfrentaban grandes retos cuando traban de explicar el comportamiento de un fluido alrededor de un cuerpo, hablamos del arrastre. A nivel analítico, en base a las teorías en ese momento, flujo potencial, no se obtenía este valor del arrastre mientras que al realizar los experimentos, claramente podían detectar que existe una fuerza directamente opuesta al movimiento del cuerpo (Abbott & Doenhoff, 1959).

No fue hasta el año 1904, donde Ludwig Prandtl presentó en el Tercer Congreso Internacional de Matemáticas el concepto de la capa límite en base a las observaciones de desprendimiento que realizó. Así logró resolver y dar respuesta a las interrogantes de esa época para compatibilizar entre los resultados teóricos y experimentales.

Mediante el concepto de la capa límite, Prandtl logró simplificar las ecuaciones de Navier Stokes y así nacieron las ecuaciones de la capa límite, las cuales permitieron desarrollar técnicas de resolución analíticas o numéricas para describir el comportamiento del fluido alrededor de los cuerpos inmersos.

Entre las líneas de interés que podemos desprender de la capa límite podemos describir acerca de la transición de laminar a turbulento, que hoy en día sigue siendo un tema de investigación según Anderson. De igual manera, con el avance tecnológico a través del tiempo, los métodos numéricos fueron creciendo en base a ley de Moore y hoy en día tenemos lo que es conocido como la Dinámica de Fluidos Computacional.

2.1. Perfiles aerodinámicos

El estudio del perfil aerodinámico ha sido de gran interés para diferentes tipos de industrias, donde principalmente se desarrollaron pruebas experimentales para calcular sus coeficientes aerodinámicos. Estas industrias abarcan los entornos militares, industriales, comerciales entre otros. Para mayor referencia sobre las fuerzas y coeficientes aerodinámicos puede consultar Fundamentals of Aerodynamics (Anderson, 2016).

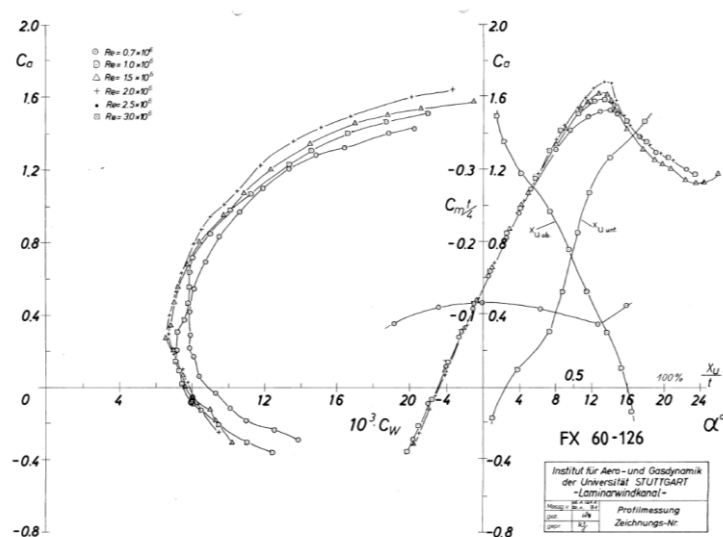
En diversas instituciones podemos encontrar una gran diversidad de reportes de investigaciones experimentales acerca de perfiles aerodinámicos cómo en SUMMARY OF AIRFOIL DATA (Stivers et al., 1945), THE CHARACTERISTICS OF 78 RELATED AIRFOIL SECTIONS (Jacobs et al., 1933), Stuttgart Profilkatalog I (Althaus et al., 1981) o más recientes reportes del NREL (National Renewable Energy Laboratory, s. f.).

2.2. Perfil Wortmann FX 60 – 126

El perfil aerodinámico fue desarrollado por el Dr. F.X. Wortmann y los experimentos realizados en el Instituto de Aerodinámica y Gas-dinámica de la Universidad de Stugartt en el año 1962. En la Figura 2.1 se muestra los resultados aerodinámicos del perfil Wortmann FX 60-126.

Figura 2.1

Datos experimentales del Perfil Wortman FX 60-126

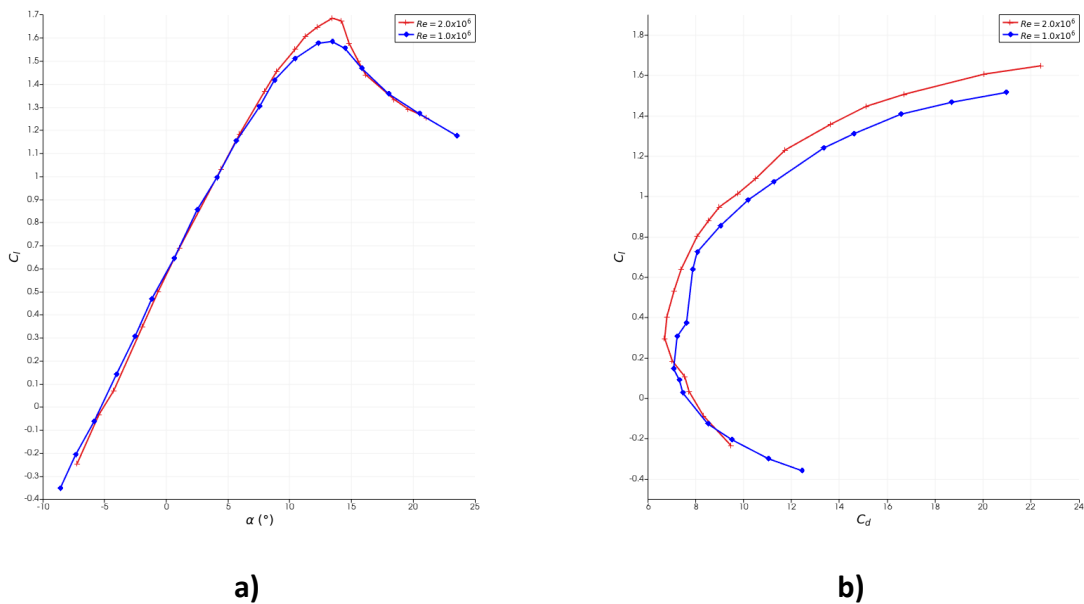


Nota. Adaptado de Stuttgarter Profilkatalog (p. 95), (Althaus et al., 1981), F. Vieweg.

Mediante un asistente de procesamiento de imágenes en línea (<http://www.graphreader.com/>), se obtuvieron las curvas aerodinámicas y se introdujeron en ParaView para poder obtener las curvas de coeficiente de sustentación y arrastre para $Re=1.0 \times 10^6$ y $Re=2.0 \times 10^6$ y transición del perfil para $Re=1.0 \times 10^6$.

Figura 2.2

Coefficientes aerodinámicos experimentales

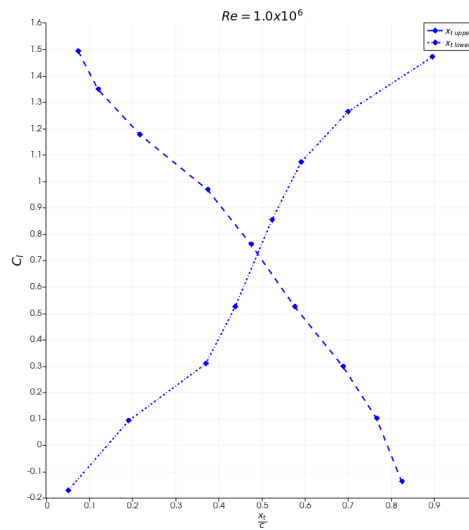


Nota. Coeficientes aerodinámicos experimentales del perfil Wortmann FX 60-126 extraídos del Stuttgarter Profilkatalog (p. 95), (Althaus et al., 1981), F. Vieweg. a) Coeficientes de sustentación. b) Coeficientes de arrastre en función la de sustentación.

Así mismo, se logró extraer información de los puntos de transición de la capa límite lamina a turbulento proveniente del Profilkatalog I para el caso del número de Reynolds $Re = 1 \cdot 10^6$ y para los ángulos de ataque $\alpha = [-4,0,4]$.

Figura 2.3

Puntos de transición



Nota. Punto de transición para la superficie superior e inferior en base al coeficiente sustentación para $Re = 1 \cdot 10^6$.

2.3. Turbinas eólicas

Se menciona a la turbina eólica Waira 12, con 25 kW de potencia y de 12m de diámetro, para ilustrar una aplicación del perfil Wortmann FX 60-126, que ha sido utilizado en el diseño elaborado por la empresa Waira Energía.

Esta turbina opera bajo condiciones de operación tal que los número de Reynolds a lo largo de las diferentes estaciones de la pala, se encuentran alrededor de 1 millón a 1.3 millones (Mendoza Gomero, 2018), a excepción de la locación en la punta de la pala, donde el valor del número de Reynolds es de 680 000.

Este tipo de turbinas se encuentran dentro de la categoría de pequeña potencia (hasta 100 kW), donde en Perú se ha desarrollado diversos modelos para magnitudes menores (3kW, 5 kW). Por ende y en base a los números de Reynolds descritos anteriormente, para turbinas eólicas de menor potencia, el número de Reynolds resultante sería menor a lo obtenido en el estudio del Waira 12. Esto nos lleva a suponer que el perfil podría llegar a los $Re = 500\,000$, que es el valor característico para la transición de laminar a turbulento en aplicaciones aerodinámicas (Anderson, 2016).

Figura 2.4

Turbina eólica Waira 12



Nota. Turbina eólica con diámetro de 12 m diseñada con el perfil Wortmann FX 60-126.

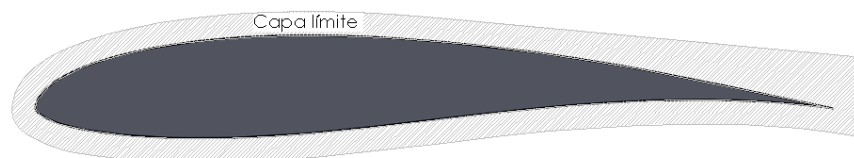
2.4.CAPA LÍMITE

La capa límite es la región viscosa adyacente a una superficie de un cuerpo donde existen gradientes altos de velocidad y el esfuerzo cortante se vuelve significativo. En la región lejana a la superficie al no haber gradientes de velocidad considerables, el flujo se considera como flujo no viscoso.

La capa límite tiene mayor influencia en el arrastre por fricción de un cuerpo aerodinámico, aunque en los casos donde hay desprendimiento del fluido resulta en un incremento del arrastre por el cambio de la distribución de la presión.

Figura 2.5

Capa límite alrededor de un perfil aerodinámico

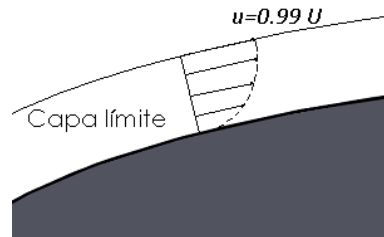


Adicionalmente, debido a que en flujo real la velocidad del fluido en el cuerpo es cero se genera un esfuerzo cortante en la pared y un perfil de velocidad a lo largo de la capa límite

Este gradiente de velocidad se extiende hasta una magnitud 99% de una velocidad característica del flujo. Esta distancia del perfil de velocidad es denominada el espesor de la capa límite.

Figura 2.6

Perfil de velocidad de la capa límite



La relación entre el esfuerzo cortante en la pared y el gradiente de velocidad de la capa límite se relaciona a través de la Ecuación (2.1) .

$$\tau_w = \mu \left(\frac{dV}{dy} \right)_{y=0} \quad (2.1)$$

Y el coeficiente de fricción se puede representar en función al esfuerzo cortante en la pared.

$$c_f = \frac{\tau_w}{\frac{1}{2} \rho_\infty V_\infty^2} \quad (2.2)$$

Finalmente, las ecuaciones de la capa límite fueron desarrolladas por Prandtl en 1904 y las podemos encontrar en *Fundamentals of Aerodynamics* (Anderson, 2016). A continuación, se presentan las ecuaciones de la capa límite bidimensional:

Continuidad:
$$\frac{\partial(\rho u)}{\partial x} + \frac{\partial \rho v}{\partial y} = 0 \quad (2.3)$$

$$\text{Momento en x: } \rho u \frac{\partial u}{\partial x} + \rho v \frac{\partial u}{\partial y} = -\frac{dp_e}{dx} + \frac{\partial}{\partial y} \left(\mu \frac{\partial u}{\partial y} \right) \quad (2.4)$$

$$\text{Momento en y: } \frac{\partial p}{\partial y} = 0 \quad (2.5)$$

2.4.1. Capa límite laminar

Posterior al desarrollo de las ecuaciones de la capa límite, Blasius en 1908 resolvió estas ecuaciones tomando como condiciones un régimen laminar y aplicado a una placa plana.

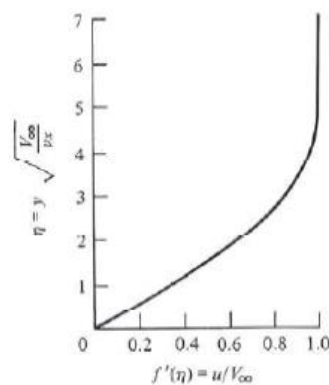
Al simplificar las ecuaciones, obtuvo una ecuación diferencial ordinaria no lineal (ver Anderson, pag. 1014).

$$2f''' + ff'' = 0 \quad (2.6)$$

Al resolver esta ecuación utilizó cambios de variables adimensionales y aplicando métodos numéricos se obtuvo el perfil de velocidad para una placa plana, como podemos ver en la Figura 2.7.

Figura 2.7

Perfil de velocidad de una placa plana



Nota. Perfil de velocidad para una placa plana utilizando la solución de Blasius.

Utilizando los resultados y reemplazando el esfuerzo cortante en la pared obtuvo las ecuaciones para el coeficiente de fricción y el espesor de la capa límite para una placa plana.

$$c_f = \frac{0.664}{\sqrt{Re_x}} \quad (2.7)$$

$$\delta = \frac{5.0x}{\sqrt{Re_x}} \quad (2.8)$$

2.4.2. Capa límite turbulenta

A diferencia de la sección anterior, donde el régimen de la capa límite es considerado laminar y permitió obtener una ecuación diferencial; en esta sección se considera a la capa límite en régimen turbulento y por ende la complejidad de resolver las ecuaciones parciales no lineales.

La turbulencia ha tenido distintas definiciones o características que describen a este régimen entre ellas cómo caótico, disipativo o de máximo desorden. Actualmente sigue siendo uno de los grandes misterios por resolver (Theodore Von Karman, 1967).

Una de las maneras de lograr representar a la turbulencia es utilizando los denominados modelos de turbulencia, que estos suelen reemplazar a la viscosidad por ella mismo más una viscosidad turbulenta. Esta última es la cual se busca resolver aproximando a diferentes modelos entre ecuaciones algebraicas, modelos de una, dos o hasta cuatro ecuaciones. Hablaremos un poco más de los modelos de turbulencia en la Capítulo 3.

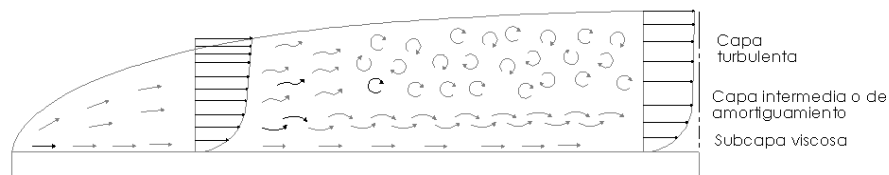
2.4.3. Transición en la capa límite

La transición en la capa límite consiste en la modificación del régimen laminar a turbulento dentro de esta zona. Esta transición puede deberse a diversos parámetros cómo gradientes adversos según el tipo de geometría o las condiciones del flujo aguas arribas. Este rango de transición generalmente se idealiza cómo un punto, conocido como el punto de transición de la capa límite. Este punto lo utilizaremos para identificar la transición en nuestro estudio.

Adicionalmente a la capa límite basada en el perfil de velocidad, existe la capa límite térmico, basada en el perfil de temperatura que se genera de forma análoga al perfil de velocidad. En el presente estudio solo nos centraremos en la capa límite de velocidad.

Figura 2.8

Esquema de la transición de la capa límite.



3. Modelos de turbulencia

Para resolver el flujo de fluidos alrededor de cuerpos aerodinámicos se han desarrollado diversas técnicas entre modelos analíticos llegando hasta hoy en día a modelos computacionales, donde estos modelos acoplan la física del problema, utilizan un modelo matemático y mediante la implementación de un método numérico permiten resolver las ecuaciones de Navier Stokes utilizando modelos de turbulencia o resolviendo directamente las ecuaciones.

Resolver las ecuaciones de Navier-Stokes es conocido como Direct Numerical Simulation (DNS) y es altamente costoso a nivel computacional. Una técnica de menor costo que la simulación directa, es de modelar sólo los remolinos más pequeños, mientras que los grandes pueden ser resueltos mediante la técnica de Large Eddy Simulation (LES). Para efectos prácticos, la simulación LES sigue siendo igual de costoso para aplicaciones industriales, donde el tiempo es una prioridad que impacta en la producción. Para ello se cuenta con el tipo de simulación RANS (Reynolds Average Navier Stokes), el cual promedia las variables de interés en el flujo de fluidos y mediante la modelación de la viscosidad turbulenta, permiten realizar la simulación de una manera viable a comparación de los altos costos computacionales como LES o DNS.

En el presente estudio utilizaremos el método de simulación tipo RANS, el cual descompone la variable instantánea de velocidad en una promediada y una fluctuante, cómo se describe en la Ecuación (3.1).

$$u = \bar{u} + u' \quad (3.1)$$

Donde las ecuaciones de continuidad y Navier-Stokes para flujo incompresible al reemplazarlas por la descomposición de la velocidad se obtiene las Ecuaciones (3.2, (3.3 y (3.4.

$$\text{Continuidad} \quad \frac{\partial \bar{\rho}}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_j} (\bar{\rho} \bar{u}_j) = 0 \quad (3.2)$$

$$\text{Momento} \quad \frac{\partial}{\partial t} (\bar{\rho} \bar{u}_i) + \frac{\partial}{\partial x_j} (\bar{\rho} \bar{u}_i \bar{u}_j) = -\frac{\partial \bar{p}}{\partial x_i} + \frac{\partial}{\partial x_j} (\bar{\tau}_{ij} - \rho \overline{u'_i u'_j}) \quad (3.3)$$

$$(\bar{\tau}_{ij})_{turb} = -\rho \overline{u'_i u'_j} \quad (3.4)$$

Donde $(\bar{\tau}_{ij})_{turb}$ es el tensor de Reynolds, y es la penalidad que se genera por reemplaza la velocidad con la descomposición de Reynolds.

Para dar cierre al problema, se debe relacionar al tensor de Reynolds con las variables promediadas, asumiendo que el tensor es proporcional al gradiente de velocidad, donde μ_t es la denomina viscosidad turbulenta o de remolino.

$$(\bar{\tau}_{ij})_{turb} = -\rho \overline{u'_i u'_j} = \mu_t \frac{\partial \bar{u}}{\partial y} \quad (3.5)$$

Para modelar μ_t usaremos los modelos de turbelncia SA, SST, SST-LM.

3.1. Modelo *Spalart – Allmaras (SA)*

El modelo Spalart-Allmaras, es un modelo de una sola ecuación la cual representa a la viscosidad turbulenta ν_t en función de una nueva variable $\tilde{\nu}$, conocida como “nu tilda”.

$$\nu_t = \tilde{\nu} f_{\nu 1} \quad (3.6)$$

Donde:

$$f_{\nu 1} = \frac{\chi^3}{\chi^3 + c_{\nu 1}^3} \quad \chi = \frac{\tilde{\nu}}{\nu}$$

Y la ecuación que resuelve $\tilde{\nu}$ es:

$$\frac{\partial \tilde{\nu}}{\partial t} + \nabla \cdot (U\tilde{\nu}) = + \frac{1}{\sigma} [\nabla \cdot (\nu + \tilde{\nu})\nabla \tilde{\nu} + c_{b2}(\nabla \tilde{\nu})^2] - c_{w1}f_w \left(\frac{\tilde{\nu}}{d}\right)^2 \quad (3.7)$$

3.2. Modelo *Shear Stress Transport (SST)*

El modelo de turbulencia k-omega SST es un modelo de dos ecuaciones que resuelve las ecuaciones de transporte para la energía cinética turbulenta (k) y la razón de disipación turbulenta (ω).

El modelo es una combinación de los modelos *k-epsilon* y *k-omega*, el cual utiliza el último cerca de las superficies en contacto mientras que utiliza el primero para las zonas lejanas a la pared.

Las ecuaciones de transporte que resuelve para k y para ω son las (3.8) y (3.9), respectivamente.

$$\frac{\partial(\rho k)}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho U k) = \nabla \cdot \left(\left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_k} \right) \nabla k \right) + P_k - \rho \epsilon \quad (3.8)$$

$$\begin{aligned} \frac{\partial(\rho \omega)}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho U \omega) = & \nabla \cdot \left(\left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_k} \right) \nabla \omega \right) + \frac{\gamma}{\nu_t} P_k - \beta \rho \omega^2 \\ & + 2(1 - F_1) \frac{\rho \sigma_{\omega 2}}{\omega} \nabla k : \nabla \omega \end{aligned} \quad (3.9)$$

Y para limitar la producción de viscosidad turbulenta se incluye la ecuación (3.10).

$$\mu_t = \frac{a_1 \rho k}{\max(a_1 \omega, SF_2)} \quad (3.10)$$

3.3. Modelo *SST $\gamma-Re_\theta$ – Lantry Menter (LM)*

El modelo de turbulencia de Lantry-Menter, es un modelo basado en el SST y contempla la transición de laminar a turbulento mediante un regulador que acciona la producción de turbulencia. Las variables a transportar que se adiciona son γ y $Re_{\theta t}$.

$$\frac{\partial(\rho\gamma)}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho U\gamma) = \nabla \cdot \left(\left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_\gamma} \right) \nabla \gamma \right) + P_\gamma - D_\gamma \quad (3.11)$$

$$\frac{\partial(\rho Re_{\theta t})}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho U Re_{\theta t}) = \nabla \cdot \left(\left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_{\theta t}} \right) \nabla Re_{\theta t} \right) + P_{\theta t} \quad (3.12)$$

Donde la fuente de producción esta limitado por (3.13).

$$P_{\theta t} = 0.03 \frac{\rho}{t} (Re_{\theta freestres m} - Re_{\theta t})(1 - F_{\theta t}) \quad (3.13)$$

Donde:

$$F_{\theta t} = 0 \rightarrow \text{agua afuera}$$

$$F_{\theta t} = 1 \rightarrow \text{cerca a la pared}$$

4. Simulación computacional

4.1. Geometría del problema

Para generar la geometría de estudio primero se obtuvo los datos del perfil en un fichero de texto y se procesó en una hoja de cálculo para tener el formato necesario para abrirlo en el programa GMSH.

Tabla 4.1.

Datos geométricos del perfil

WORTMANN FX 60-126	0.597550	0.074020	0.017040	0.028020
AIRFOIL	0.565260	0.077810	0.009610	0.020960
1.000000 0.000000	0.532700	0.081180	0.004280	0.013490
0.998930 0.000240	0.500000	0.084250	0.001070	0.006750
0.995720 0.000880	0.467300	0.086790	0.000000	0.000000
0.990390 0.001980	0.434740	0.088930	0.001070	-0.003010
0.982960 0.003530	0.402450	0.090410	0.004280	-0.006410
0.973470 0.005540	0.370590	0.091380	0.009610	-0.010120
0.961940 0.007980	0.339280	0.091600	0.017040	-0.014040
0.948440 0.010840	0.308660	0.091300	0.026530	-0.017920
0.933010 0.014120	0.278860	0.090190	0.038060	-0.021320
0.915730 0.017770	0.250000	0.088590	0.051560	-0.024820
0.896680 0.021810	0.222210	0.086150	0.066990	-0.027610
0.875920 0.026110	0.195620	0.083270	0.084270	-0.030450
0.853550 0.030700	0.170330	0.079580	0.103320	-0.032620
0.829670 0.035520	0.146450	0.075550	0.124080	-0.034650
0.804380 0.040550	0.124080	0.070770	0.146450	-0.035980
0.777790 0.045670	0.103320	0.065850	0.170330	-0.037070
0.750000 0.050840	0.084270	0.060210	0.195620	-0.037460
0.721140 0.055890	0.066990	0.054570	0.222210	-0.037510
0.691340 0.060820	0.051560	0.048080	0.250000	-0.036830
0.660720 0.065490	0.038060	0.041740	0.278860	-0.035740
0.629410 0.069940	0.026530	0.034930	0.308660	-0.033920

0.339280	-0.031670	0.691340	0.005470	0.948440	0.006100
0.370590	-0.028770	0.721140	0.007410	0.961940	0.004830
0.402450	-0.025530	0.750000	0.008970	0.973470	0.003570
0.434740	-0.021880	0.777790	0.010060	0.982960	0.002390
0.467300	-0.018140	0.804380	0.010730	0.990390	0.001460
0.500000	-0.014210	0.829670	0.010930	0.995720	0.000680
0.532700	-0.010360	0.853550	0.010740	0.998930	0.000140
0.565260	-0.006530	0.875920	0.010220	1.000000	0.000000
0.597550	-0.002980	0.896680	0.009440		
0.629410	0.000290	0.915730	0.008450		
0.660720	0.003070	0.933010	0.007320		

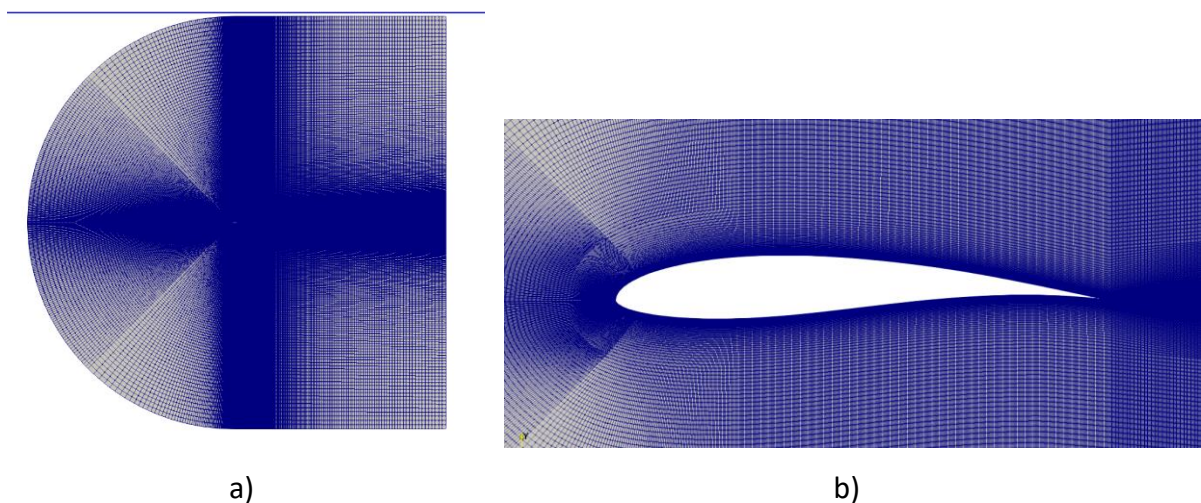
Fuente: <http://airfoiltools.com/airfoil/details?airfoil=fx60126-il>

4.2. Malla computacional

La malla se genera en el programa GMSH, editando el fichero de texto con extensión .geo. Se utilizaron los comandos *bump* and *progression* para poder realizar el refinamiento en la zona de la capa límite.

Figura 4.1

Malla computacional del perfil Wortmann FX 60-126



Nota. a) Malla computacional total. b) Acercamiento de la malla alrededor del perfil.

Para el análisis de sensibilidad de malla se realizaron 3 mallas las cuales en la Tabla XZ podemos encontrar sus dimensiones:

Tabla 4.2

Estudio de sensibilidad para las tres mallas utilizadas

Variable	Zona externa	Zona interna	Elementos
Malla 1	1800 x 200	1800 x 80	504000
Malla 2	1800 x 200	1800 x 90	522000
Malla 3	1800 x 200	1800 x 100	540000

4.3. Condiciones iniciales y de frontera

El perfil será simulado bajo el régimen de Reynolds de $2E6$, lo que para aire atmosférico obtenemos una velocidad de 30.9 m/s.

En la Tabla Tabla 4.3 podemos las condiciones de operación para la simulación.

Tabla 4.3

Condiciones de operación

Variable	Magnitud
Reynolds	$2E6$
Velocidad	30.9 [m/s]
Ángulo de ataque	0 – 20 [deg]
Densidad	1.2 [kg/m ³]
Viscosidad	1.545 [m/s ²]

En la Figura 4.2 se presenta el esquema del dominio computacional para establecer las condiciones de frontera dentro de openFoam. En la tabla Y se describe

Figura 4.2

Esquema de condiciones de frontera

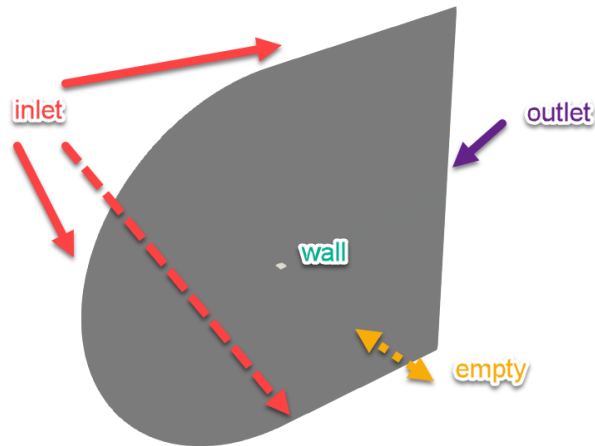


Tabla 4.4

Condiciones de frontera

Variable	Magnitud
Inlet	Velocidad de entrada
Outlet	FreeStreamvelocity
Wall	NoSlip
FrontAndBack	Empty

Para este estudio se decidió investigar las condiciones iniciales y de frontera para poder desarrollar la capa límite alrededor del perfil brindado por Pawel [REF] . Por lo que para nuestro estudio definimos las condiciones para omega, nut, k , nutilda en la Tabla 4.4.

Tabla 4.5

Condiciones de frontera para la pared

Variable	Magnitud
Omega	Fixed Value (1e8)
Nut	nutUSpaldingWallFunction

K	Fixed Value (1e-11)
nuTilda	Fixed Value (cero)

Análisis de convergencia

4.4. ANÁLISIS DE SENSIBILIDAD DE MALLA

Con las tres mallas generadas, se realiza el análisis de sensibilidad de malla para el número de Reynolds de $Re = 2 \cdot 10^6$ con un ángulo de ataque de $\alpha = 16^\circ$. Podemos ver los coeficientes de sustentación, arrastre y valores de Y^+ en la Tabla 4.6.

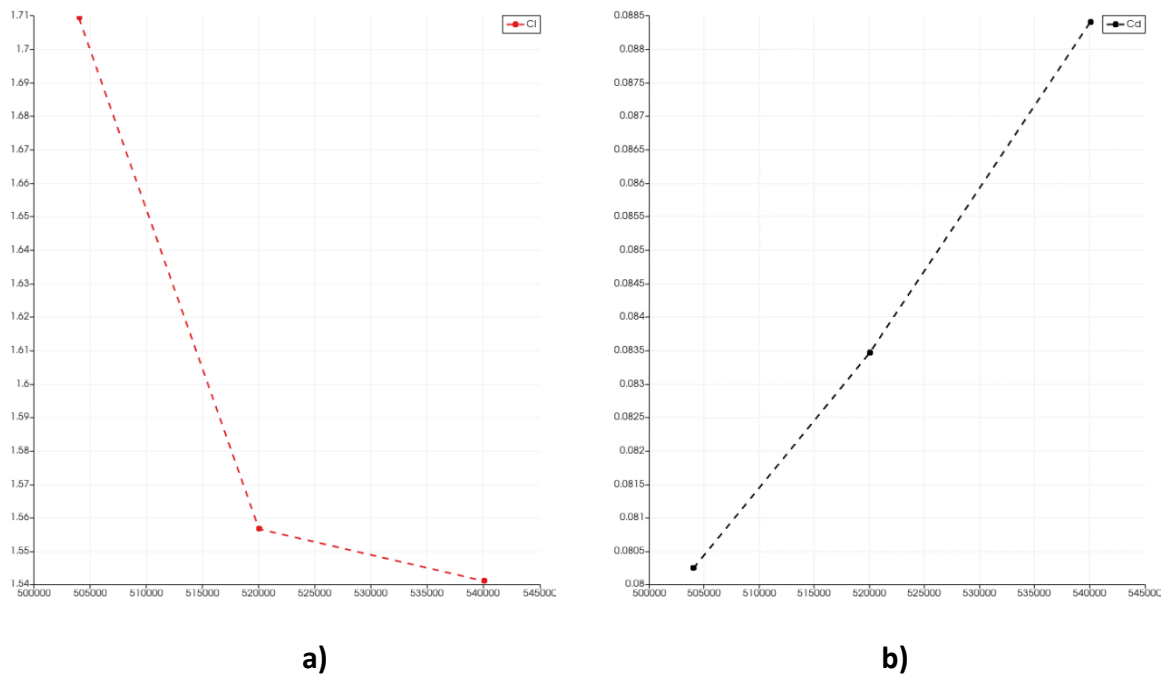
Tabla 4.6

Resultados para el análisis de convergencia $Re=2E6$

<i>N° Malla</i>	<i>N° elem.</i>	<i>Cl</i>	<i>Cd</i>	<i>Y+ [max]</i>	<i>Y+ [ave]</i>
Malla 1	504000	1.70931	0.0802426	5.23	0.932
Malla 2	520000	1.55663	0.0834634	2.49	0.45
Malla 3	540000	1.5411	0.0884014	1.24	0.21

Figura 4.3

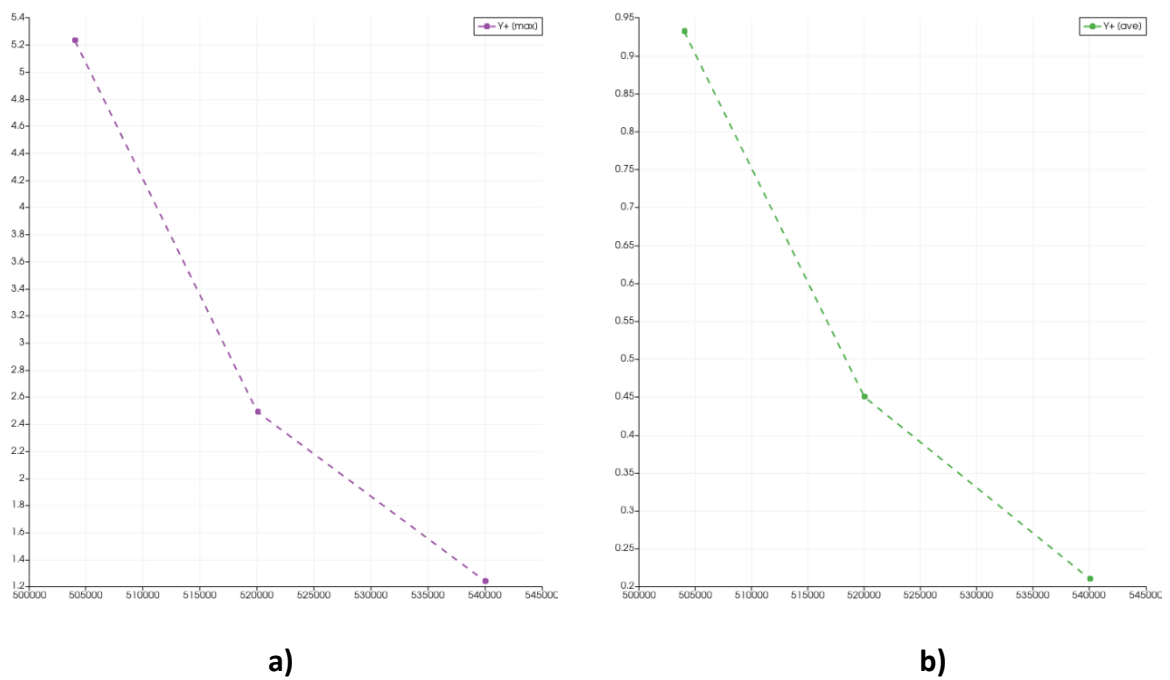
Coefficientes de sustentación y arrastre para diferentes mallas para $\alpha = 16^\circ$



Nota. a) Coeficientes de sustentación de la malla 1,2,3 para $\alpha = 16^\circ$. b) Coeficientes de arrastre de la malla 1,2,3 para $\alpha = 16^\circ$.

Figura 4.4

Valores del Y^+

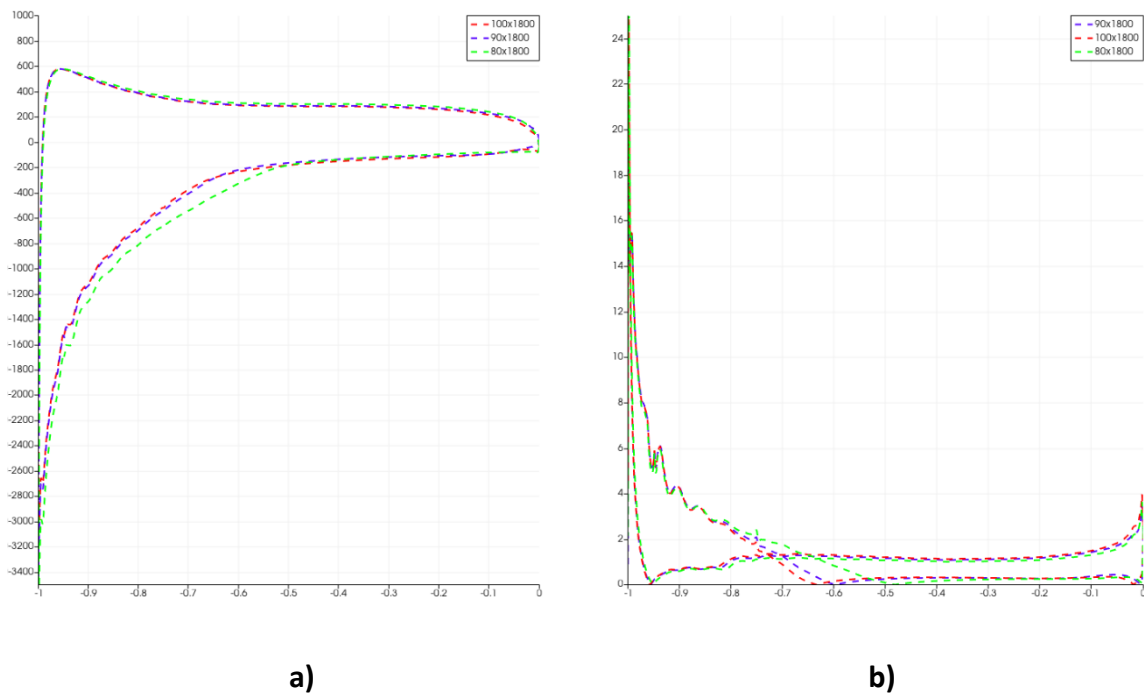


Nota. a) Y^+ máximo de la malla 1,2,3 para $\alpha = 16^\circ$. b) Y^+ promedio de la malla 1,2,3 para $\alpha = 16^\circ$.

Podemos comparar los esfuerzos y presión a lo largo de las 3 mallas.

Figura 4.5

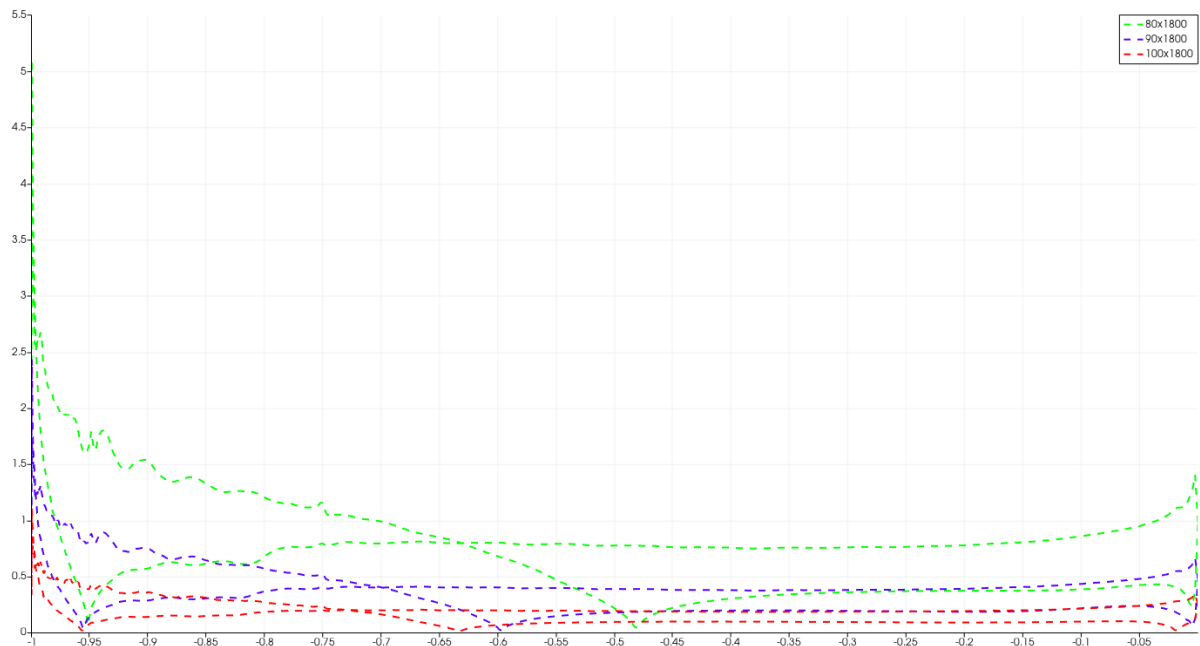
Presión y esfuerzo cortante en el perfil



Nota. a) Presión en el perfil de las mallas 1,2,3 para AoA 16°. b) Esfuerzo cortante en el perfil de las mallas 1,2,3 para AoA 16°.

Figura 4.6

Valores de Y^+ en el perfil para las tres mallas



Nota. Y^+ a lo largo del perfil para las tres distintas mallas para AoA 16° .

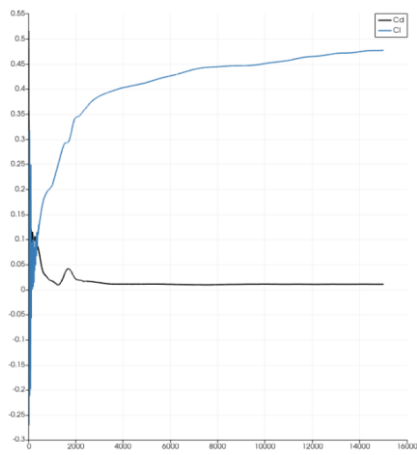
A partir de la Figura 4.6, se puede observar que a partir de la malla 2 el valor del Y^+ es menor a 1 para la mayoría del perfil. En concordancia con la Figura 4.5, se puede apreciar que la malla 2 y 3 tiene un nivel de convergencia alto a diferencia de la malla 1.

Por tanto, para estar seguros que estamos cumpliendo el valor de y^+ menor a 1 y con la seguridad que la presión y esfuerzos convergen optaremos por tomar la malla 3 para el estudio del presente trabajo de investigación.

A continuación, se brinda los residuales y coeficientes de sustentación de la malla 3 para los ángulos de ataque de 0,4,8,12,16,20.

Figura 4.7

Monitores coeficientes de sustentación y residuales 0°



a)

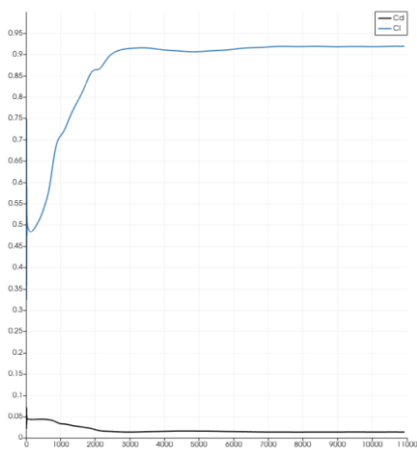


b)

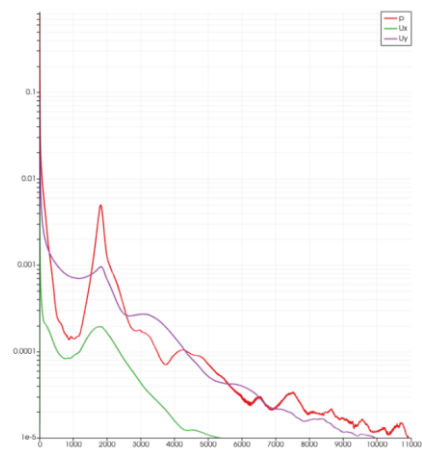
Nota. a) Coeficiente de sustentación y arrastre para 0° malla 3. b) Residuales para 0° malla 3.

Figura 4.8

Monitores coeficientes de sustentación y residuales 4°



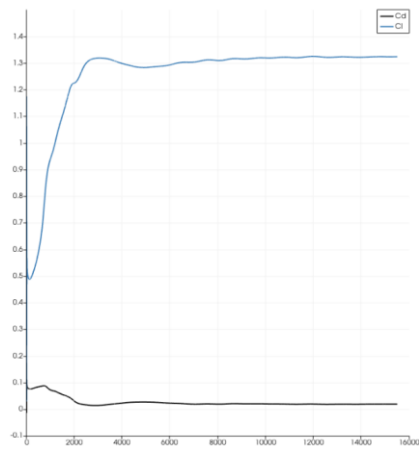
Coeficiente de sustentación y arrastre para
4° malla 3.



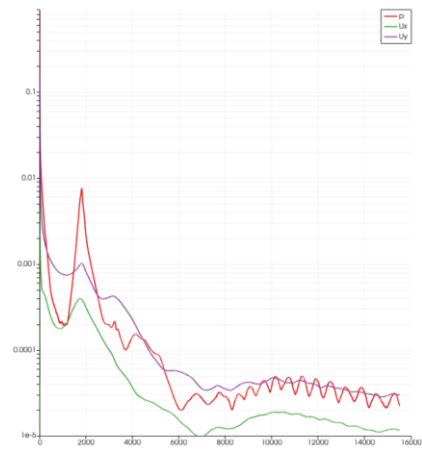
Residuales para 4° malla 3.

Figura 4.9

Monitores coeficientes de sustentación y residuales 8°



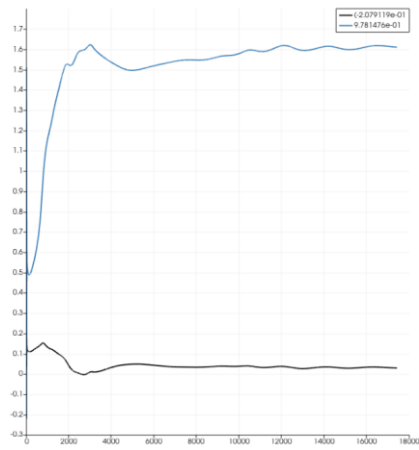
Coefficiente de sustentación y arrastre para
8° malla 3.



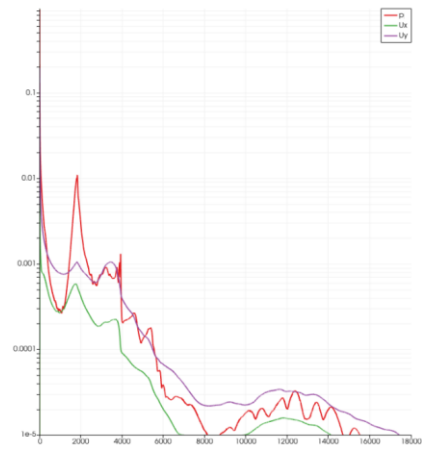
Residuales para 8° malla 3.

Figura 4.10

Monitores coeficientes de sustentación y residuales 12°



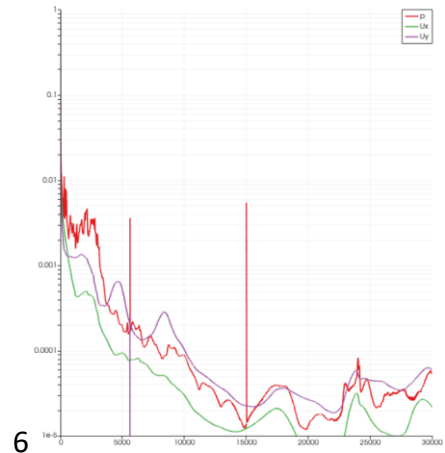
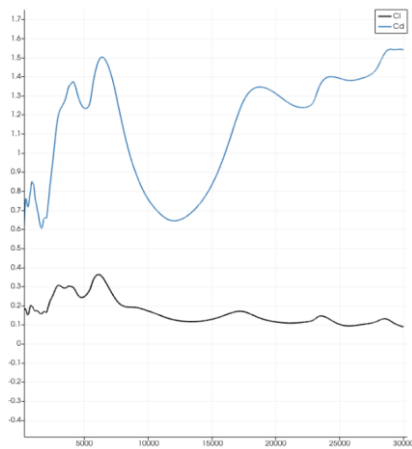
Coefficiente de sustentación y arrastre para
12° malla 3.



Residuales para 12° malla 3.

Figura 4.11

Monitores coeficientes de sustentación y residuales 16°

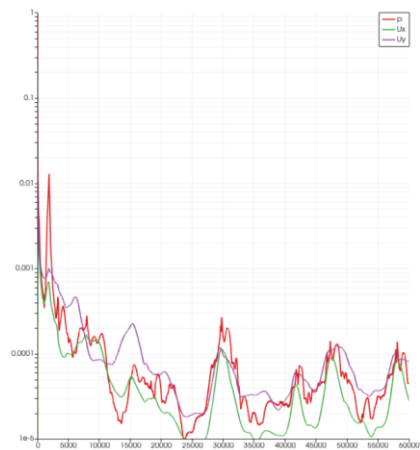
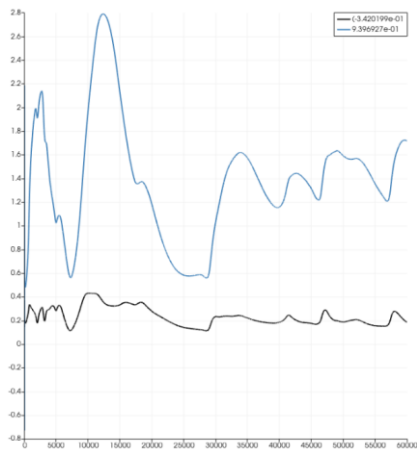


Coefficiente de sustentación y arrastre para
16° malla 3.

Residuales para 16° malla 3.

Figura 4.12

Monitores coeficientes de sustentación y residuales 20°



a)

b)

Nota. a) Coeficiente de sustentación y arrastre para 20° malla 3. b) Residuales para 20° malla 3.

4.5.RESOLUCIÓN EN LA CAPA LÍMITE

En esta sección se realiza la extracción de velocidades adimensionales en la zona de capa límite para las locaciones de $x=25\%$, 50% y 75% en la superficie del perfil para las condiciones de el número de Reynolds de $Re = 2 \cdot 10^6$ con un ángulo de ataque de $\alpha = 16^\circ$, y se comparan con las funciones de pared para la sub-capa viscosa.

Figura 4.13

Esquema para perfiles de velocidad en $x=25\%$, $x=50\%$ y $x=75\%$

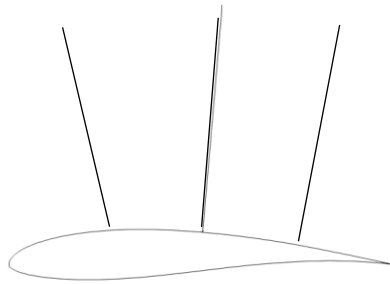
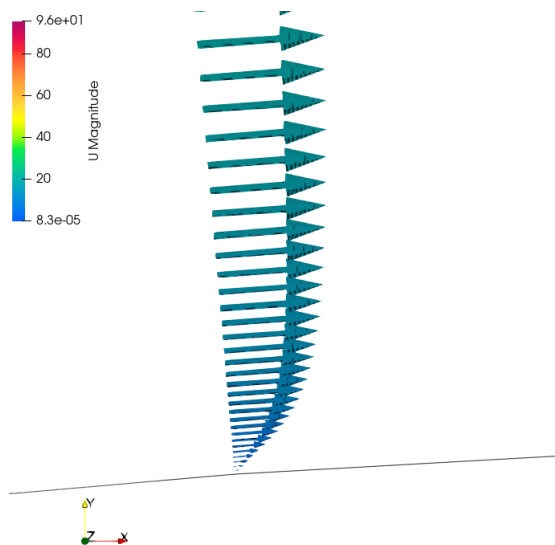
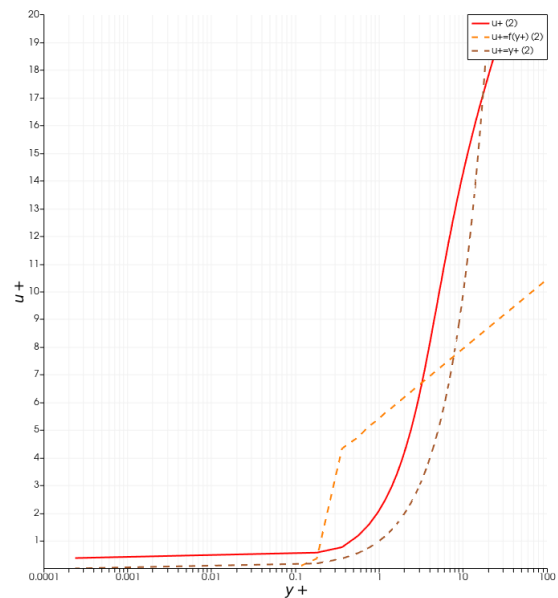


Figura 4.14

Perfil de velocidad para $x=25\%$



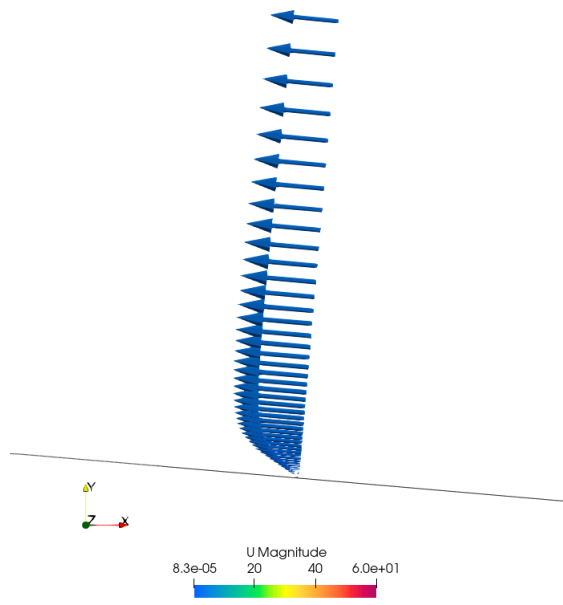
Perfil de velocidad al $x=25\%$.



U+ vs Y+ al $x=25\%$.

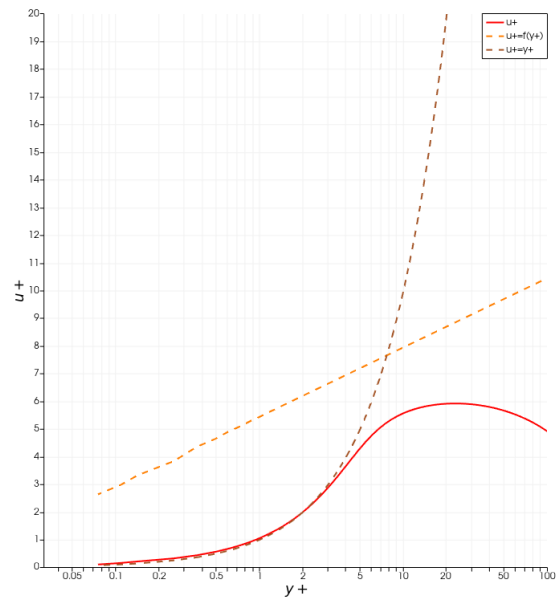
Figura 4.15

Perfil de velocidad para $x=50\%$



a)

Perfil de velocidad al $x=50\%$.

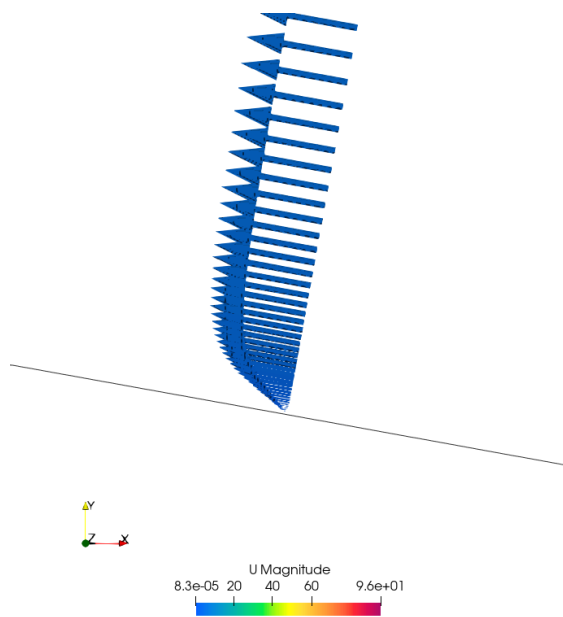


b)

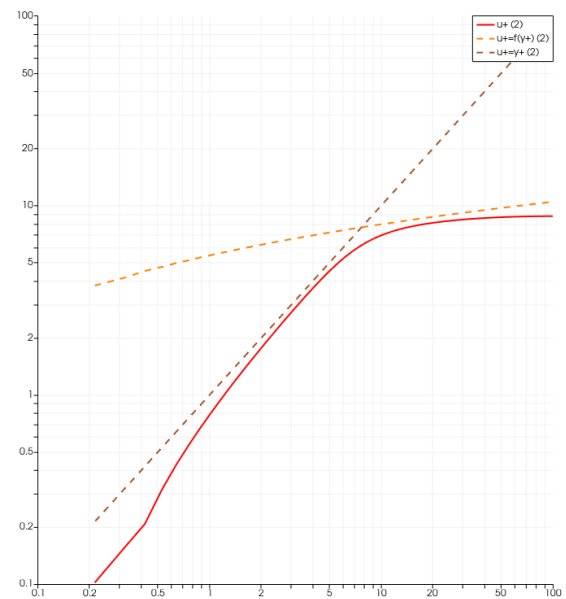
U^+ vs Y^+ al $x=50\%$.

Figura 4.16

Perfil de velocidad para $x=75\%$



Perfil de velocidad al $x=75\%$.



U^+ vs Y^+ al $x=75\%$.

5. Resultados y análisis

Este capítulo lo dividiremos en cuatro secciones. La primera muestra los resultados del campo de fluido alrededor del perfil y el segunda muestra los coeficientes aerodinámicos del perfil. El tercero muestra los valores de presión y esfuerzo cortante a lo largo del perfil. Por último, en la cuarta sección se muestran los resultados de la transición de la capa límite.

5.1.RESULTADOS FLUIDODINAMICOS

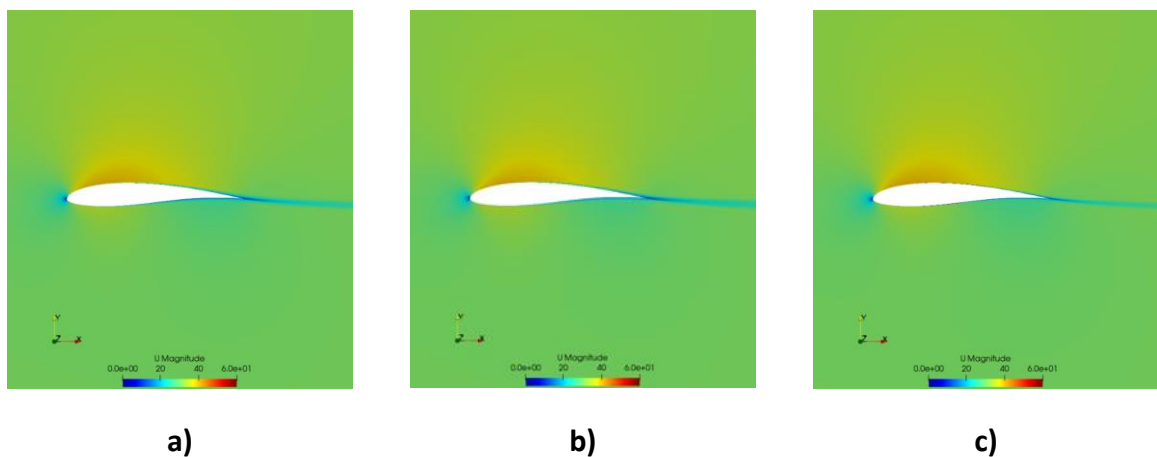
En esta sección se muestran los campos de velocidad y presión alrededor del perfil para los diferentes ángulos de ataque y para los dos números de Reynolds.

5.1.1. Resultados para Reynolds $Re = 2 \cdot 10^6$

En esta sección se presenta los campos de velocidad y presión para $Re = 2 \times 10^6$. Es decir, para una velocidad de $V = 30.9 \frac{m}{s}$.

Figura 5.1

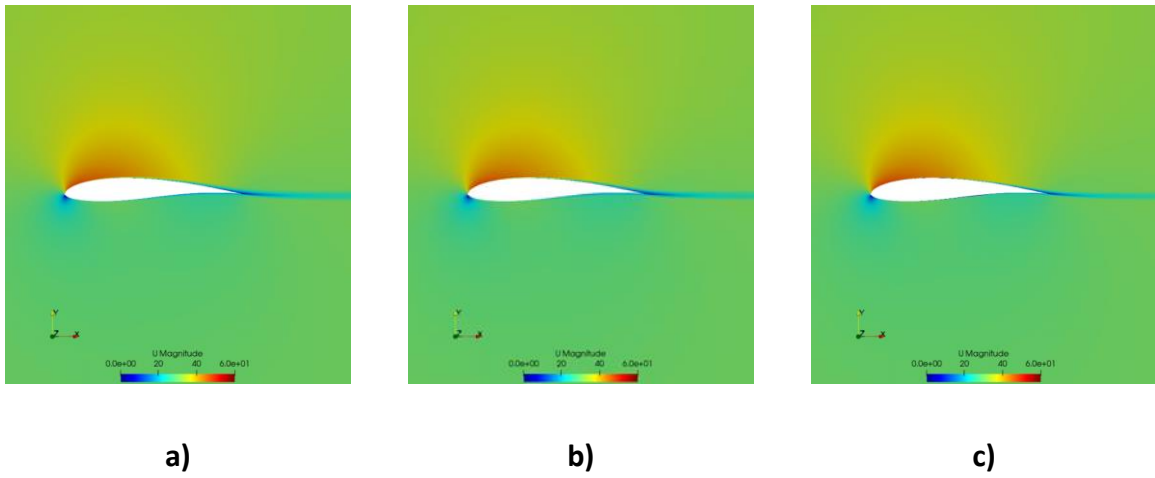
Campo de velocidad para 0°



Nota. a) Spalart-Allmaras. b) Shear Stress Transport. c) SST – Langtry Menter.

Figura 5.2

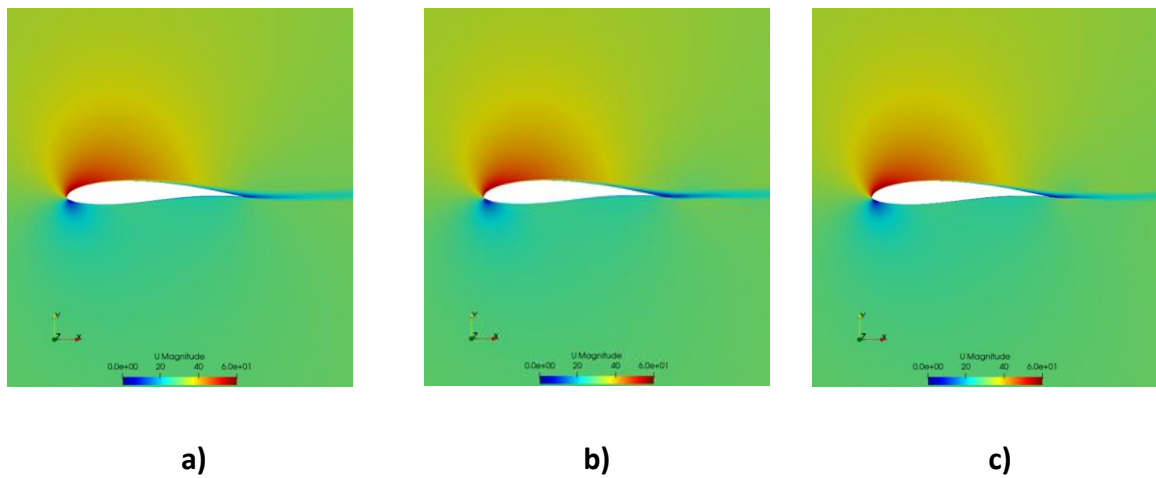
Campo de velocidad para 4°



Nota. a) Spalart-Allmaras. b) Shear Stress Transport. c) SST – Langtry Menter.

Figura 5.3

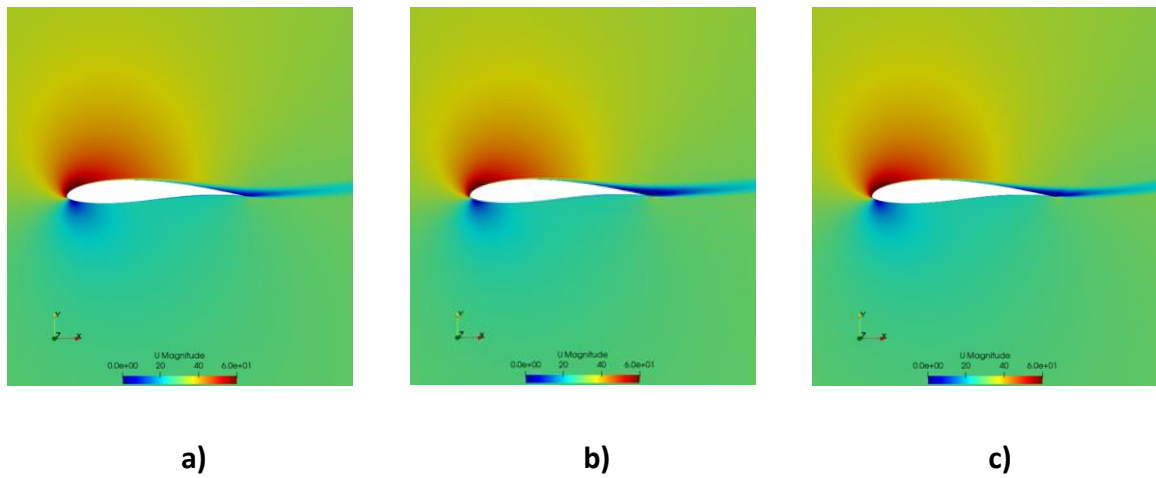
Campo de velocidad para 8°



Nota. a) Spalart-Allmaras. b) Shear Stress Transport. c) SST – Langtry Menter.

Figura 5.4

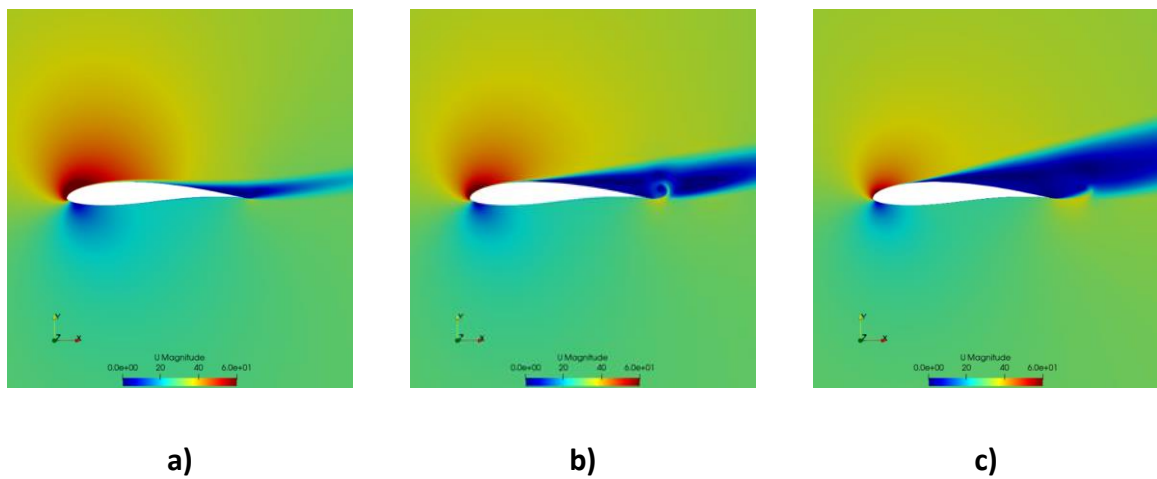
Campo de velocidad para 12°



Nota. a) Spalart-Allmaras. b) Shear Stress Transport. c) SST – Langtry Menter.

Figura 5.5

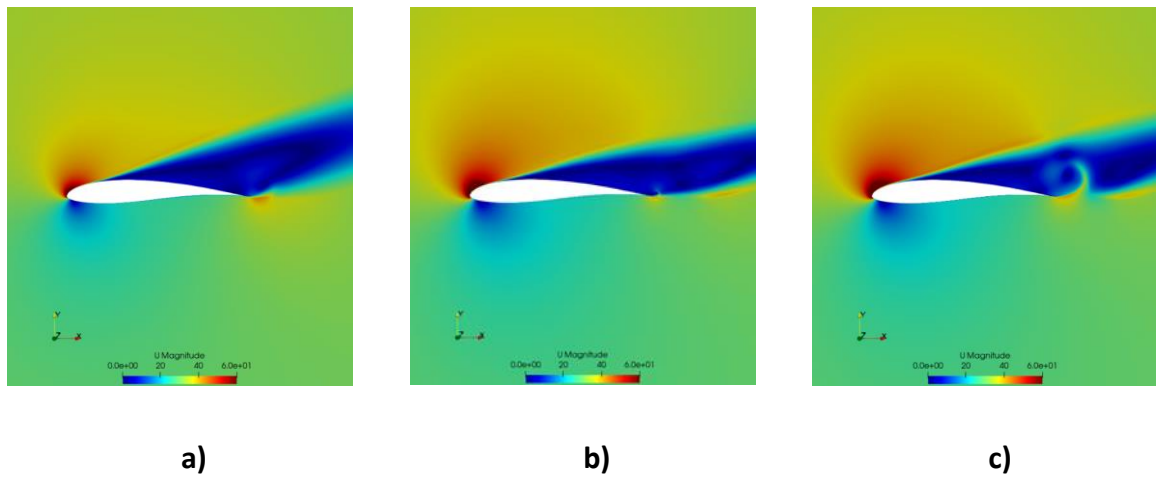
Campo de velocidad para 16°



Nota. a) Spalart-Allmaras. b) Shear Stress Transport. c) SST – Langtry Menter.

Figura 5.6

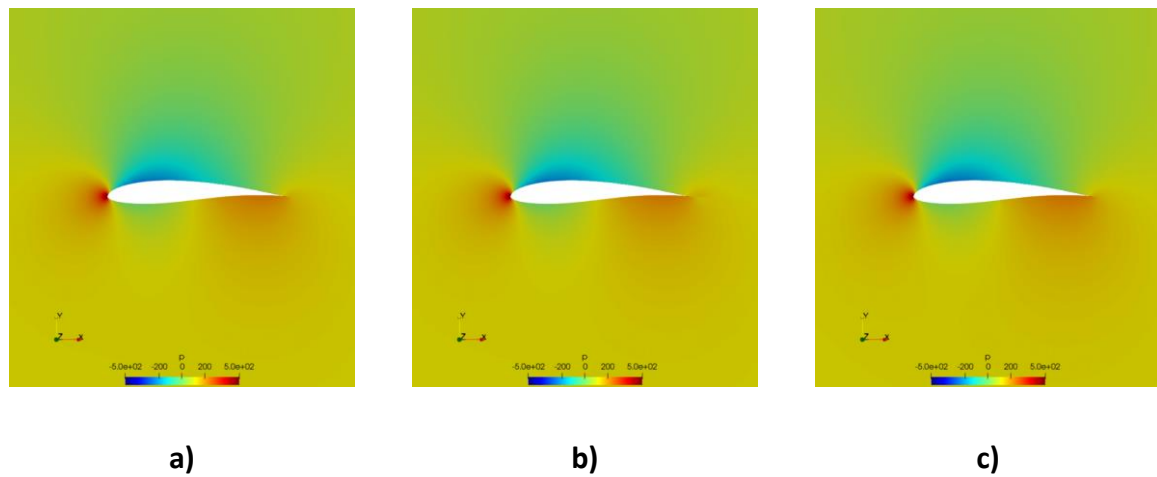
Campo de velocidad para 20°



Nota. a) Spalart-Allmaras. b) Shear Stress Transport. c) SST – Langtry Menter.

Figura 5.7

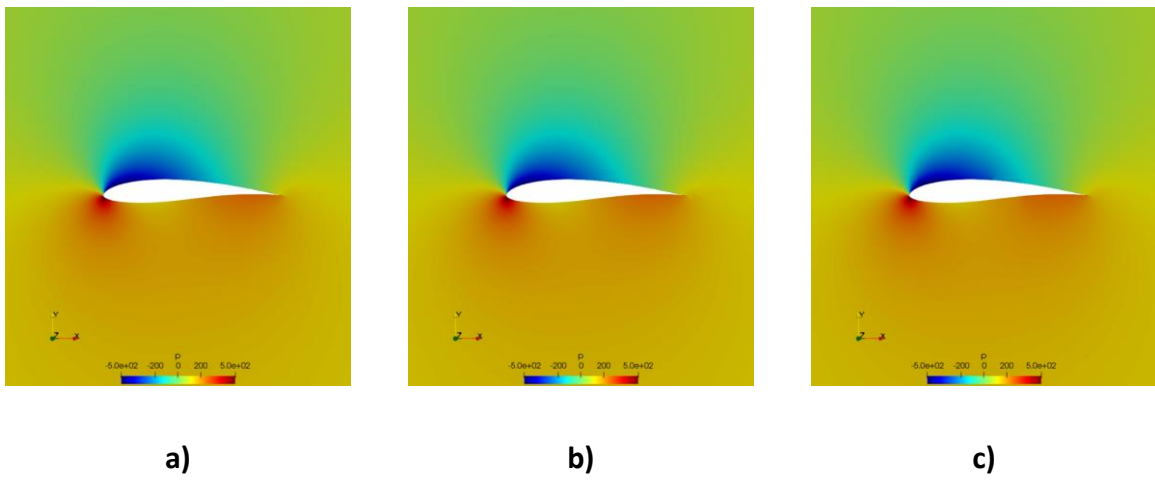
Campo de presiones para 0°



Nota. a) Spalart-Allmaras. b) Shear Stress Transport. c) SST – Langtry Menter.

Figura 5.8

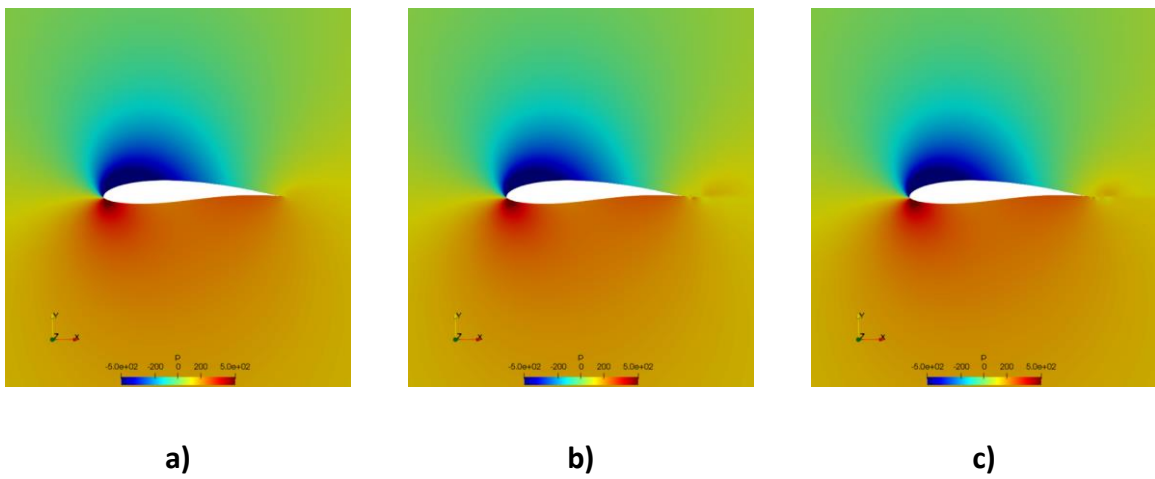
Campo de presiones para 4°



Nota. a) Spalart-Allmaras. b) Shear Stress Transport. c) SST – Langtry Menter.

Figura 5.9

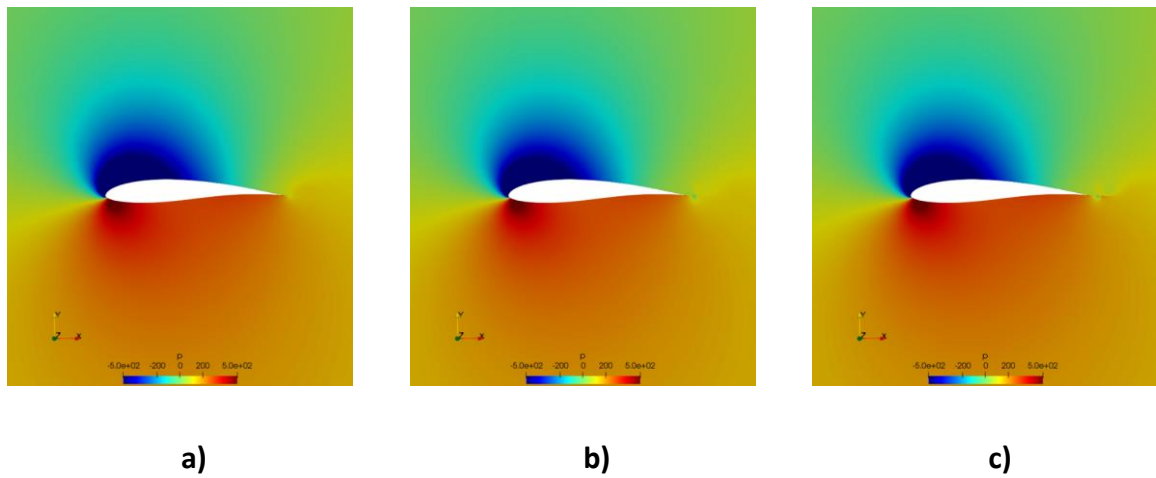
Campo de presiones para 8°



Nota. a) Spalart-Allmaras. b) Shear Stress Transport. c) SST – Langtry Menter.

Figura 5.10

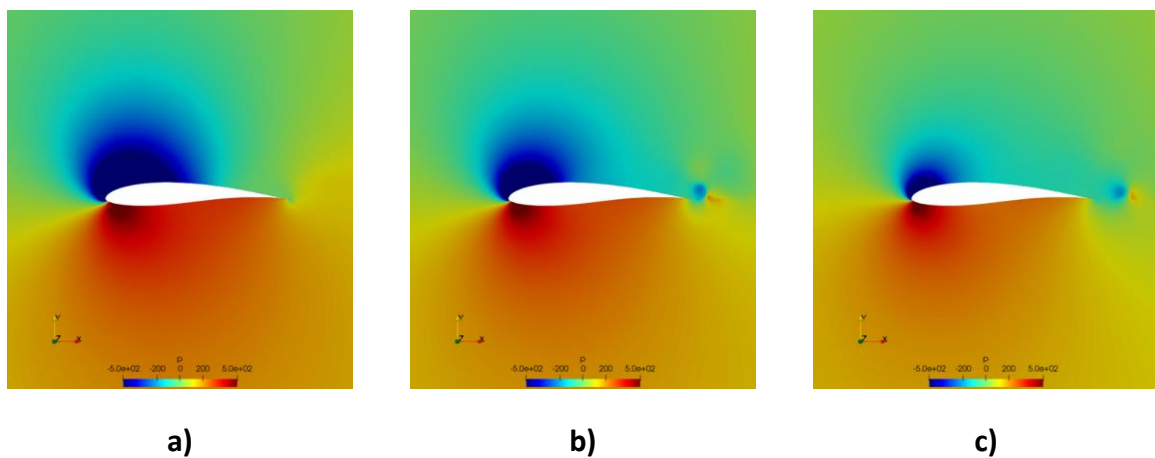
Campo de presiones para 12°



Nota. a) Spalart-Allmaras. b) Shear Stress Transport. c) SST – Langtry Menter.

Figura 5.11

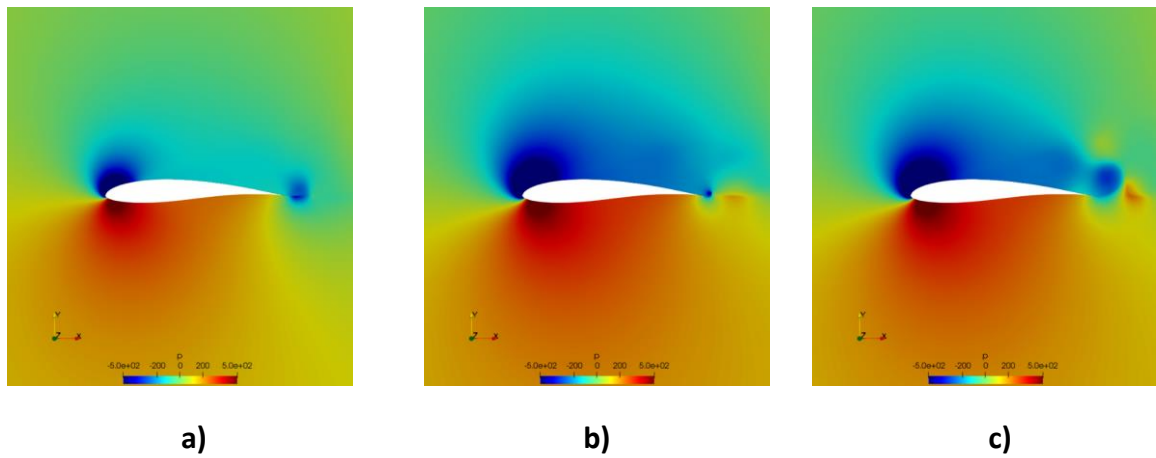
Campo de presiones para 16°



Nota. a) Spalart-Allmaras. b) Shear Stress Transport. c) SST – Langtry Menter.

Figura 5.12

Campo de presiones para 20°



Nota. a) Spalart-Allmaras. b) Shear Stress Transport. c) SST – Langtry Menter.

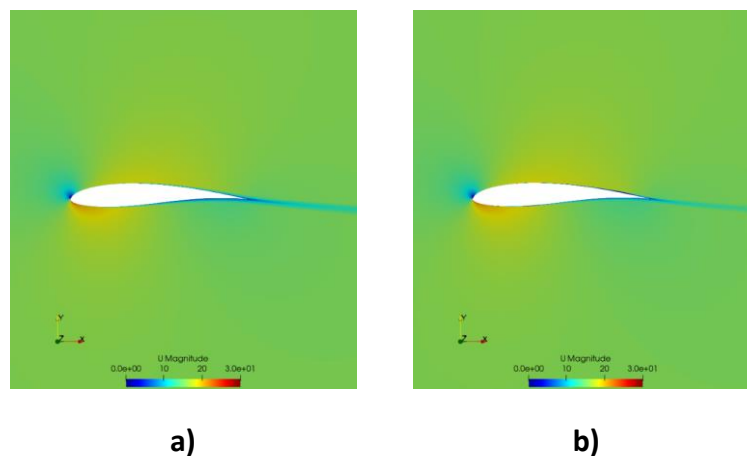
5.1.2. Resultados para Reynolds $Re = 1 \cdot 10^6$

En esta sección se presenta los campos de velocidad y presión para $Re = 1 \times 10^6$. Es decir, para una velocidad de $V = 15.45 \frac{m}{s}$.

Debido a que en la sección anterior se encontró que el modelo SA brinda el resultado más lejano para los coeficientes de sustentación (ver Figura 5.27), en esta sección solo se utiliza en las simulaciones los modelos de SST y SST-LM, y se busca analizar la comparación entre ambos modelos para estudiar la transición de la capa límite.

Figura 5.13

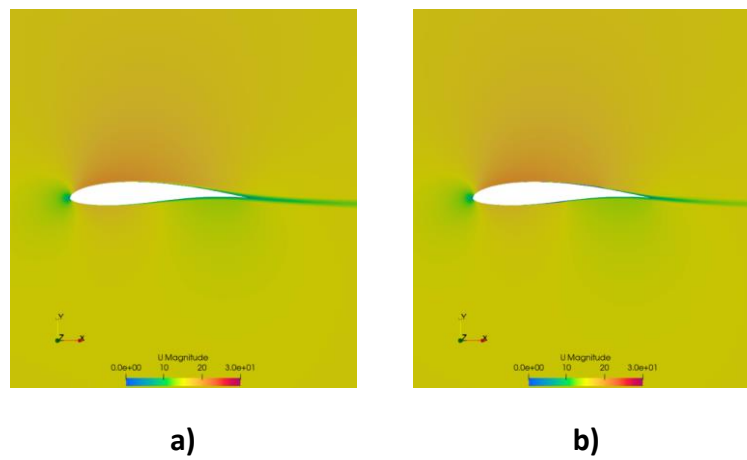
Campo de velocidad para -4°



Nota. a) Shear Stress Transport. b) SST – Langtry Menter.

Figura 5.14

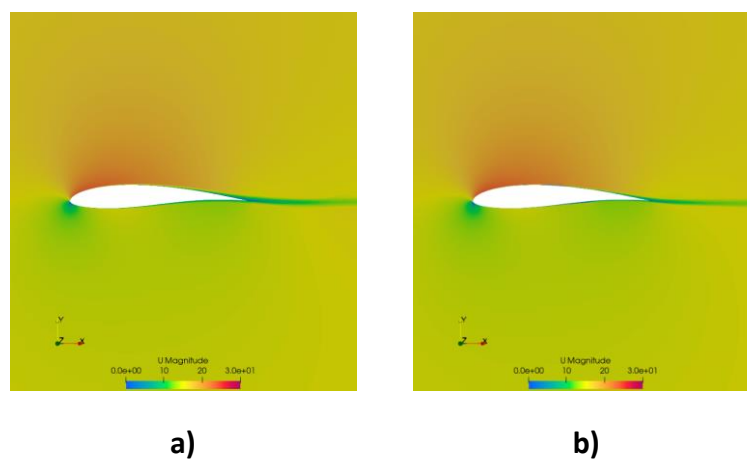
Campo de velocidad para 0°



Nota. a) Shear Stress Transport. b) SST – Langtry Menter.

Figura 5.15

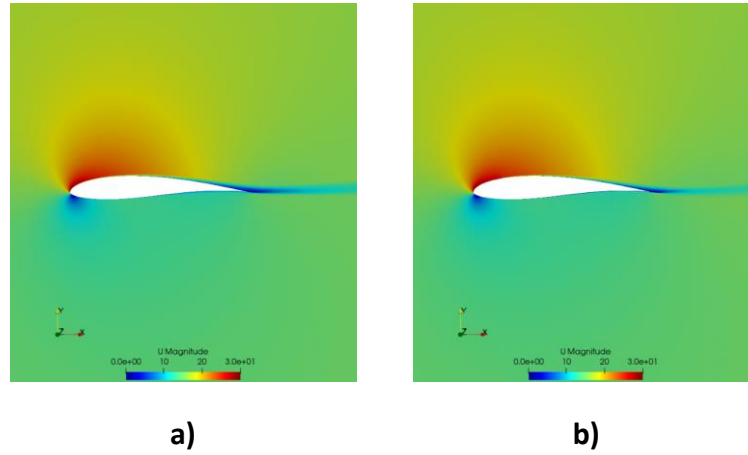
Campo de velocidad para 4°



Nota. a) Shear Stress Transport. b) SST – Langtry Menter.

Figura 5.16

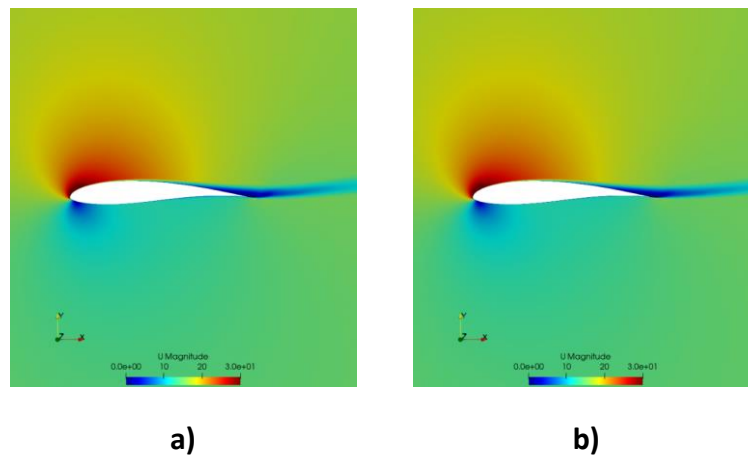
Campo de velocidad para 8°



Nota. a) Shear Stress Transport. b) SST – Langtry Menter.

Figura 5.17

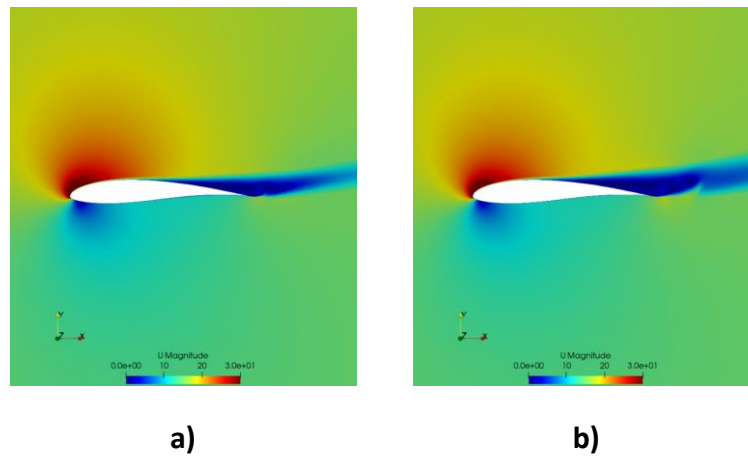
Campo de velocidad para 12°



Nota. a) Shear Stress Transport. b) SST – Langtry Menter.

Figura 5.18

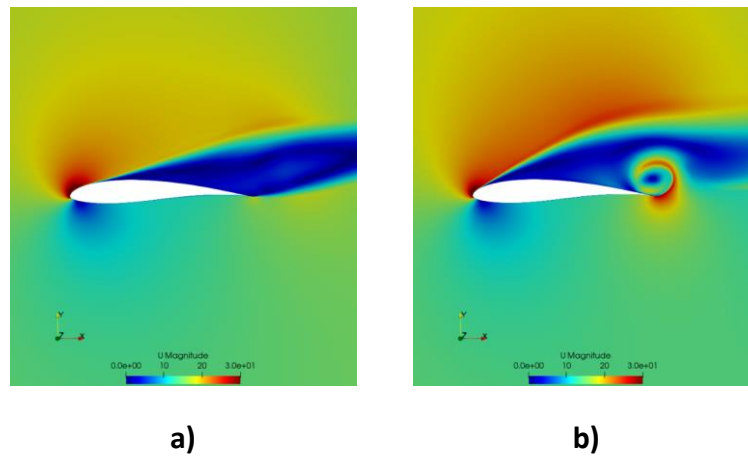
Campo de velocidad para 16°



Nota. a) Shear Stress Transport. b) SST – Langtry Menter.

Figura 5.19

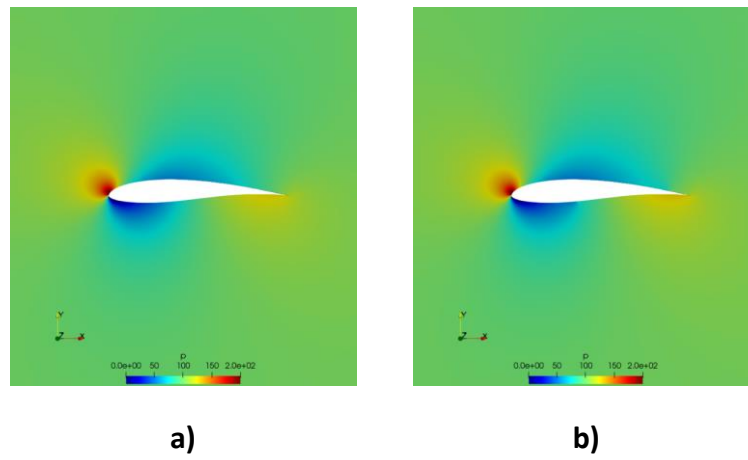
Campo de velocidad para 20°



Nota. a) Shear Stress Transport. b) SST – Langtry Menter.

Figura 5.20

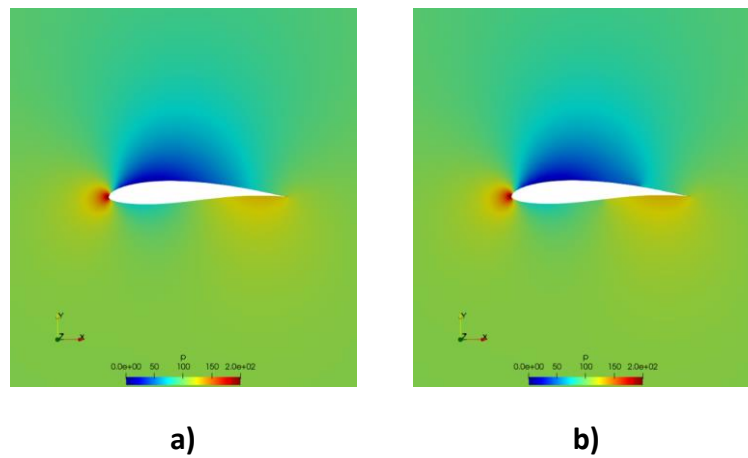
Campo de presiones para -4°



Nota. a) Shear Stress Transport. b) SST – Langtry Menter.

Figura 5.21

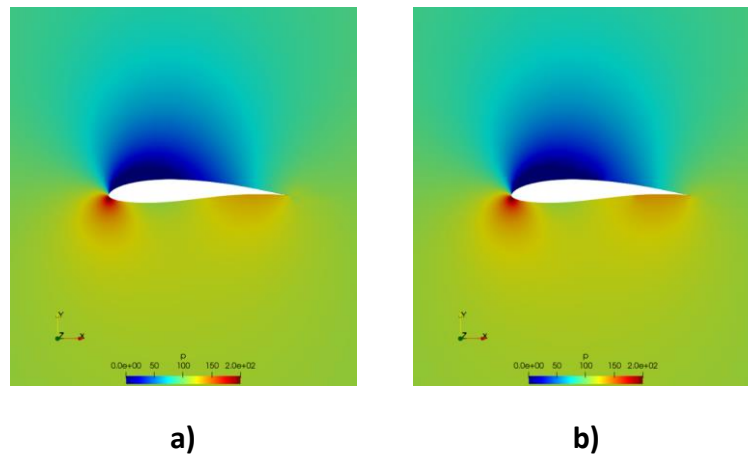
Campo de presiones para 0°



Nota. a) Shear Stress Transport. b) SST – Langtry Menter.

Figura 5.22

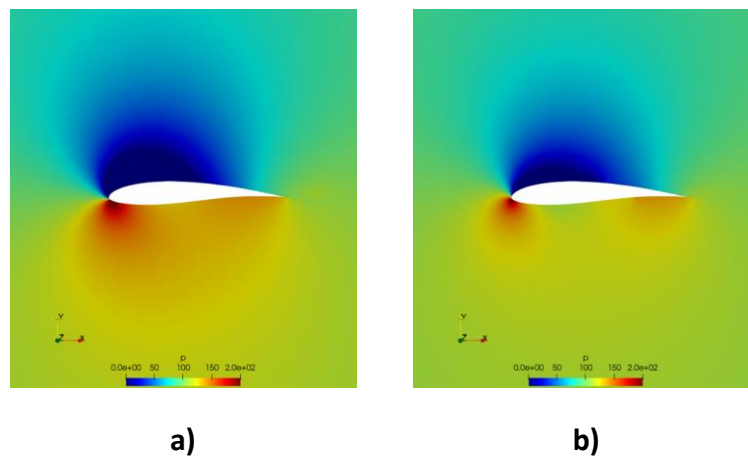
Campo de presiones para 4°



Nota. a) Shear Stress Transport. b) SST – Langtry Menter.

Figura 5.23

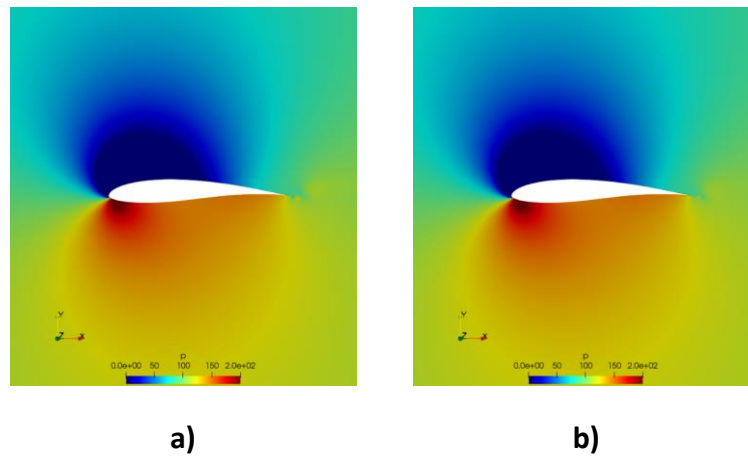
Campo de presiones para 8°



Nota. a) Shear Stress Transport. b) SST – Langtry Menter.

Figura 5.24

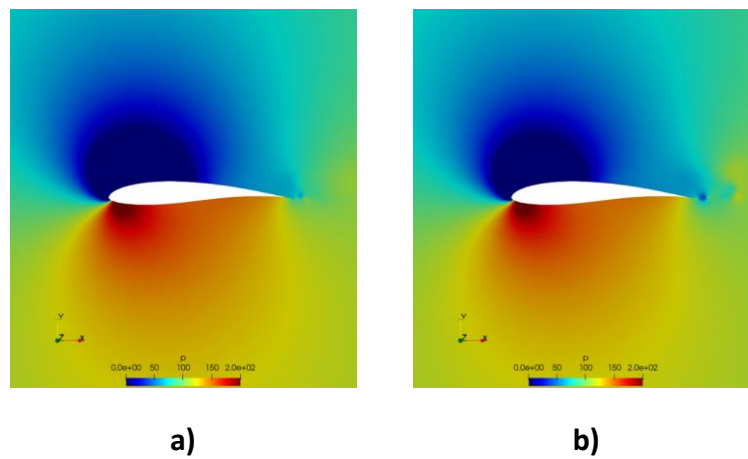
Campo de presiones para 12°



Nota. a) Shear Stress Transport. b) SST – Langtry Menter.

Figura 5.25

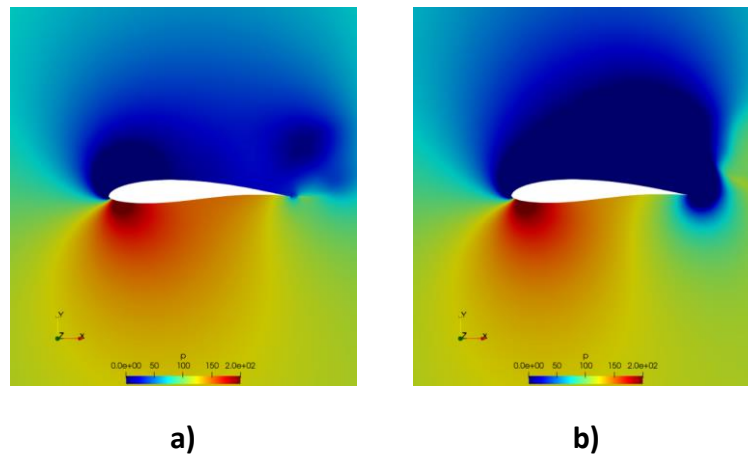
Campo de presiones para 16°



Nota. a) Shear Stress Transport. b) SST – Langtry Menter.

Figura 5.26

Campo de presiones para 20°



Nota. a) Shear Stress Transport. b) SST – Langtry Menter.

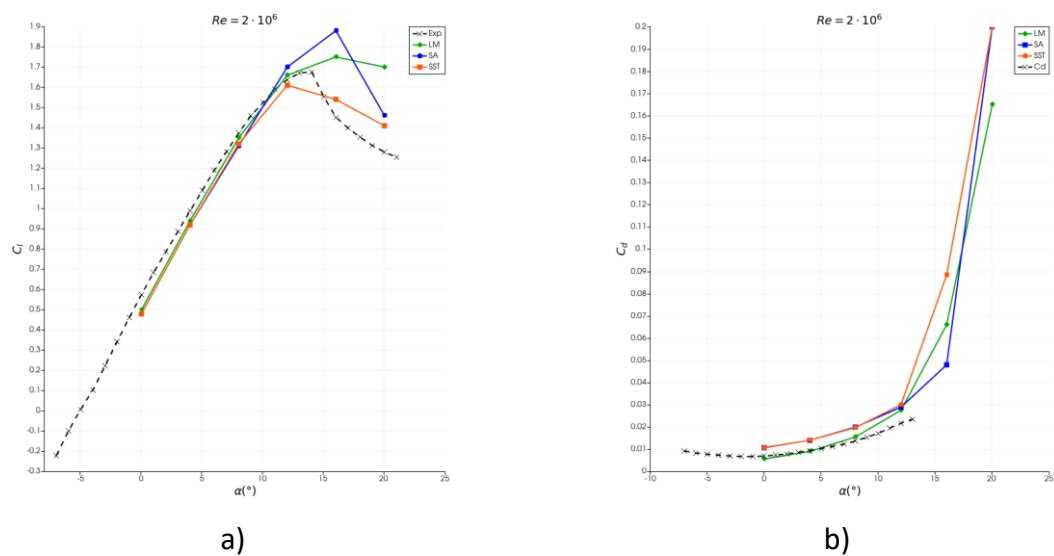
5.2. COEFICIENTES AERODINÁMICOS

5.2.1. Coeficientes de sustentación y arrastre

En esta sección se muestran los resultados de los coeficientes aerodinámicos para $Re = 2 \cdot 10^6$ y $Re = 1 \cdot 10^6$.

Figura 5.27

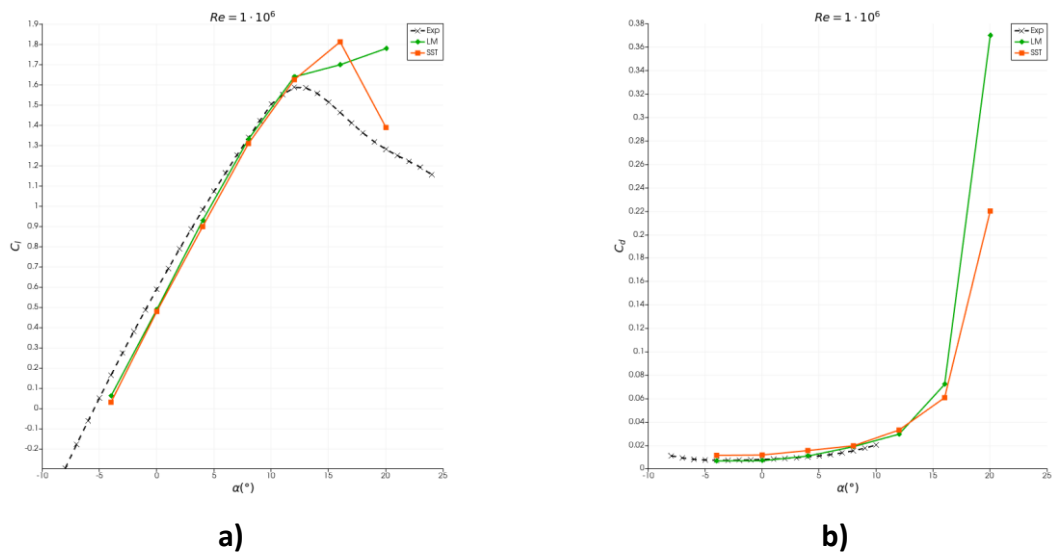
Comparación de los coeficientes aerodinámicos para $Re = 2 \cdot 10^6$.



Nota. $Re=2 \cdot 10^6$. a) Coeficientes de sustentación. b) Coeficiente de arrastre.

Figura 5.28

Comparación de los coeficientes aerodinámicos para $Re = 1 \cdot 10^6$.



Nota. $Re=1 \times 10^6$. a) Coeficientes de sustentación. b) Coeficiente de arrastre.

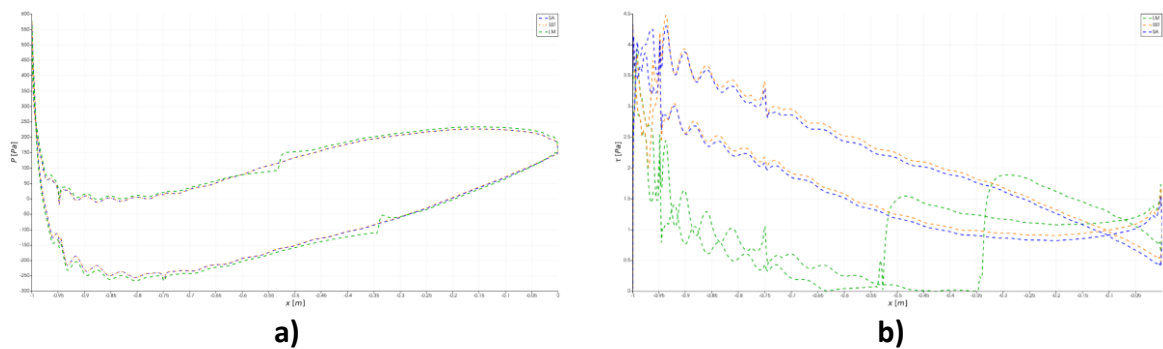
5.3. PRESIÓN Y ESFUERZO CORTANTE A LO LARGO DEL PERFIL

5.3.1. Resultados para Reynolds $Re = 2 \cdot 10^6$

En esta sección se presenta los valores de la presión y esfuerzo cortante en la superficie del perfil aerodinámica. Se puede ver desde la Figura 5.29 (b) cómo el modelo de turbulencia de Langtry-Menter resuelve el valor del esfuerzo cortante en la pared de manera distinta.

Figura 5.29

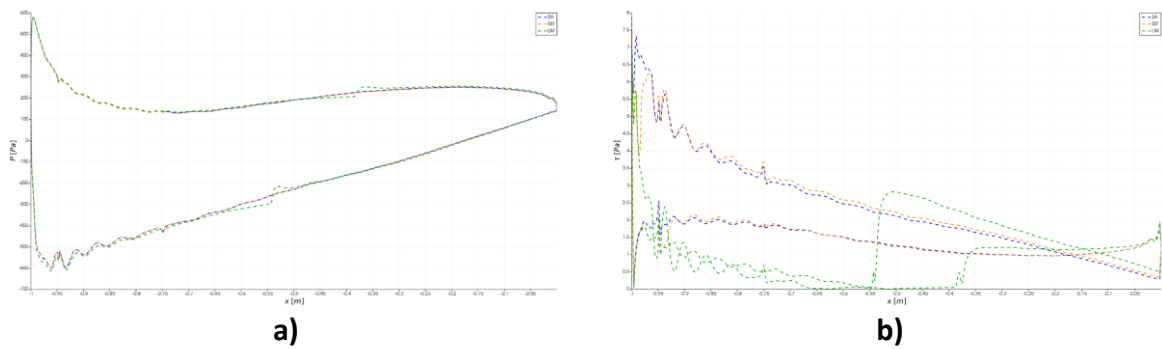
Presión y esfuerzo cortante para 0°



Nota. a) Presión a lo largo del perfil. b) Esfuerzo cortante a lo largo del perfil.

Figura 5.30

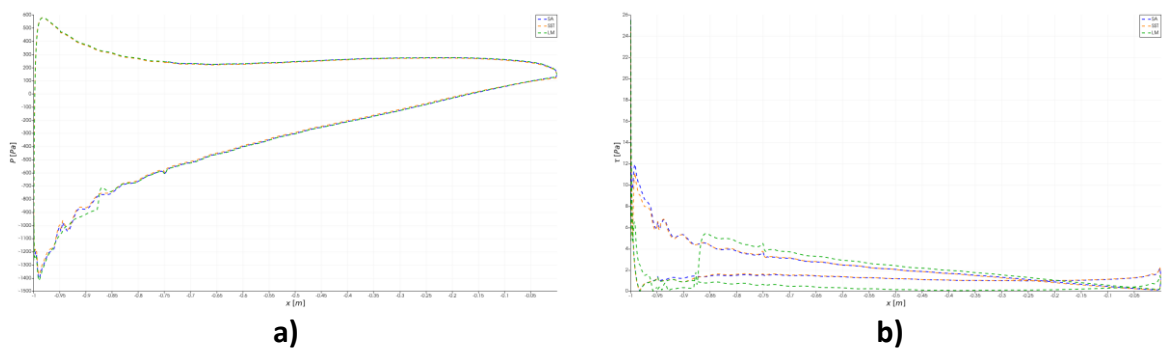
Presión y esfuerzo cortante para 4°



Nota. a) Presión a lo largo del perfil. b) Esfuerzo cortante a lo largo del perfil.

Figura 5.31

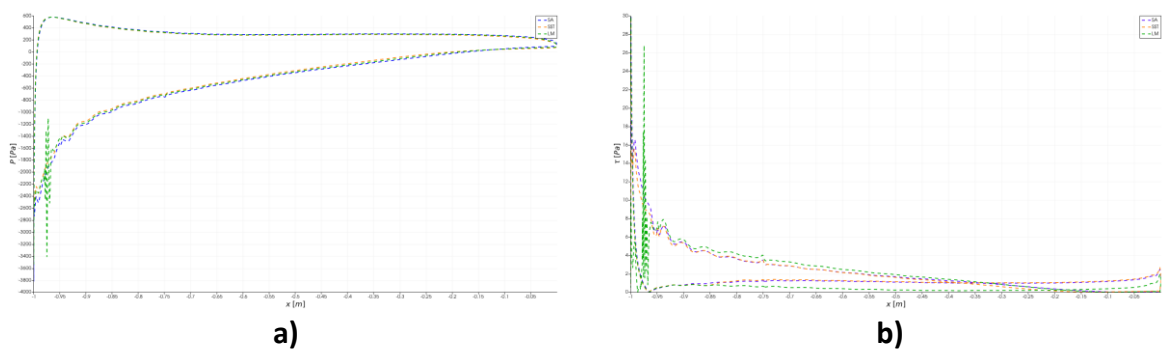
Presión y esfuerzo cortante para 8°



Nota. a) Presión a lo largo del perfil. b) Esfuerzo cortante a lo largo del perfil.

Figura 5.32

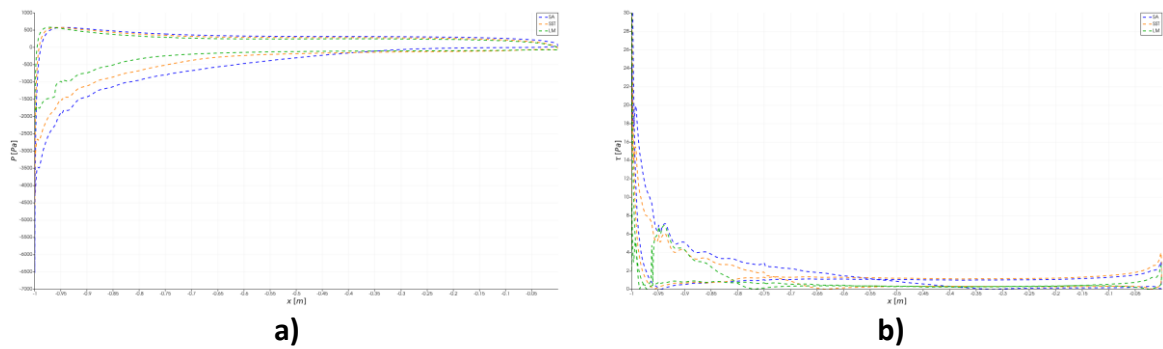
Presión y esfuerzo cortante para 12°



Nota. a) Presión a lo largo del perfil. b) Esfuerzo cortante a lo largo del perfil.

Figura 5.33

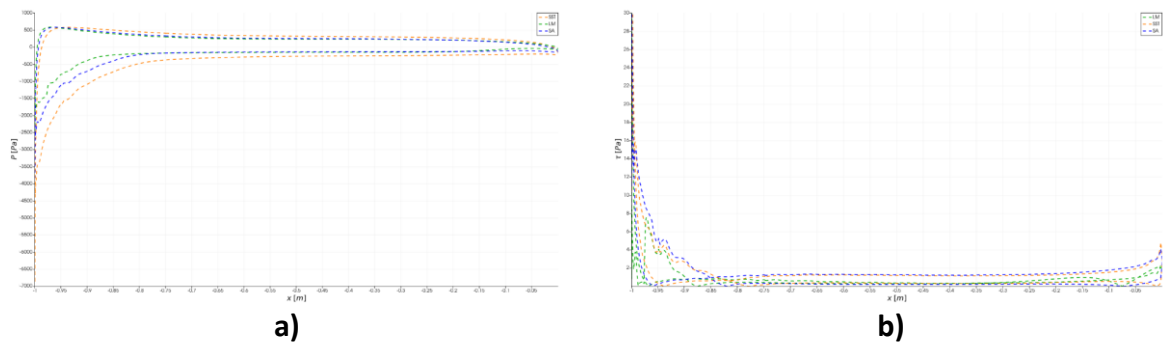
Presión y esfuerzo cortante para 16°



Nota. a) Presión a lo largo del perfil. b) Esfuerzo cortante a lo largo del perfil.

Figura 5.34

Presión y esfuerzo cortante para 20°

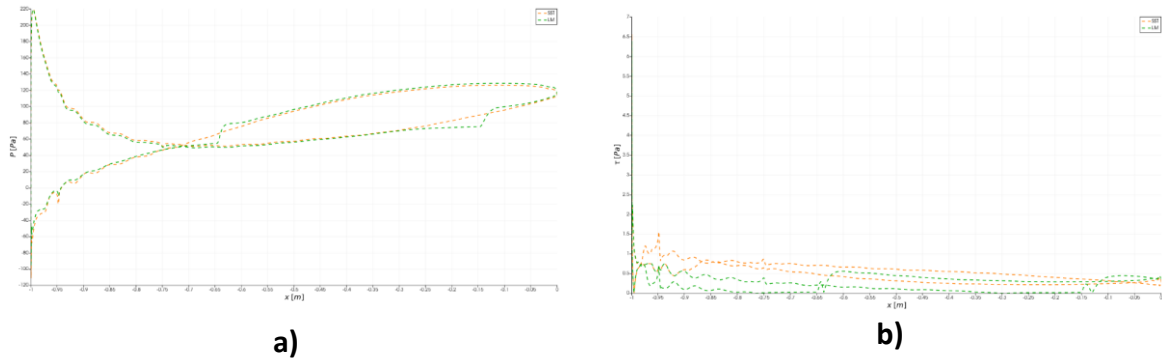


Nota. a) Presión a lo largo del perfil. b) Esfuerzo cortante a lo largo del perfil.

5.3.2. Resultados para Reynolds $Re = 1 \cdot 10^6$

Figura 5.35

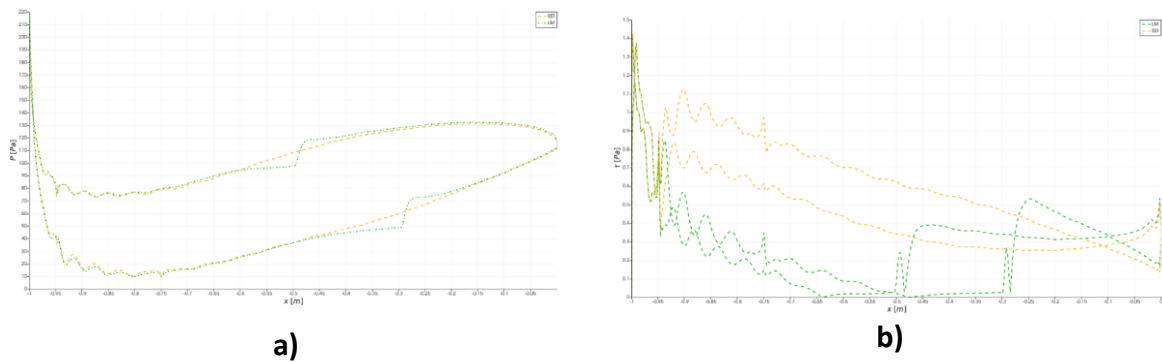
Presión y esfuerzo cortante para -4°



Nota. a) Presión a lo largo del perfil. b) Esfuerzo cortante a lo largo del perfil.

Figura 5.36

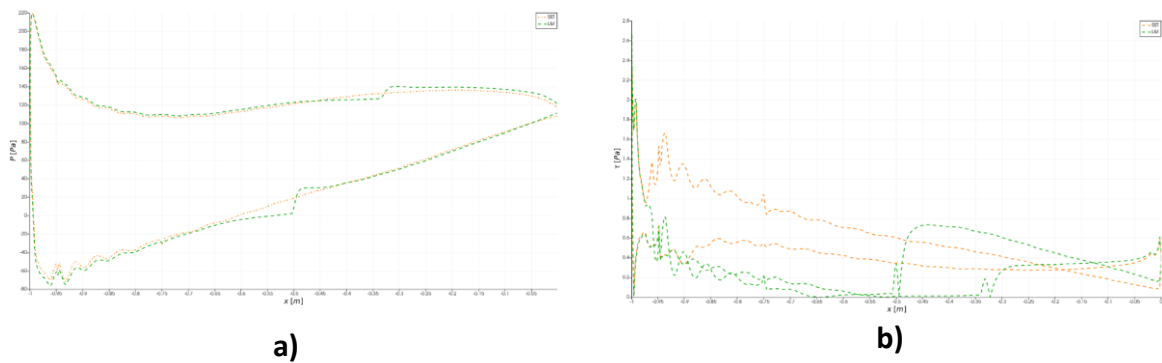
Presión y esfuerzo cortante para 0°



Nota. a) Presión a lo largo del perfil. b) Esfuerzo cortante a lo largo del perfil.

Figura 5.37

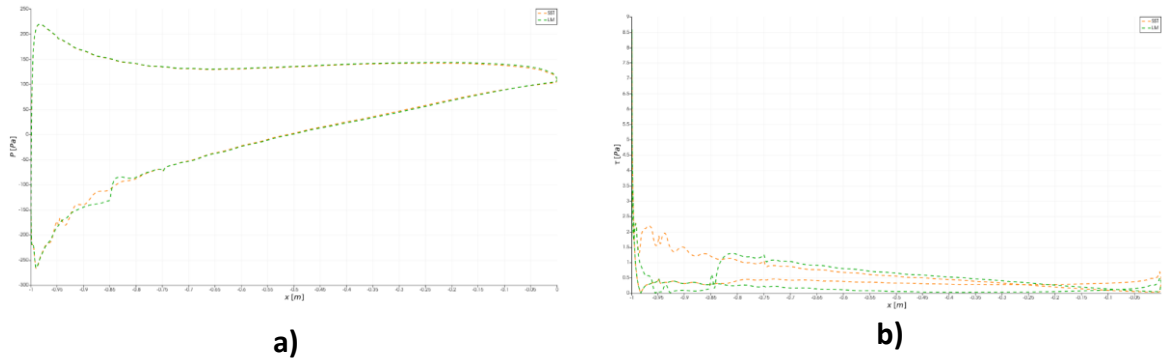
Presión y esfuerzo cortante para 4°



Nota. a) Presión a lo largo del perfil. b) Esfuerzo cortante a lo largo del perfil.

Figura 5.38

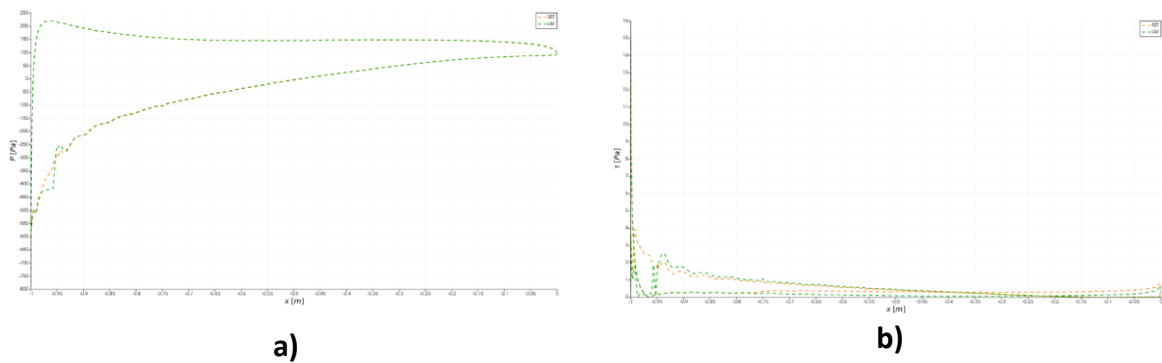
Presión y esfuerzo cortante para 8°



Nota. a) Presión a lo largo del perfil. b) Esfuerzo cortante a lo largo del perfil.

Figura 5.39

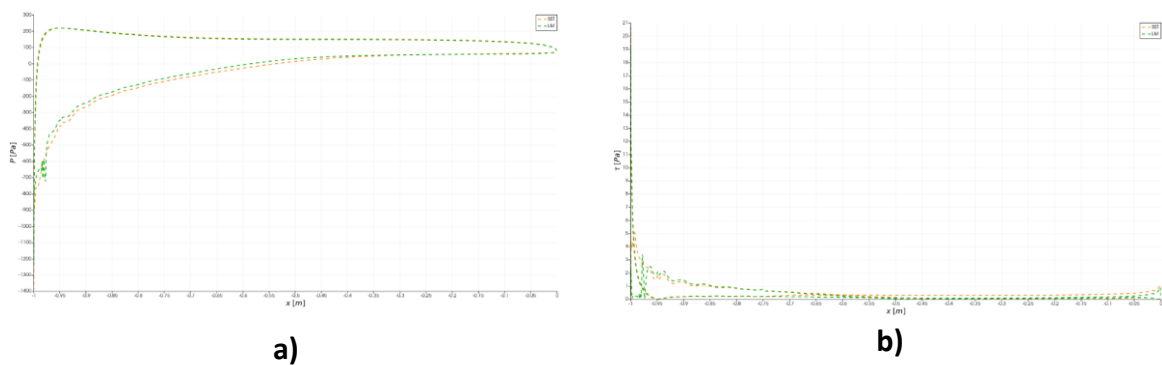
Presión y esfuerzo cortante para 12°



Nota. a) Presión a lo largo del perfil. b) Esfuerzo cortante a lo largo del perfil.

Figura 5.40

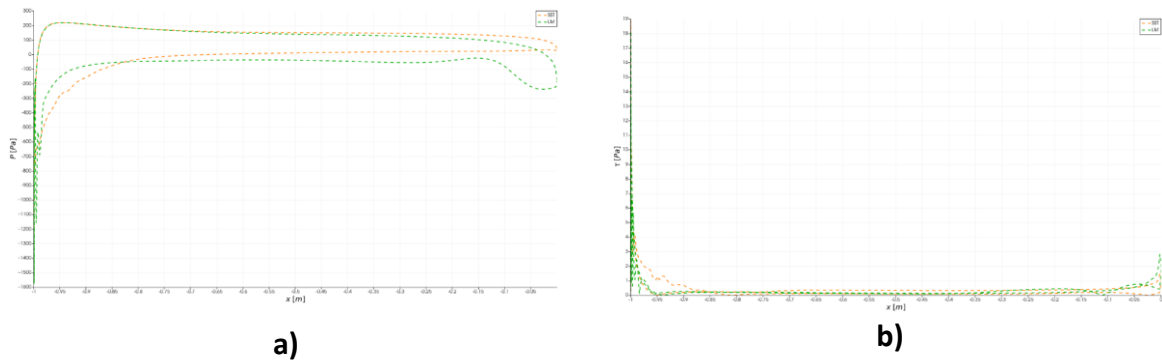
Presión y esfuerzo cortante para 16°



Nota. a) Presión a lo largo del perfil. b) Esfuerzo cortante a lo largo del perfil.

Figura 5.41

Presión y esfuerzo cortante para 20°



Nota. a) Presión a lo largo del perfil. b) Esfuerzo cortante a lo largo del perfil.

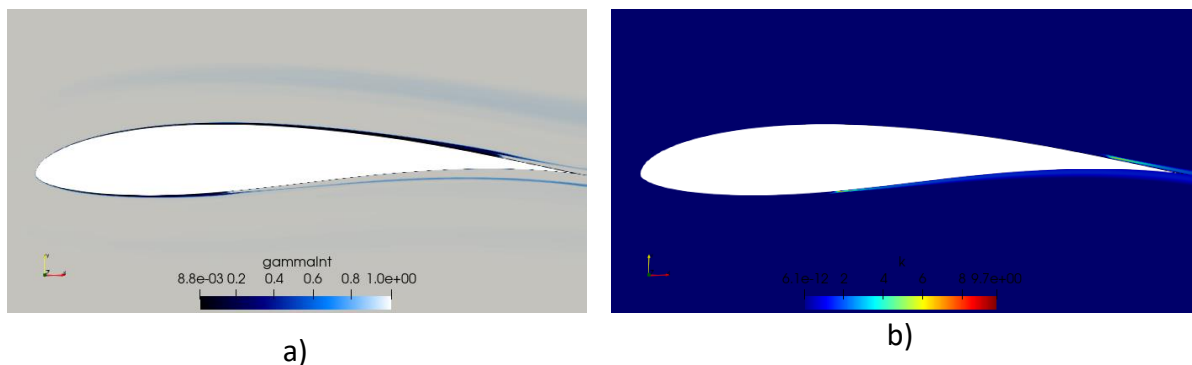
5.4. TRANSICIÓN DE LA CAPA LÍMITE

En esta última sección se presenta los resultados para la transición del perfil aerodinámico en los ángulos de ataque de $\alpha = [-4, 0, 4, 8]^\circ$ para $Re = 1 \cdot 10^6$. Se tomaron solamente estos puntos de simulación debido a que esos datos se encuentran del rango de los datos experimentales en la **Figura 2.3**.

En base a los resultados obtenidos sobre el esfuerzo en la pared del perfil, se observó que el modelo SST resuelve toda la capa límite como turbulenta, mientras que el modelo SST-LM es un modelo que contempla la transición de la capa límite lamina a turbulenta.

Figura 5.42

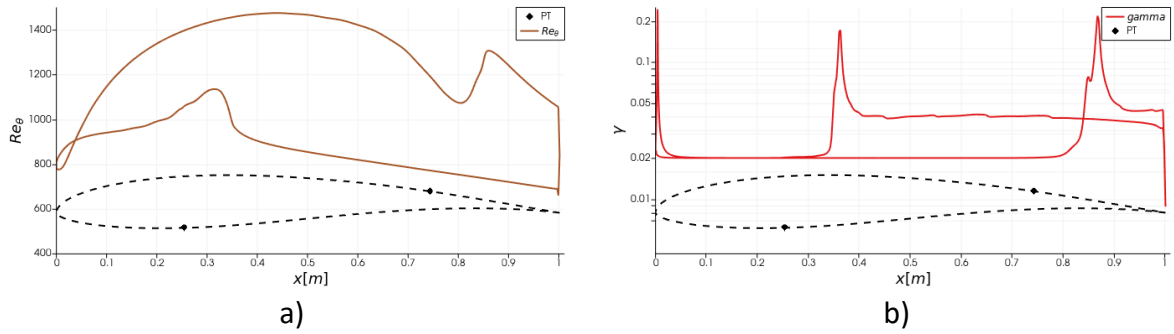
Transición de la capa límite para $Re = 1 \cdot 10^6$ y $\alpha = -4^\circ$



Nota. a) Intermitencia gamma. b) Energía cinética turbulenta

Figura 5.43

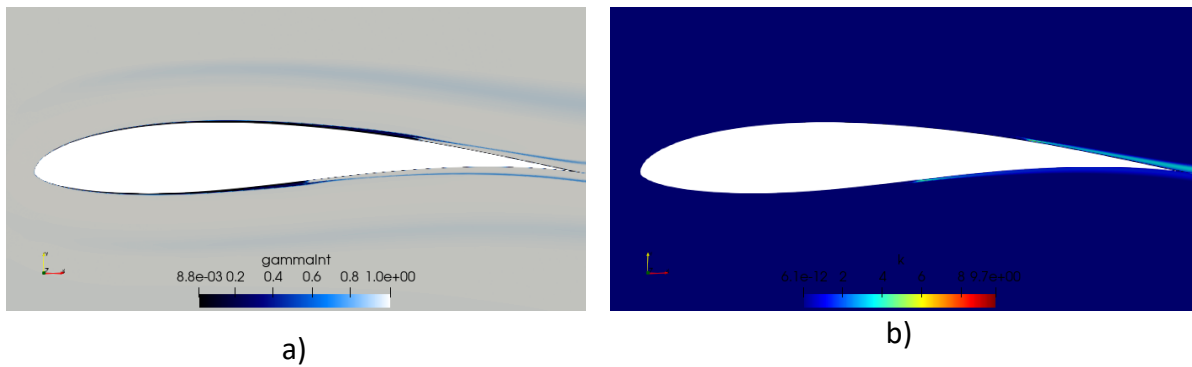
Punto de transición de la capa límite para $Re = 1 \cdot 10^6$ y $\alpha = -4^\circ$



Nota. Distribución de Onset Reynolds b) Distribución de Intermitencia

Figura 5.44

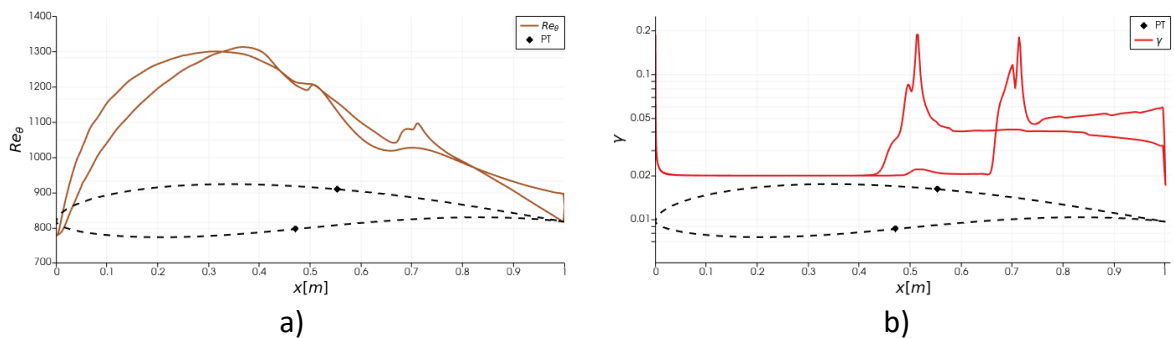
Transición de la capa límite para $Re = 1 \cdot 10^6$ y $\alpha = 0^\circ$



Nota. a) Intermitencia gamma. b) Energía cinética turbulenta.

Figura 5.45

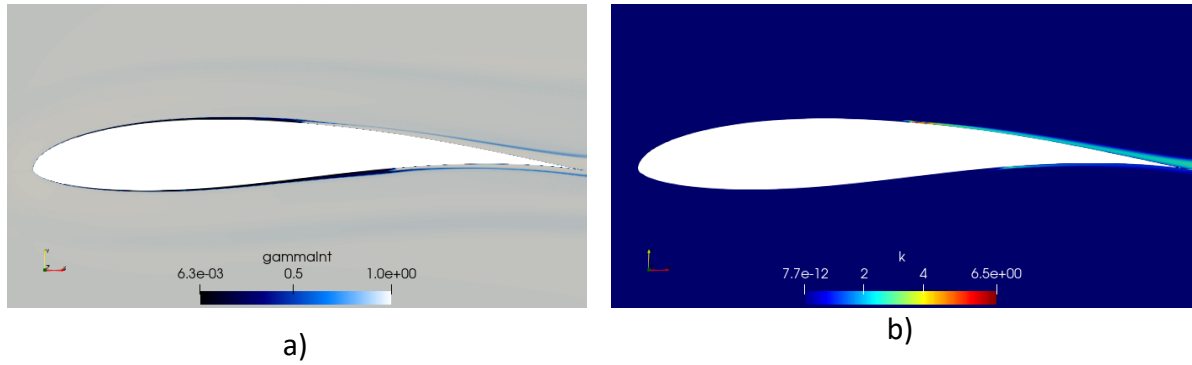
Punto de transición de la capa límite para $Re = 1 \cdot 10^6$ y $\alpha = 0^\circ$



Nota. Distribución de Onset Reynolds. b) Distribución de Intermitencia.

Figura 5.46

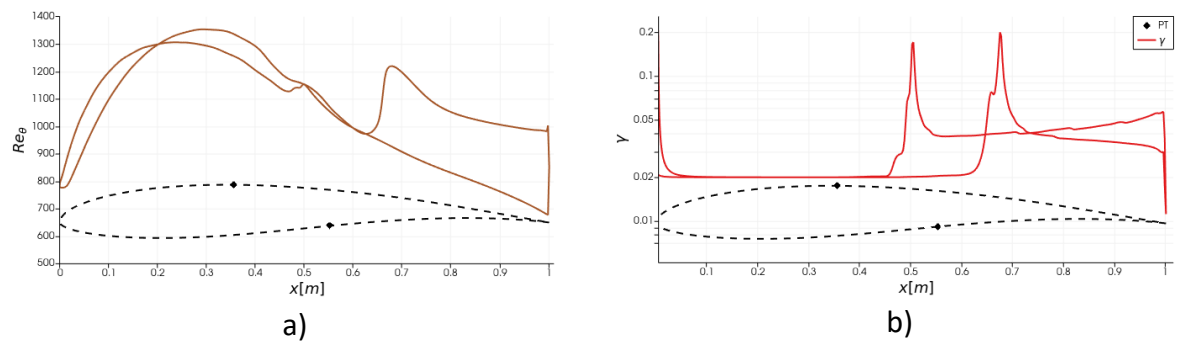
Transición de la capa límite para $Re = 1 \cdot 10^6$ y $\alpha = 4^\circ$



Nota. a) Intermitencia gamma. b) Energía cinética turbulenta.

Figura 5.47

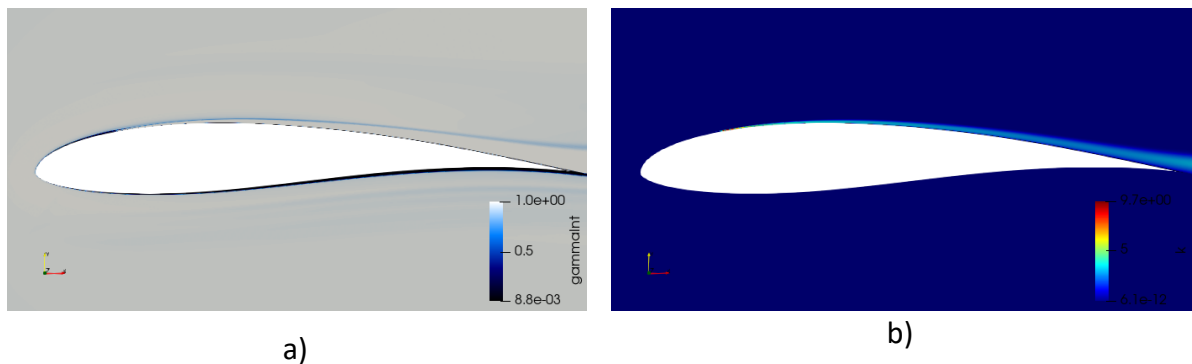
Punto de transición de la capa límite para $Re = 1 \cdot 10^6$ y $\alpha = 4^\circ$



Nota. Distribución de Onset Reynolds. b) Distribución de Intermitencia.

Figura 5.48

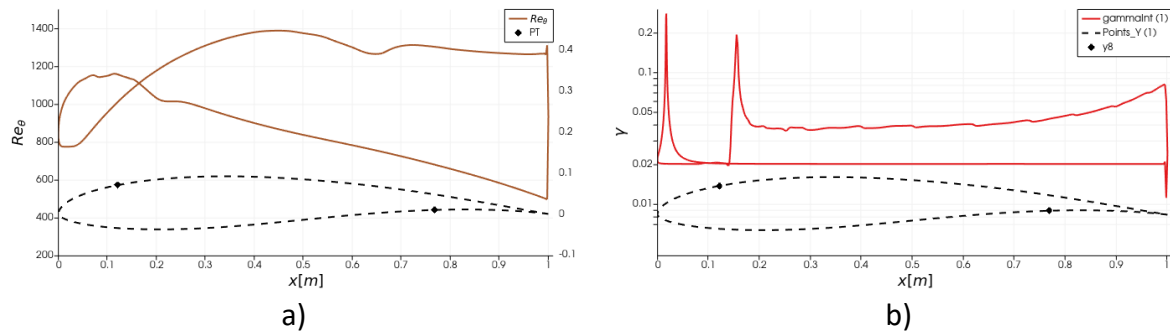
Transición de la capa límite para $Re = 1 \cdot 10^6$ y $\alpha = 8^\circ$



Nota. a) Intermitencia gamma. b) Energía cinética turbulenta.

Figura 5.49

Punto de transición de la capa límite para $Re = 1 \cdot 10^6$ y $\alpha = 8^\circ$



Nota. Distribución de Onset Reynolds b) Distribución de Intermitencia

6. Conclusiones y recomendaciones

6.1. Conclusiones

- El modelo que mejor representa los coeficientes de sustentación es el modelo SST. Los modelos SA y LM sobreestimaron los resultados.
- En el caso de los coeficientes de arrastre, el que distó con mayor pronunciamiento fue el modelo SST, seguido por LM y el más próximo fue SA.
- La variación pronunciada del arrastre surge a partir del ángulo de ataque mayor a $\alpha = 12^\circ$. Al no contar con datos experimentales se compara entre los mismos resultados computacionales.
- Los monitores para los residuos y los coeficientes aerodinámicos comienzan a oscilar a partir de $\alpha = 12^\circ$, demostrando el carácter de transitoriedad para los ángulos de ataque de $\alpha = 16^\circ$ y $\alpha = 20^\circ$. Se requeriría realizar una simulación transitoria del perfil.
- Se establecieron los casos para simular el perfil en estado transitorio, sin embargo, el paso de tiempo era del orden $1e-7$ para el tamaño de malla la cual resuelve la capa límite sin utilizar funciones de pared.

- El recurso computacional es fundamental para realizar las simulaciones, logrando un alcance con el recurso actual para estados estacionarios.
- El modelo Langtry-Menter mostró la transición de la capa límite de laminar a turbulento, a diferencia de los modelos SA y SST que todo es capa límite turbulenta.
- Los puntos de transición experimentales dan referencia que la simulación con el modelo LM representa aproximadamente la transición de laminar a turbulento.
- Los puntos de transición para $\alpha = -4,0$ y 4° guardan mayor relación con los experimentales. En el caso de $\alpha = 8^\circ$ los resultados distan para el intradós.
- En base a la diferencia en los puntos de transición, se podría concluir que el modelo LM retrasa la transición de laminar a turbulento.
- En base a la proximidad de los coeficientes aerodinámicos experimentales vs computacionales para el presente estudio bidimensional, podemos esperar de igual manera resultados próximos entre sí para la simulación de la turbina eólica.
- El modelo de LM (SST yRe) aplicado a la turbina eólica desarrollaría una capa límite laminar con transición a turbulenta a lo larga de la pala. En los casos de los modelos SA y SST, el desarrollo sería totalmente turbulento.
- Se requeriría discretizar la turbina con el mismo nivel de rigurosidad que el caso bidimensional del perfil, para capturar el desarrollo tridimensional a lo largo de la pala.

6.2.Recomendaciones

Se recomienda:

- Investigar la resolución URANS utilizando los modelos de turbulencia de este estudio mediante un solver de estado transitorio como pisoFoam o pimpleFoam.
- En caso de resolver la capa límite, la discretización de los elementos alrededor del perfil es un factor fundamental, por lo que se recomienda considerar el aumento del recurso computacional.
- Comparar los resultados utilizando funciones de pared y aprovechar la disminución de elementos en la zona de la capa límite para resolverlo en estado transitorio.
- Se recomienda investigar los modelos híbridos entre RANS y LES: SAS-SST, SSTDES, DES.
- Se recomienda simular la turbina eólica con los modelos de turbulencias estudiados.

Referencias bibliográficas

- Abbott, I. H., & Doenhoff, A. E. von. (1959). *Theory of wing sections: Including a summary of airfoil data*. Dover.
- Althaus, D., Wortmann, F. X., Universität Stuttgart, & Institut für Aerodynamik und Gasdynamik. (1981). *Stuttgarter Profilkatalog*. F. Vieweg.
- Anderson, J. (2016). *Fundamentals of Aerodynamics*.
- Jacobs, E. N., Ward, K. E., & Pinkerton, R. M. (1933). *The characteristics of 78 related airfoil sections from tests in the variable-density wind tunnel* (PB-177874).
<https://ntrs.nasa.gov/citations/19930091108>
- Mendoza Gomero, L. M. (2018). *Análisis aerodinámico del perfil Wortmann FX 60-126 empleado en una turbina eólica y comprobación del coeficiente de potencia mediante modelos analíticos y métodos numéricos* [Universidad Nacional Mayor de San Marcos].
<https://cybertesis.unmsm.edu.pe/handle/20.500.12672/10001>
- National Renewable Energy Laboratory. (s. f.). *Wind Turbine Airfoils*. Recuperado 12 de agosto de 2021, de <https://wind.nrel.gov/airfoils/documents/airfoildocuments.html>
- Stivers, L. S., Abbott, I. H., & von Doenhoff, A. E. (1945). *Summary of Airfoil Data* (NACA-ACR-L5005). <https://ntrs.nasa.gov/citations/19930092747>

Bibliografía

- American Psychological Association. (s. f.). *Publication manual of the American Psychological Association, 7th ed.* Recuperado 31 de julio de 2021.
- Greenshields, C. (2018, julio 10). *OpenFOAM v6 User Guide: 7.2 Turbulence models*. CFD Direct. <https://cfdirect.openfoam/user-guide/v8-turbulence/>

Langley Research Center. (s. f.). *Turbulence Modeling Resource*. Recuperado 12 de agosto de 2021, de <https://turbmodels.larc.nasa.gov/index.html>

Leschziner, M. (2015). *Statistical Turbulence Modelling for Fluid Dynamics — Demystified: An Introductory Text for Graduate Engineering Students*. IMPERIAL COLLEGE PRESS.

Sanderse, B., Pijl, van der S., & Koren, B. (2011). *Review of computational fluid dynamics for wind turbine wake aerodynamics*.

Tannehill, J. C., Pletcher, R. H., & Anderson, D. A. (2012, septiembre 28). *Computational Fluid Mechanics and Heat Transfer*.

Thuerey, N., Weissenow, K., Prantl, L., & Hu, X. (2020). Deep Learning Methods for Reynolds-Averaged Navier-Stokes Simulations of Airfoil Flows. *AIAA Journal*, 58(1), 25-36.

UNIR. (s. f.). *Citas y referencias según normativa APA (adaptación de la 7.ª ed.)*.