

ESTUDIO DE FLUJOS DE TRANSICIÓN EN PERFILES AERODINÁMICOS GRUESOS

STUDY OF TRANSITIONAL FLOWS IN THICK AIRFOILS

Tomás Leschiutta^{a,c}, Miguel G. Coussirat^b y Santiago Márquez Damián^{a,c}

^aCentro de Investigación de Métodos Computacionales (CIMEC), CONICET/UNL, Predio CONICET Santa Fe - Colectora Ruta Nac Nro 168, Paraje El Pozo, Santa Fe, Argentina, cimec@cimec.unl.edu.ar,
<http://www.cimec.conicet.gov.ar>

^bUniversidad Tecnológica Nacional, FRM, Coronel Rodríguez 273, Mendoza, Argentina,
<http://www.frm.utn.edu.ar>

^cUniversidad Tecnológica Nacional, FRSF, Lavaise 610, Santa Fe, Argentina,
<http://www.frsf.utn.edu.ar/>

Palabras clave: Flujo bajo número de Reynolds, Perfil grueso, Capa límite, OpenFOAM[®].

Resumen. El creciente interés de la industria aeroespacial por los vehículos aéreos no tripulados (UAVs) y micro vehículos (MAV) está impulsando la investigación en el campo de los flujos de bajo número de Reynolds. Estos mismos rangos de trabajo son observables en fuentes de generación renovables como aerogeneradores y turbinas hidráulicas. En este contexto, la simulación numérica mediante CFD es una herramienta crucial que nos permite estudiar el comportamiento físico de los perfiles aerodinámicos, predecir estructuras vorticosas y recirculaciones provocadas por la interacción fluido/estructura que caracteriza estos fenómenos. Este trabajo busca reproducir ensayos experimentales y numéricos efectuados sobre un perfil Risø B1-18 y NACA 0024, perfiles aerodinámicos gruesos de común uso en esta área. Utilizando la herramienta OpenFOAM[®] y poniendo debida atención en la modelación de la turbulencia en regímenes de bajo número de Reynolds, se analizaron los perfiles antes nombrados con el objetivo de predecir valores característicos (C_d y C_l), distribución de presiones y punto de desprendimiento de capa límite.

Keywords: Low Reynolds Number Flow, Thick airfoil, Boundary layer, OpenFOAM[®].

Abstract. The growing interest of the aerospace industry in unmanned aerial vehicles (UAVs) and micro air vehicles (MAVs) is driving research in the field of low Reynolds number flows. These same working ranges are observable in renewable energy sources such as wind turbines and hydraulic turbines. In this context, numerical simulation using CFD is a crucial tool that allows us to study the physical behavior of aerodynamic airfoils, predict vortex structures, and recirculations caused by the fluid/structure interaction that characterizes these phenomena. This work aims to reproduce experimental and numerical tests carried out on a Risø B1-18 and NACA 0024 airfoil, thick aerodynamic airfoils commonly used in this area. Using the OpenFOAM[®] tool and paying due attention to turbulence modeling in low Re regimes, the aforementioned airfoils were analyzed with the objective of predicting characteristic values (C_d and C_l), pressure distribution and boundary layer separation point.

1. INTRODUCCIÓN

Los vehículos aéreos no tripulados (UAVs) y los micro vehículos (MAVs) operan con rotores y alas de pequeñas escalas, lo que los lleva a flujos en condiciones de muy bajos números de Reynolds (Re). Estas mismas condiciones también se observan en dispositivos de generación de energía renovable como los aerogeneradores. A pesar del extenso estudio de flujos en regímenes de alto Re ($> 5 \cdot 10^5$), los flujos a bajo Re presentan desafíos particulares que han sido menos explorados. Por lo tanto, es de gran interés analizar y desarrollar técnicas de modelado numérico para estos regímenes.

Los regímenes de número de Reynolds entre 10^4 y 10^5 se caracterizan por una mayor participación de los efectos difusivos, dominados por las fuerzas viscosas, en comparación con los efectos convectivos, asociados a las fuerzas inerciales. En este rango, los perfiles de velocidad poseen mucha menos energía cinética, son menos estables y propensos a sufrir el fenómeno denominado desprendimiento de la capa límite sobre el perfil. La turbulencia que se genera en la región de recirculación mejora el transporte de momento, permitiendo en algunas situaciones la re-adhesión del flujo. Sin embargo, como lo describen [Winslow et al. \(2018\)](#), no siempre ocurre re-adhesión y a medida que el ángulo de ataque aumenta, el punto de desprendimiento de la capa límite se desplaza hacia el borde de ataque, lo que genera una zona de corte pronunciada. A diferencia de los números de Reynolds más altos, esta capa no es capaz de transicionar y volver a adherirse al perfil alar como una capa límite turbulenta, lo que resulta en un arrastre por presión elevado y una baja en la sustentación ([Mueller y DeLaurier, 2003](#)). El perfil alar se encuentra entonces en pérdida por separación del borde de fuga durante la mayor parte o la totalidad de su rango operativo. Inclusive, este fenómeno se ve incrementado al disminuir el número de Reynolds para un ángulo dado, lo que resulta en eficiencias aún más bajas del perfil alar ([Tsuchiya et al., 2013](#)).

El desprendimiento de la capa límite implica el desarrollo de vorticidades que se convectan corriente abajo. La frecuencia asociada a ese desprendimiento es otro aspecto diferencial cuando los perfiles presentan pérdidas de borde de fuga. Como describen [Kotapati et al. \(2010\)](#), cuando el perfil se encuentra en esta condición el flujo se comporta como el que pasa sobre un cuerpo romo y, en consecuencia, está sujeto a dos escalas de frecuencia, f_{SL} y f_{wake} . La primera es la frecuencia natural de los vórtices producto de la inestabilidad de la capa de cizalladura y la segunda la frecuencia de desprendimiento de la estela. Según expresan los autores ([Kotapati et al., 2010](#)) ambas frecuencias tienen igual importancia en la predicción del comportamiento del flujo sobre perfiles en estas condiciones.

Las técnicas de simulación viables para aplicarse en configuraciones complejas y costo computacional accesible son en general los métodos basados en las ecuaciones de Navier-Stokes promediadas por Reynolds (RANS, de sus siglas en inglés). El explicitar los efectos de la turbulencia sobre el flujo medio implica que su modelado puede hacerse mediante distintas técnicas. En el caso de usar modelos del tipo Eddy Viscosity (EVM), la viscosidad turbulenta, asociada a estos efectos se calcula mediante diferentes ecuaciones de transporte para las escalas tanto de velocidad como de longitud, escalas representativas del nivel de turbulencia del flujo y que componen esa viscosidad. Un punto crítico en la aplicación del enfoque RANS a flujos de bajo número de Reynolds es la modelización de la turbulencia. La presencia de desprendimiento de capa límite sobre perfiles alares implica un desafío importante, ya que los modelos de turbulencia presentan en general una calibración estándar para regímenes totalmente turbulentos, o bien requieren que los puntos de transición se conozcan de antemano, según [Catalano y Tognaccini \(2010\)](#). Los autores señalan que los EVM de Spalart–Allmaras (SA) y $k - \omega$ SST

predicen satisfactoriamente las características del flujo en la región de aire donde se produce el desprendimiento y re-adhesión de la capa límite cuando las simulaciones se han llevado a cabo utilizando valores muy bajos de la turbulencia en la corriente libre ($(\mu_t/\mu)_\infty = 1 \cdot 10^{-9}$ y $(\sqrt{\kappa}/U)_\infty = 1 \cdot 10^{-6}$ para $k - \omega$ SST y $(\nu_t/\nu)_\infty = 1 \cdot 10^{-15}$ para SA). Sin embargo, las predicciones presentan ciertas discrepancias tanto en las regiones viscosa como logarítmica de la capa límite, que son corregidas mediante las modificaciones propuestas del EVM utilizado.

La motivación de este trabajo es estudiar fenómenos de interacción rotor estator (RSI) en turbomáquinas hidráulicas. Si bien el flujo asociado es turbulento y no estacionario, los ensayos físicos a escala que permiten la validación de herramientas numéricas, en ciertas ocasiones, conducen a un problema añadido donde las capas límite presentes en los perfiles son claramente de transición laminar-turbulenta, con efectos de desprendimiento/re-adhesión del flujo bajo este régimen de transición. Este es el caso del ensayo experimental de [Gete y Evans \(2003\)](#), en el cual se propone estudiar las perturbaciones de la capa límite de una placa plana al interactuar con un tren de vórtices generado mediante una cascada de perfiles NACA 0024 en movimiento, cuya condición de funcionamiento de estos perfiles es de $Re = 1,2 \cdot 10^4$ y ángulo de ataque (AoA) de 10° . El tener en cuenta estos efectos adicionales permitiría refinar la metodología para estudiar fenómenos de RSI en casos en donde el flujo es de transición en casi toda la capa límite de los perfiles que conforman la turbomáquina ensayada.

Producto a la escasa información sobre ensayos con perfiles gruesos a bajos números de Reynolds, el presente trabajo busca, inicialmente, replicar los resultados numéricos de [Błoński y Strzelecka \(2021\)](#) con un perfil Risø B1-18 a $Re = 2 \cdot 10^4$ y $AoA = 9^\circ$. Utilizando modelos del tipo EVM sin una calibración específica para estos casos, se comparan los coeficientes C_d y C_l y el punto de desprendimiento de la capa límite reportados por los autores.

Con la base de conocimiento previamente establecida, se procedió a realizar la simulación del perfil NACA 0024. Utilizando XFOIL como referencia para comparar resultados en AoA previos a la entrada en pérdida, se propuso una secuencia de simulaciones que incluyó la comprobación de la malla a $Re = 5 \cdot 10^4$, el incremento del AoA a 10° , y finalmente la reducción de Re hasta el valor objetivo de $1,2 \cdot 10^4$.

2. METODOLOGÍA

2.1. Ecuaciones de Navier Stokes

Se considerará en este trabajo un flujo de transición laminar-turbulento, incompresible y no estacionario, siendo las ecuaciones de Navier-Stokes para este caso:

$$\begin{cases} \frac{\partial}{\partial t}(\rho u_i) + \vec{\nabla} \cdot (\rho u_i \otimes u_i) = -\vec{\nabla} p + \vec{\nabla} \cdot \left[\mu \left(\vec{\nabla} u_i + \vec{\nabla} u_i^T \right) \right] + \rho \vec{g} \\ \vec{\nabla} \cdot u_i = 0 \end{cases} \quad (1)$$

Promediando en experimentos la anterior ecuación llegamos a la expresión de las ecuaciones de Navier Stokes Promediadas (RANS)

$$\frac{\partial(\rho U_i)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho U_i U_j)}{\partial x_j} = -\frac{\partial P}{\partial x_i} + \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\mu \left(\frac{\partial U_i}{\partial x_j} + \frac{\partial U_j}{\partial x_i} \right) - \overline{\rho u'_i u'_j} \right] \quad (2)$$

donde U , u' , μ y $-\overline{\rho u'_i u'_j}$ son la velocidad media de flujo, las fluctuaciones de la velocidad producto de la turbulencia, y término del tensor de Reynolds, respectivamente.

El proceso de promediado de Reynolds genera un término adicional de esfuerzo (el tensor de Reynolds). Para resolver las ecuaciones RANS, es necesario expresar el tensor de Reynolds

en términos de las cantidades de flujo medio. Mediante la hipótesis de viscosidad turbulenta o hipótesis de Boussinesq, la solución para este término es:

$$-\rho \overline{u'_i u'_j} = \mu_t \left(\frac{\partial U_i}{\partial x_j} + \frac{\partial U_j}{\partial x_i} + \frac{2}{3} \frac{\partial U_k}{\partial x_k} \delta_{ij} \right) - \frac{2}{3} \rho k \delta_{ij} \quad (3)$$

donde μ_t , y k representan la viscosidad turbulenta y la energía turbulenta, respectivamente.

La Ec. (3) combina las componentes tangenciales y normales del tensor de Reynolds, la cual es necesario resolver previo a la Ec. (2). La metodología para resolver la Ec. (3) implica la adecuada selección de un modelo de turbulencia para calcular la viscosidad turbulenta (μ_t).

2.2. Modelos Turbulentos

Para el cálculo de μ_t se usaron dos modelos del tipo EVM, que tienen en cuenta los efectos de transición laminar-turbulenta, $k - \omega$ Shear Stress Transport ($k - \omega$ SST) y Langtry-Menter $k - \omega$ Shear Stress Transport ($k - \omega$ SST LM). A su vez, se propone resolver los casos como flujos laminares, es decir, despreciando el tensor de Reynolds, no computando μ_t .

$$\mu_t = \frac{a_1 \rho k}{\max(a_1 \omega, b_1 F_2 F_3 2 S_{ij})} \quad (4)$$

El modelo $k - \omega$ SST combina la virtud de la independencias de los valores turbulentos de flujo libre del modelo $k - \epsilon$, con la mejores predicciones de las tensiones cortantes sobre la pared del modelo $k - \omega$. En las ecuaciones Ec. (5) y (6), se han expresado el balance de energía cinética turbulenta y la tasa de disipación, respectivamente, detallados en el trabajo de [Cortes y Márquez Damián \(2023\)](#).

$$\frac{\partial k}{\partial t} + \vec{U} \cdot \vec{\nabla} k = P - \beta^* \omega k + \vec{\nabla} \cdot (D_k \vec{\nabla} k) + S_k \quad (5)$$

$$\frac{\partial \omega}{\partial t} + \vec{U} \cdot \vec{\nabla} \omega = \frac{\gamma}{\nu_t} P - \beta \omega^2 + \vec{\nabla} \cdot (D_\omega \vec{\nabla} \omega) + 2(1 - F_1) \frac{\sigma_{\omega_2}}{\omega} \vec{\nabla} k \cdot \vec{\nabla} \omega + S_\omega \quad (6)$$

2.3. XFOIL

El código XFOIL ([Drela, 1989](#)) combina un método de panel de flujo potencial y una formulación integral de la capa límite para el análisis del flujo alrededor de perfiles alares. El código fue desarrollado para predecir rápidamente el rendimiento de perfiles en un amplio rango de números de Reynolds, logrando su convergencia a través de la iteración entre las soluciones del flujo externo e interno sobre el espesor de desplazamiento de la capa límite ([Morgado et al., 2016](#)). De esta manera, XFOIL calcula la distribución de presión viscosa y captura la influencia de la separación limitada en el borde de fuga, así como las burbujas de separación laminar.

XFOIL utiliza un método de envolvente aproximada para calcular la transición. Con este método, el código rastrea sólo la frecuencia más amplificada en un punto determinado del perfil, aguas abajo del punto de inestabilidad, para obtener la amplitud de esa perturbación. Se asume que ocurre la transición cuando esta amplitud integrada alcanza un valor determinado empíricamente.

3. CASOS DE ESTUDIO

3.1. Risø B1-18

Siguiendo los parámetros de ensayo establecidos por [Błoński y Strzelecka \(2021\)](#), se buscó centrar el análisis para un perfil Risø B1-18 de cuerda $c = 0,3$ m, ángulo de ataque $\text{AoA} = 9^\circ$, viscosidad dinámica $\nu = 1 \cdot 10^6$ m²/s y $\text{Re} = 2 \cdot 10^4$. Se utilizó la herramienta OpenFOAM[®], pimpleFoam como método de acoplamiento presión/velocidad, número de Courant no mayores a 1, y se garantizó esquemas de segundo orden tanto espaciales como temporales para el cálculo de los parámetros de simulación. Se realizaron simulaciones para flujo laminar y turbulento utilizando los modelos $k - \omega$ SST y $k - \omega$ SST LM. Considerando los aportes realizados por [Catalano y Tognaccini \(2009\)](#) se propusieron para la turbulencia de corriente libre relaciones de $(\mu_t/\mu)_\infty < 1$. En la Tabla 1 se resumen los casos que se desarrollaran en este trabajo.

Caso	Modelos turbulentos	U_∞ [m/s]	AoA	μ_t/μ	T_u [%]
1	laminar	0.06687	9	-	0
2	kOmega SST	0.06687	9	6.7	0.5
3	kOmega SST	0.06687	9	$2.6 \cdot 10^{-9}$	$3.9 \cdot 10^{-10}$
4	kOmega SST LM	0.06687	9	6.7	0.5
5	kOmega SST LM	0.06687	9	0.0067	0.001

Tabla 1: Resumen casos simulados de perfil alar Risø B1-18

El modelo $k - \omega$ SST LM requiere de los parámetros turbulentos Re_θ y γ . Se asumió $\gamma = 1$ y Re_θ siguiendo la Ec. (7).

$$\begin{cases} Re_\theta = 1173,51 - \frac{589,428T_u + 0,2193}{T_u^2} & \text{si } T_u \leq 1,3\% \\ Re_\theta = \frac{331,5}{(T_u - 0,5658)^{0,671}} & \text{si } T_u > 1,3\% \end{cases} \quad (7)$$

3.2. NACA 0024

El caso objetivo es la simulación del perfil en cuestión con una cuerda $c = 0,05$ m, $\text{AoA} = 10^\circ$ y $\text{Re} = 1,2 \cdot 10^4$. Sin embargo, debido a la falta de documentación de ensayos experimentales y numéricos de perfiles gruesos a regímenes transicionales tan bajos, se recurre como herramienta de validación a la simulación del mismo perfil pero a $\text{Re} = 5 \cdot 10^4$ y $\text{AoA} = 4^\circ$, punto previo a la entrada en pérdida del perfil, y posterior comparación con resultados obtenidos mediante XFOIL. Este procedimiento sigue el antecedente del trabajo de [Shome y Radle \(2013\)](#). Estos autores simulan el perfil SD7003 a $\text{Re} = 6 \cdot 10^4$ con AoA por debajo de la entrada en pérdida del perfil, cuyos resultados presentan un buen acuerdo con las respectivas aproximaciones realizadas mediante XFOIL.

Aquí también se utilizó herramienta OpenFOAM[®] con la misma configuración que para el caso anterior, excepto que todos los casos simulados fueron como flujo laminar. Se realizó un análisis de sensibilidad de malla con $\text{Re} = 5 \cdot 10^4$ y ángulo de ataque $\text{AoA} = 4^\circ$. Luego de validar la malla se prosiguió a evaluar los casos de $\text{Re} = 5 \cdot 10^4$ y $\text{AoA} = 10^\circ$, y $\text{Re} = 1,2 \cdot 10^4$ y $\text{AoA} = 10^\circ$. El resto de los parámetros seleccionados fueron $c = 0,05$ m y viscosidad dinámica $\nu = 1,514 \cdot 10^{-5}$ m²/s.

3.3. Mallas

Los dominios de cálculo se mallaron en dos dimensiones mediante el software GMSH, utilizando Octave y código de desarrollo propio para la parametrización de todas las características geométricas. Las mallas generadas para ambos perfiles fueron del tipo C-grid. Para la discretización del dominio se establecieron zonas estructuradas que envolvían las superficies de los perfiles hasta una distancia de $0,2 c$ de las superficies y $0,4 c$ agua abajo del borde de fuga. Dentro de esta zona se prestó debida atención no sólo al tamaño de celda en dirección normal a las paredes ($y^+ < 1$) sino además se buscó establecer gradientes de crecimiento y relaciones de aspecto de celdas que garanticen una precisión de cálculo en todas las direcciones, capturando así todas las estructuras vorticosas presentes y representables (gradiente de crecimiento máximo de 1.02). A su vez, para mejorar la estabilidad y capacidad de captar vorticidades, se orientó en sentido del desprendimiento la malla del extradós de los perfiles (ver Figura 2).

Como herramienta de validación y parámetro de medida del nivel de refinamiento, se tuvo en consideración el análisis de las viscosidades turbulentas de escala de subgrilla (μ_{SGS}) presentes en LES (Large Eddy Simulation, en sus siglas en inglés). Siguiendo el análisis realizado por Márquez Damián y Nigro (2010), μ_{SGS} aparece como un parámetro dentro de las formulaciones de LES que permite el modelado las estructuras vorticosas no posibles de capturar directamente por el tamaño de celdas definido para la malla. El procedimiento constó en simular mallas 2D de referencia en OpenFOAM® utilizando LES como solver. Se hizo un remallado selectivo en pos de garantizar $\nu_{SGS}/\nu \approx 0,1$.

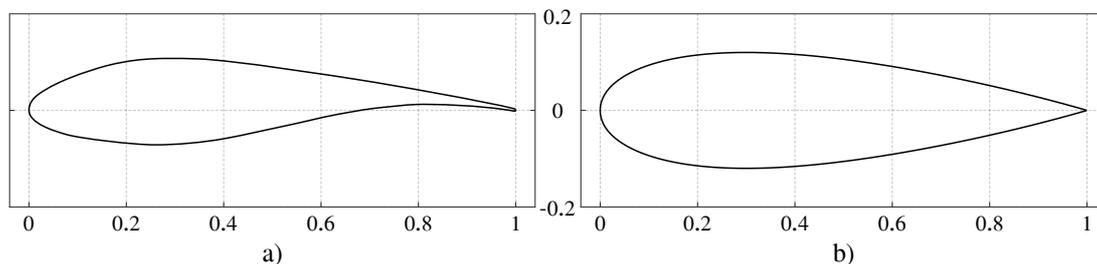


Figura 1: Geometría de los perfiles Risø B1-18 (a) y NACA 0024 (b).

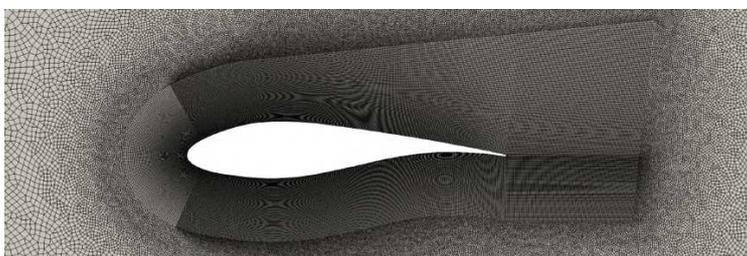


Figura 2: Detalle características de malla.

4. RESULTADOS Y DISCUSIÓN

4.1. Risø B1-18

En la Figura 3, se han graficado los valores instantáneos de C_d y C_l para tres casos característicos. Además, se ha representado el campo de vorticidades en dirección z , donde es posible

apreciar la capa de corte, el punto de desprendimiento de la capa límite y la estructura vorticiosa generada por el perfil. La Tabla 1 muestra un resumen de parámetros seleccionados y los resultados obtenidos en cada simulación. Entre los datos se destacan no sólo los coeficientes de arrastre (C_d) y sustentación (C_l), sino también, el punto de desprendimiento de capa límite (X_{SBL}) y las dos primeras frecuencias fundamentales de la señal de C_d y C_l obtenidas por descomposición de Fourier.

Obsérvese la capa de corte y el punto de desprendimiento de la capa límite, las estructuras vorticosas y la morfología de las mismas.

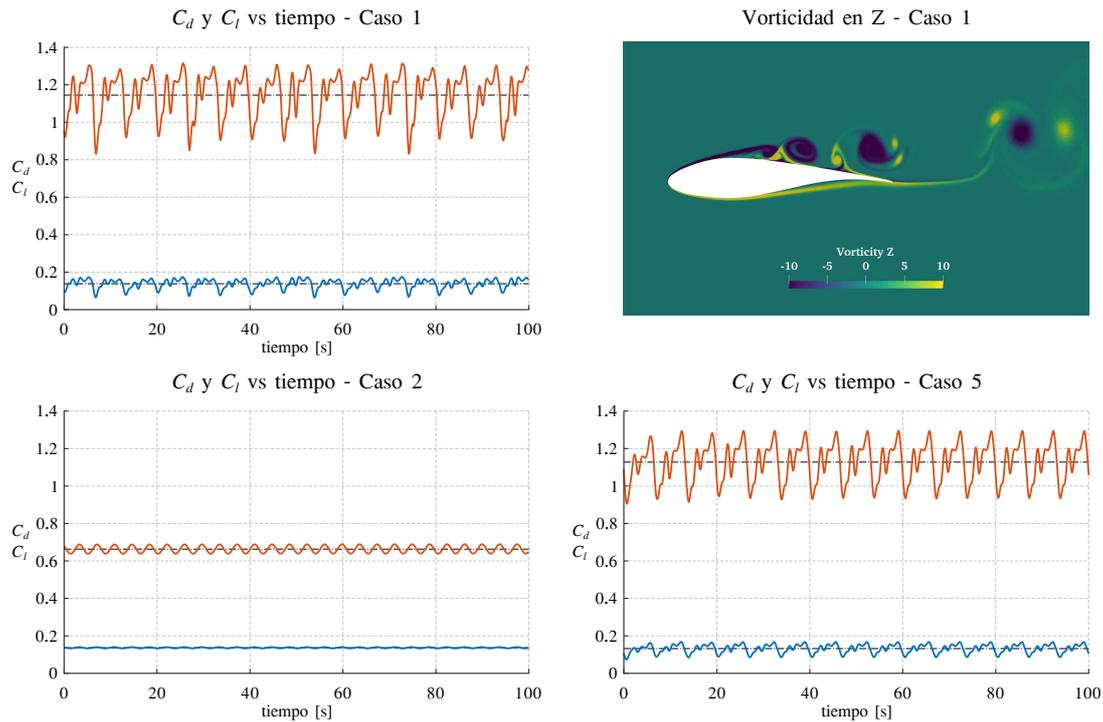


Figura 3: Valores de C_d y C_l reportados a lo largo de la simulación. Caso 1 con modelo laminar; Caso 2 con modelo turbulento $k - \omega$ SST; Caso 5 con modelo turbulento $k - \omega$ SST LM.

Caso	C_d	C_l	μ_t/μ	T_u [%]	X_{SBL} [x/c]	f_1 [Hz]	f_2 [Hz]
1	0.1382	1.1448	-	0	0.208	0.15	0.3
2	0.1365	0.6629	6.7	0.5	0.215	0.27	0.26
3	0.1369	0.6702	$2.6 \cdot 10^{-9}$	$3.9 \cdot 10^{-10}$	0.215	0.27	0.26
4	0.1186	0.5066	6.7	0.5	0.216	0.01	0.02
5	0.1323	1.1293	0.0067	0.001	0.213	0.15	0.3
Błowski	0.1480	1.1700	-	-	0.201	-	-

Tabla 2: Resumen resultados Risø B1-18. Modelos utilizados: laminar (Caso 1), $k - \omega$ SST (Casos 2 y 3) y $k - \omega$ SST LM (Casos 4 y 5).

Como primera conclusión se puede observar que el modelo laminar reportó los resultados con mejor acuerdo con la referencia, no sólo teniendo en cuenta C_d y C_l , sino además el punto de desprendimiento de la capa límite (X_{SBL}). Por otro lado, se encontró que los modelos turbulentos $k - \omega$ SST y $k - \omega$ SST LM sobrepredicen los valores de μ_t filtrando gran parte

de la frecuencias fundamentales y devolviendo un flujo muy ordenado y lejos de lo reportado por Błoński y Strzelecka (2021). Sólo el modelo $k - \omega$ SST LM presentó sensibilidad a las variaciones de μ_t/μ , y fue a partir de $T_u = 0,001\%$ (Caso 5) donde los resultados reportados comenzaron a aproximarse al Caso 1.

4.2. NACA 0024

En la Tabla 3 se ha resumido los parámetros seleccionados y los resultados alcanzados en cada caso, donde se puede destacar, además de los coeficientes de C_d y C_l , una descomposición de los aportes realizados por la presión (C_{dp}) y la tensión de corte (C_{df}) sobre el coeficiente de arrastre. Comprendiendo el carácter no estacionario del fenómeno, todas los parámetros especificados fueron calculados con magnitudes promediadas en el tiempo.

Caso	AoA	Re	y_{max}^+	C_{dp}	C_{df}	C_d	C_l	$X_{SBL} [x/c]$
1	4	50000	5.7	0.06847	0.008353	0.07682	0.7226	0.185
2	4	50000	2.1	0.05633	0.009217	0.06555	0.6303	0.213
3	4	50000	0.48	0.05514	0.009059	0.06420	0.6861	0.214
XFOIL	4	50000	-	0.03908	0.014800	0.05388	0.6106	0.234
4	10	50000	0.37	0.08010	0.009507	0.0896	0.6980	0.115
5	10	12000	0.21	0.2302	0.02351	0.2537	0.5848	0.132

Tabla 3: Resumen resultados NACA 0024

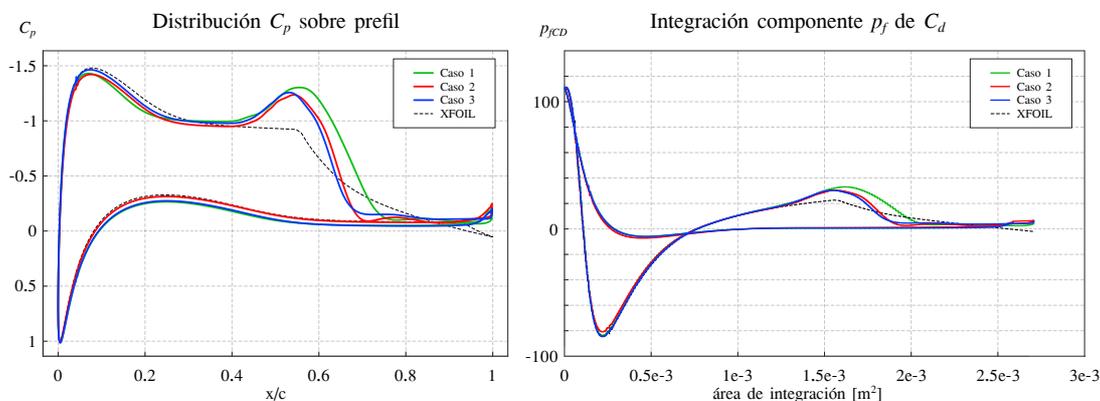


Figura 4: Análisis de sensibilidad de malla mediante comparación de la distribución de C_p en torno al perfil para los casos 1, 2 y 3 (izq). Componente de presión en dirección a C_d integrada sobre caras discretización perfil (der).

En la Figura 4 se han representado los diagramas de C_p en torno al perfil para los casos 1, 2 y 3, correspondientes al análisis de sensibilidad de malla. A su vez, la figura muestra la componente de la presión en dirección de C_d , integrada sobre cada una de las caras de celda que discretizan la pared del perfil simulado. Como se observa en la figura, existe un buen ajuste de la distribución de presiones sobre todo el borde de ataque y la zona de intrados del perfil, sin embargo, encontramos discrepancias en la zona de desprendimiento de la capa límite.

A partir del Caso 4, con el incremento del AoA y la entrada en pérdida del perfil, se genera una separación masiva de la capa límite, inhabilitando el uso de XFOIL como herramienta de validación (ver Figura 5). Producido el desprendimiento, la tendencia de las estructuras vorticosas de seguir la dirección del flujo de fondo se incrementa al reducir el número de Re , generando

en el Caso 5 un tren de vórtices de considerable longitud característica. Si bien esta última condición es indeseable en una turbomáquina, por el incremento en las pérdidas energéticas y la reducción del rendimiento de los equipos; las perturbaciones generadas por estos vórtices son fácilmente capturables experimentalmente, razón por la cual es una virtud correctamente aprovechada por [Gete y Evans \(2003\)](#).

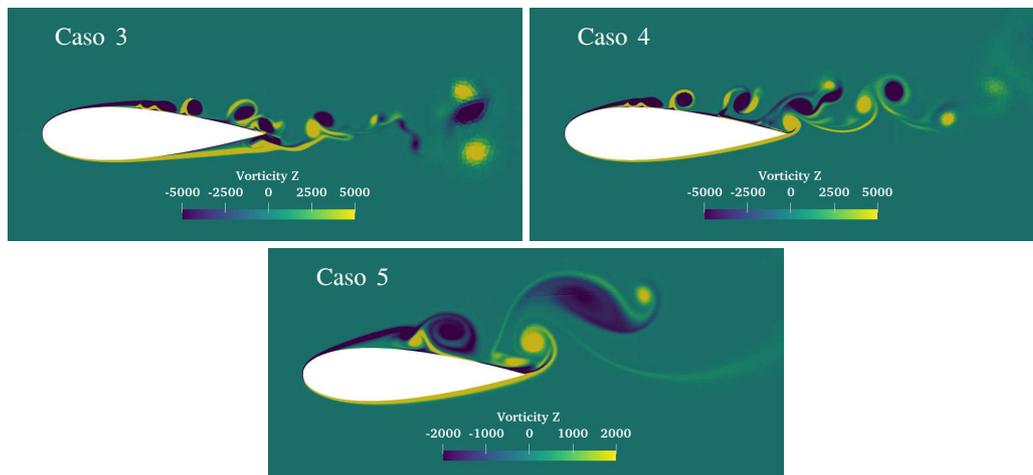


Figura 5: Campo de vorticidad en dirección z simulación perfil NACA 0024. Caso 3, $Re = 5 \cdot 10^4$ y $AoA = 4^\circ$; Caso 4, $Re = 5 \cdot 10^4$ y $AoA = 10^\circ$; Caso 5, $Re = 1,2 \cdot 10^4$ y $AoA = 10^\circ$.

5. CONCLUSIONES

El caso objetivo de este estudio fue la simulación del perfil NACA 0024 a $Re = 1,2 \cdot 10^4$ y ángulo de ataque (AoA) de 10° . Para ello, se generó una base de conocimiento previa replicando los resultados numéricos de [Błoński y Strzelecka \(2021\)](#) con un perfil Risø B1-18 a $Re = 2 \cdot 10^4$ y $AoA = 9^\circ$. Luego, se siguió una secuencia de simulaciones del perfil NACA 0024 que incluyó la validación de la malla a $Re = 5 \cdot 10^4$ y $AoA = 4^\circ$, el aumento del AoA a 10° , y la reducción de Re al valor objetivo de $1,2 \cdot 10^4$.

Al simular el perfil Risø B1-18, se encontró que la modelación como flujo laminar derivó en los resultados que mejor acuerdan con los parámetros reportados por [Błoński y Strzelecka \(2021\)](#). Si bien seguir las recomendaciones de [Catalano y Tognaccini \(2010\)](#) y establecer valores de turbulencia de flujo libre muy bajos generó resultados satisfactorios, se cree que estas recomendaciones complejizan innecesariamente el modelado sin ofrecer mejoras significativas en comparación con la simplificación de asumir un flujo laminar. La utilización de modelos turbulentos, por otro lado, derivó en discrepancias y simulaciones que tendían a sobre predecir μ_t , generando flujos excesivamente ordenados y alejados de la realidad.

Al trabajar con un modelado laminar, se confirma la necesidad de refinamiento normal a la pared tal que $y_{max}^+ < 1$. Se propone para futuros trabajos verificar la independencia con la discretización en el sentido del flujo.

En el caso de las simulaciones con el perfil NACA 0024, aunque aún hay aspectos del esquema y de la discretización del dominio posibles de corregir y optimizar, el modelo mostró una capacidad predictiva aceptable y la posibilidad de utilizar XFOIL como herramienta de validación incluso en valores de Re muy bajos, siempre que no se supere la entrada en pérdida del perfil. Considerando que la secuencia y rigurosidad en el método de estudio se realizó de manera correcta en función de la información y herramientas disponibles, se concluye que las

predicciones hechas para el perfil NACA 0024 en condiciones de pérdida son satisfactorias, sin descartar la posibilidad de buscar métodos alternativos de validación numérica.

AGRADECIMIENTOS

Los autores agradecen el financiamiento recibido de CONICET (Beca doctoral Tomás Leschiutta). Este trabajo es parte del proyecto PID-UTN-8685 "Métodos numéricos para flujos a bajos números de Reynolds con aplicaciones en ingeniería civil y mecánica"

REFERENCIAS

- Błoński D. y Strzelecka K. and Kudela H. Vortex Trapping Cavity on Airfoil: High-Order Penalized Vortex Method Numerical Simulation and Water Tunnel Experimental Investigation. *Energies*, 14(24), 2021. ISSN 1996-1073.
- Catalano P. y Tognaccini R. Influence of Free-Stream Turbulence on Simulations of Laminar Separation Bubbles. *47th AIAA Aerospace Sciences Meeting Including The New Horizons Forum and Aerospace Exposition*, página 1471, 2009.
- Catalano P. y Tognaccini R. Turbulence Modeling for Low-Reynolds-Number Flows. *Journal of American Institute of Aeronautics and Astronautics*, 48, 2010.
- Cortes F.L. y Márquez Damián S. Evaluación de Modelos Turbulentos para la Obtención del Perfil Energía Cinética Turbulenta. Flujo en Placa Plana. *Mecánica Computacional*, 40(10):413–422, 2023.
- Drela M. *XFOIL: An Analysis and Design System for Low Reynolds Number Airfoils*. Springer Berlin Heidelberg, Berlin, Heidelberg, 1989.
- Gete Z. y Evans R.L. An Experimental Investigation of Unsteady Turbulent-Wake/Boundary-Layer Interaction. *Journal of fluids and structures*, 17(1):43–55, 2003.
- Kotapati R.B., Mittal R., Marxen O., Ham F., You D., y Cattafesta L.N. Nonlinear Dynamics and Synthetic-Jet-Based Control of a Canonical Separated Flow. *Journal of Fluid Mechanics*, 654:65–97, 2010.
- Morgado J., Vizinho R., Silvestre M., y Páscoa J. XFOIL vs CFD Performance Predictions for High Lift Low Reynolds Number Airfoils. *Aerospace Science and Technology*, 52:207–214, 2016.
- Mueller T.J. y DeLaurier J.D. Aerodynamics of Small Vehicles. *Annual Review of Fluid Mechanics*, 35:89–111, 2003.
- Márquez Damián S. y Nigro N.M. Comparison of Single Phase Laminar and Large Eddy Simulation (LES) solvers using the OpenFOAM suite. *Mecánica Computacional*, 29(37):3721–3740, 2010.
- Shome B. y Radle M. Assessment of Transitional Model for Prediction of Aerodynamic Performance of Airfoils at Low Reynolds Number Flow Regime. Informe Técnico, SAE Technical Paper, 2013.
- Tsuchiya T., Numata D., Suwa T., y Asai K. Influence of Turbulence Intensity on Aerodynamic Characteristics of an NACA 0012 at Low Reynolds Numbers. *51st AIAA Aerospace Sciences Meeting including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition*, 2013.
- Winslow J., Otsuka H., Govindarajan B., y Chopra I. Basic Understanding of Airfoil Characteristics at Low Reynolds Numbers. *Journal of Aircraft*, 55(3):1050–1061, 2018.