

ESTUDIO NUMÉRICO DEL FLUJO ALREDEDOR DE PERFILES AERODINÁMICOS EN RÉGIMEN SUBSÓNICO, TRANSÓNICO Y SUPERSÓNICO

NUMERICAL STUDY OF THE FLOW AROUND AERODYNAMIC PROFILES IN SUBSONIC, TRANSONIC AND SUPERSONIC REGIME

Lucas Monaldi^a y Sergio A. Elaskar^{a,b}

^a*Departamento de Aeronáutica, FCEFYn, UNC, Córdoba, Argentina*

^b*Instituto de Estudios Avanzados en Ingeniería y Tecnología - IDIT, CONICET y UNC, Córdoba, Argentina*

Palabras clave: Simulación numérica, ANSYS Fluent, perfiles aerodinámicos, flujo subsónico, transónico y supersónico.

Resumen. Se presentan estudios numéricos del flujo alrededor de tres perfiles aerodinámicos: el NACA 0012 en régimen subsónico, el RAE 2822 en régimen transónico y un perfil diamante asimétrico en régimen supersónico. Para tal fin se utiliza la versión estudiantil de ANSYS Fluent. Se comparan coeficientes de fuerza, distribución de presiones, coeficientes de fricción y perfiles de velocidades en la capa límite para distintos modelos de turbulencia. Se realizan análisis de la influencia del tamaño del dominio físico, tipos de mallas (estructuradas, no estructuradas y mixtas), parámetros de calidad de las mismas y condiciones de borde. También se estudia el tipo de mallado en la capa límite teniendo en consideración el tratamiento de la pared y el parámetro $y+$. Los resultados obtenidos se comparan con aquellos dados en la literatura. En cuanto a los modelos de turbulencia, el de Spalart Allmaras es el que mejor desempeño presenta. Además, se aprecia que las mallas mixtas son las que mejores resultados arrojan, con menores tiempos de convergencia, tiempos de generación de la propia malla y parámetros de calidad. Fue necesario a su vez introducir un pequeño chaflán en el borde de fuga para evitar mallados de mala calidad.

Keywords: Numerical simulation, ANSYS Fluent, airfoil, subsonic flow, transonic flow and supersonic flow.

Abstract. Several numerical simulations for three airfoils are carried out: the NACA 0012 in subsonic flow, the RAE 2822 in transonic flow, and a non-symmetric diamond airfoil in supersonic flow. The student version of ANSYS Fluent is used. Force coefficients, pressure distributions, friction coefficients, and velocity profiles in the boundary layer are compared with available data. Four turbulence models are implemented. Besides, the size of the physical domain, types of meshes (structured and unstructured), mesh quality parameters, and boundary conditions are analyzed. The mesh in the boundary layer is studied too (wall treatment and the $y+$ value). The results are in good agreement with the experimental data. The Spalart-Allmaras turbulence model produced more accurate results. Also, mixed meshes, a combination of structured and unstructured meshes, generated better results. Finally, a small chamfer on the trailing edge improved the quality of the mesh.

1. INTRODUCCIÓN

La **dinámica de los fluidos computacional**, más conocida por sus siglas en inglés como *CFD* (*Computational fluid dynamics*), analiza sistemas que envuelven como principal fenómeno el flujo de fluidos. Adicionalmente, pueden estudiarse otros fenómenos como transferencia de calor o reacciones químicas. Esta metodología, con los constantes aumentos en las capacidades de cálculo de las computadoras, se ha convertido en una herramienta muy poderosa en aplicaciones tanto industriales como en ámbitos de investigación académica. De los softwares disponibles (comerciales o libres) se opta por la versión estudiantil de *ANSYS Fluent* que impone el límite de poco más de medio millón de elementos.

Desde los inicios de la aeronáutica, los ensayos en túneles de viento han permitido conocer y estudiar las fuerzas que se producían en perfiles aerodinámicos o alas. Estos túneles son dispositivos capaces de hacer incidir una corriente fluida sobre el elemento a estudiar, reproduciendo ciertas condiciones reales de vuelo a través de las condiciones de similitud ([Anderson y Wendt, 1995](#)). Evidentemente los avances y la necesidad de aeronaves más rápidas y maniobrables complejizaron aún más la construcción de los túneles, haciéndolos más restrictivos en cuanto a sus capacidades de ensayo y costos que implican su construcción y utilización. Por lo tanto, el análisis de flujos mediante *CFD* se ha convertido en una herramienta que busca complementar los ensayos en túneles.

1.1. Casos a estudiar

El primer caso se trata del perfil NACA0012. Los resultados numéricos a analizar son: ángulo de ataque, coeficiente de sustentación y coeficiente de resistencia ([Abbott y Von Doenhoff \(1959\)](#); [Ladson \(1988\)](#) y [Krist et al. \(1998\)](#)), distribución de presiones a lo largo de la cuerda ([Ladson \(1988\)](#) y [Krist et al. \(1998\)](#)) y perfiles de velocidades en la capa límite ([Silverstein y Becker \(1939\)](#)).

Luego se estudia el perfil transónico RAE2822. Los resultados numéricos consisten en coeficientes de resistencia y sustentación, distribución del coeficiente de presión en la cuerda y perfiles de velocidades en la capa límite y estela. Son comparados con los datos en [Cook et al. \(1979\)](#) y [Holst \(1988\)](#).

Finalmente se analiza un perfil diamante supersónico no simétrico doble cuña presentado en el libro de [Ferri \(1949\)](#). Los datos a comparar se extraen del reporte del mismo autor ([Ferri, 1940](#)), donde se presentan coeficientes de resistencia y sustentación obtenidos a través de la teoría de flujo potencial y por ensayos en túnel. También se compara el número de Mach y relaciones de presión y temperaturas respecto a resultados analíticos. Para las ondas de choque se emplea la teoría de onda de choque oblicua ([Tamagno et al., 2013](#)); mientras que para las ondas de expansión se recurre a la teoría de Prandtl-Meyer ([Anderson, 2003](#)).

2. METODOLOGÍA EN ANSYS FLUENT

2.1. Preprocesamiento: Mallador y Mallas

Se analizan dos tipos de dominios, uno semicircular por delante del perfil y rectangular por detrás, o bien completamente rectangular como se indican en la Figura 1. En ambos dominios se variará su tamaño de acuerdo a los valores de la Tabla 1

A su vez se prueban tres estrategias de mallado: malla completamente estructurada, totalmente no estructurada y la tercera es una combinación de las dos anteriores pero predominantemente estructurada. Esta última estrategia surgió como consecuencia de la imposibilidad de emplear

Dimensión [m]	Malla 1	Malla 2	Malla 3
a	5	7.5	10
b	10	15	20
c	10	15	20

Tabla 1: Dimensiones (en metros) de los tres dominios ensayados para cada uno de los perfiles.

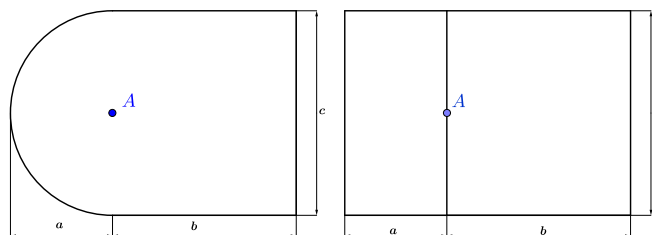


Figura 1: Dominios a emplear en las simulaciones

una superficie mapeada en conjunto con el comando *Inflation* necesario para modelar la capa límite.

Los parámetros más importantes para evaluar la calidad de la malla son: *Element quality*, *Aspect Ratio*, *Parallel deviation*, *Orthogonal quality* y *Skewness*. La clasificación según los valores que adoptan cada uno se pueden consultar en [ANSYS Fluent \(2019\)](#).

2.2. Preprocesamiento: Condiciones de borde

Condiciones de borde erróneamente definidas pueden tener un impacto negativo en la solución final e incluso evitar que la simulación converja, de manera que es de vital importancia seleccionarlas correctamente. La implementación de las mismas dependerá de las características del dominio geométrico y de las recomendaciones de los manuales de *ANSYS Fluent* en función del régimen de flujo propuesto ([Anderson y Wendt \(1995\)](#), [Anderson Jr. \(2010\)](#); [Blazek \(2015\)](#) y [Ferziger et al. \(2002\)](#)). Para las paredes sólidas se aplica la condición de pared (*wall*) que impone la restricción de no deslizamiento sobre la superficie. En todas las simulaciones se empleará la condición *Pressure-far-field* que es ampliamente usada tanto para flujos incompresibles como compresibles ([ANSYS Fluent, 2019](#)). Ésta modela las condiciones de una corriente fluida en el infinito, donde los efectos de compresibilidad ya no son apreciables. Es también la condición más recomendada por los manuales para aplicaciones aerodinámicas ([Blazek \(2015\)](#); [ANSYS Fluent \(2019\)](#)).

2.3. Procesamiento: Solver y Métodos de solución

ANSYS Fluent ofrece la posibilidad de seleccionar dos esquemas numéricos: el *pressure-based solver* (PB) o bien el *density-based solver* (DB). En un principio el PB fue desarrollado para flujos incompresibles o compresibles de baja velocidad¹. Mientras que el DB se utiliza fundamentalmente para flujos compresibles de alta velocidad ([ANSYS Fluent, 2019](#)). Para el perfil NACA en régimen subsónico se emplea el PB, para el perfil diamante supersónico el DB y para el transónico se realiza una comparación entre ambos.

En el DB, el término convectivo de la ecuación se resuelve a través del *Roe Flux-Difference Splitting Scheme* propuesto por [Roe \(1986\)](#) porque se trata del más recomendado por *Fluent* para aplicaciones aerodinámicas ([ANSYS Fluent, 2019](#)). En tanto que para el PB *solver*, el acoplamiento entre la presión y la velocidad se resuelve atendiendo las recomendaciones de *Fluent*. Además, para cada una de las ecuaciones de gobierno, se utiliza el *Second Order Upwind*, dado que posee una buena relación entre la velocidad de convergencia y precisión en los resultados ([ANSYS Fluent, 2019](#)).

¹Fluent considera que un problema es compresible con baja velocidad a partir de $M = 0,2$ aproximadamente hasta $M = 0,5$.

2.4. Modelos de turbulencia empleados y parámetro y^+

Se utilizan sólo cuatro de los modelos propuestos por *Fluent*: *Spalart-Allmaras*, $k - \omega$ *SST*, $k - kl - \omega$ *Transition* y *Transition SST*. Para todos ellos se emplean los valores por defecto propuestos por *Fluent* y se implementan las correcciones de compresibilidad ($k - \omega$ *SST* y $k - kl - \omega$ *Transition*) para el perfil RAE y el diamante. Con el fin de obtener resultados confiables, se debe cumplir con la condición $y^+ < 1$ para la subcapa laminar en todos los modelos (Tennekes et al., 1972) para captar correctamente los gradientes de velocidades. Para determinar el espesor de los elementos en contacto con la pared se emplea el parámetro de longitud de fricción adimensional (Schlichting et al., 1968):

$$y^+ = \frac{\rho U_\tau \Delta y}{\mu} \quad (1)$$

donde ρ es la densidad, U_τ la velocidad de fricción y μ la viscosidad. El objetivo es poder determinar la altura del primer elemento de malla en contacto con la pared (Δy).

3. ANÁLISIS NUMÉRICO PARA EL PERFIL NACA0012

3.1. Tamaño del dominio físico y mallas

Se analizan tres tamaños de dominio indicados en Tabla 1. Para evaluar que tan adecuado es cada uno se comparan los valores de C_l y C_d obtenidos de Abbott y Von Doenhoff (1959). Existe una diferencia muy pequeña entre los 3 valores de C_l , siendo la más grande de 0,33 % entre la primer y la tercer malla. Un comportamiento similar aparece con el coeficiente de resistencia, pero la diferencia entre estas mallas llega al 15 % aproximadamente. Esto se debe fundamentalmente al trabajar con un dominio más pequeño, pudiéndose disminuir el tamaño de los elementos y densificarlos en las zonas próximas al perfil donde ocurren los gradientes más importantes. Por lo tanto, sería beneficioso despreciar alguno de los efectos de la estela aguas abajo del perfil (recortando el dominio), para poder aumentar la densidad de la malla alrededor de este. En consecuencia se utilizarán las dimensiones de la *Malla 2* de aquí en adelante para el perfil NACA.

El comando *Inflation* no puede emplearse en conjunto con superficies mapeadas para generar mallas estructuradas. Por lo tanto se implementa una **malla mixta** donde conviven zonas estructuradas y no estructuradas. Dicha metodología posibilitó, en conjunto con un pequeño chaflán en el borde de fuga, mallas de rápida generación y adecuados parámetros de calidad. Los resultados para cada una y sus tiempos de cálculo se observan en la Tabla 2. Mayor información sobre las mallas estudiadas pueden encontrarse en (Monaldi, 2019).

Al realizar un estudio de convergencia de malla, se observó que la variación de los coeficientes de fuerza es menor al 0,5 % para las más densas.

3.2. Resultados

En la en la Fig. 2a se compara la relación del C_l y el ángulo de ataque con datos dados en Abbott y Von Doenhoff (1959) y Ladson (1988). Se observa una buena correlación entre

Malla	C_l	C_d	t [seg.]	Iterac.
Estruct.	1.063987	0.0099001	18818	6029
No estruct	1.0641214	0.010527	4742	627
Mixta	1.063559	0.01004	5084	667

Tabla 2: Comparación de coeficientes aerodinámicos para las 3 mallas estudiadas.

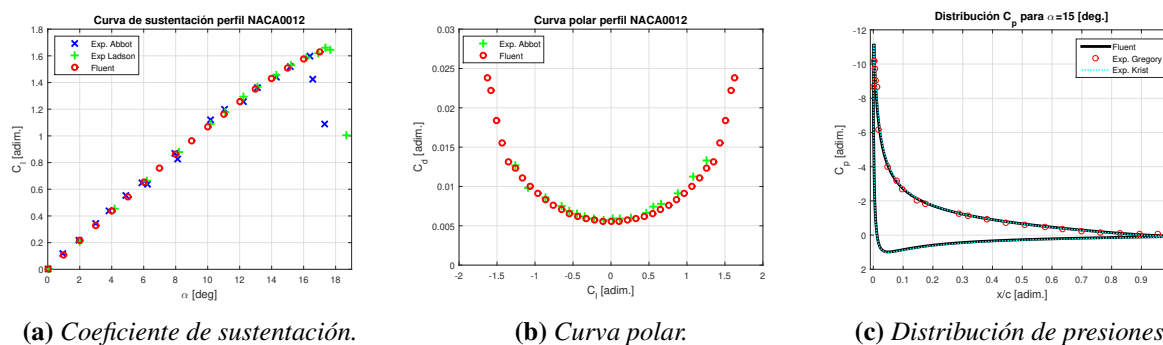


Figura 2: Comparación entre resultados numéricos y experimentales.

los datos experimentales y las simulaciones numéricas, con excepción del ángulo de pérdida. [Abbott y Von Doenhoff \(1959\)](#) detectan que el mismo es aproximadamente 16° , mientras que [Ladson \(1988\)](#) indica que se produce entre 17 y 18° . Hasta el ángulo estudiado numéricamente en este trabajo ($\alpha = 16^\circ$) no se detecta una disminución de la pendiente del coeficiente de sustentación. Se estudiaron casos hasta $\alpha = 19^\circ$ donde la simulación diverge, probablemente por que existe desprendimiento del flujo que el modelo implementado no es capaz de capturar. La curva polar de la Fig. 2b presenta una buena correlación entre los resultados numéricos y los dados en [Abbott y Von Doenhoff \(1959\)](#) para $-1,5 < C_l < 1,5$. Al obtener buenos resultados para el C_l es esperable que la distribución de presiones en la cuerda coincida también con los datos experimentales (Fig. 2c).

El modelo de *Spalart-Allmaras* es el que mejor predice el valor de los coeficientes de fuerza, tal como se observa en la Tabla 3. El modelo $k - \omega$ también arroja resultados buenos. No ocurre lo mismo con los modelos que predicen la transición dado que el error para el coeficiente de resistencia supera siempre el 13%. También es importante resaltar los tiempos de convergencia aumentan en concordancia con la cantidad de ecuaciones que se introducen en el modelo.

Modelo	C_l	e [%]	C_d	e [%]	t [seg.]
S-A	1.5101	7.65	0.0176	3.8	5311
$k - \omega$ SST	1.452	11.2	0.01905	4.04	7242
$k - kl - \omega$ Trans.	1.5885	2.9	0.0152	17.02	9125
SST Trans.	1.4632	10.5	0.00149	17.5	12411

Tabla 3: Comparación de coeficientes de fuerza para cada modelo de turbulencia con $\alpha = 15$.

Los perfiles de velocidad en la capa límite se comparan con datos experimentales de [Silverstein y Becker \(1939\)](#). El análisis de las otras estaciones puede consultarse en [Monaldi \(2019\)](#). Es importante aclarar que los datos experimentales sólo fueron medidos hasta una altura de 4mm aproximadamente. De las Figuras 3a y 3b se observa que los modelos de turbulencia de *Spalart-Allmaras* y $k - \omega$ SST predicen aproximadamente el mismo espesor de la capa y perfil de velocidades para la mayoría de los casos. La mejor concordancia de estos modelos con los datos experimentales ocurre en estaciones alejadas al borde de ataque. Esto se debe a que la capa límite en estos

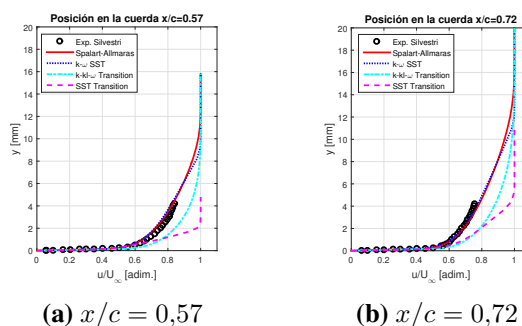


Figura 3: Perfiles de velocidades en la capa límite.

puntos puede ser considerada como totalmente turbulenta y coincide con lo que predicen estos modelos, que no tienen en cuenta fenómenos de transición. Por otra parte los resultados obtenidos con los modelos que sí consideran la transición no coinciden adecuadamente con los datos experimentales.

4. ANÁLISIS NUMÉRICO PARA EL PERFIL RAE2822

La corrección por interferencia del túnel hace que se modifique el ángulo de incidencia para la simulación. Siguiendo el trabajo de [Holst \(1988\)](#) el nuevo ángulo es de $\alpha_{comp.} = 2,8 [deg]$. No se realiza corrección del número de Mach por bloqueo.

4.1. Tamaño del dominio físico, mallas y solver

Siguiendo las dimensiones propuestas en la Tabla 1 y empleando el modelo viscoso de *Spalart-Allmaras*, se resumen los resultados en la Tabla 4. A diferencia de lo que ocurría en el perfil NACA, es el dominio más grande el que arroja los mejores resultados respecto al caso experimental. El error del dominio más grande respecto a los ensayos es de 4,03 % para el C_l y de un 9,34 % para el C_d . Se trabaja con éste para el resto de las simulaciones. También se emplea la opción de una malla mixta más el chaflán en el borde de fuga. La comparación de los distintos tipos de malla se indica en la Tabla 5.

Coef.	Exp.	Malla 1	Malla 2	Malla 3
C_l	0.8017	0.710329	0.7486	0.76939
C_d	0.0168	0.0197128	0.018745	0.018369

Tabla 4: Comparación de los coeficientes de fuerza para los distintos dominios con los datos experimentales de [Cook et al. \(1979\)](#).

Malla	C_l	e [%]	C_d	e [%]	t [seg.]
Estruct.	0.76939	4.03	0.018369	9.34	23766
No estruct.	0.75184	6.22	0.019	13.1	4742
Mixta	0.775204	3.305	0.0177004	5.36	6967

Tabla 5: Comparación de coeficientes aerodinámicos para las 3 mallas estudiadas previamente.

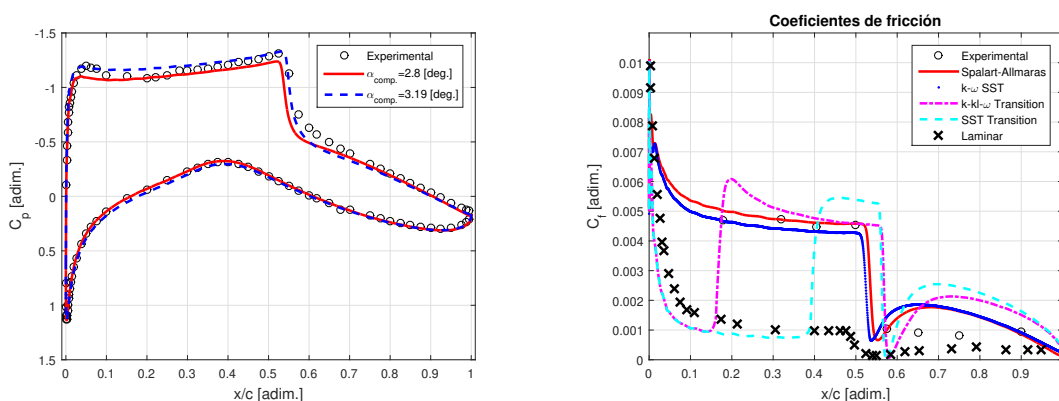
Al comparar los dos *solver* se observa una diferencia máxima en los coeficientes de fuerza que apenas supera el 1 %. Sin embargo el tiempo de convergencia del *DB* es dos veces mayor al del *PB*. Esto hizo que se emplease el *PB* para las restantes simulaciones del perfil transónico.

Se realiza también el análisis de convergencia incrementando progresivamente los elementos de la malla. Los coeficientes de fuerza crecen o decrecen monótonamente y que para las últimas dos mallas la variación es menor al 0,1 %.

4.2. Resultados

La Figura 4a muestra la distribución de presiones en la cuerda para los ángulos con y sin corrección por bloqueo. Se predice aproximadamente la posición de la onda de choque en $x/c = 0,53$. El C_l varía menos de un 1 % entre ambos ángulos, pero el de $\alpha = 3,19^\circ$ posee un error de 32 % para el C_d frente a un 5 % para el ángulo $\alpha_{comp.} = 2,8^\circ$. Esto marca la importancia de realizar dicha corrección.

La Figura 4b muestra los valores que toma el coeficiente de fricción a lo largo de la cuerda del perfil, para cada uno de los modelos de turbulencia. Es importante aclarar que [Cook et al. \(1979\)](#) indican que durante el ensayo se fija el punto de transición al 3 % de la cuerda, de manera que el flujo sea turbulento aguas abajo. A su vez, en la Tabla 6 se resumen los coeficientes de fuerza y los tiempos de cálculo.



(a) Distribución del coeficiente de presión para los ángulos de simulación.

(b) Coeficiente de fricción en la cuerda para los distintos modelos de turbulencia.

Figura 4: Comparación entre resultados numéricos y experimentales.

Modelo	C_l	C_d	Tiempo
<i>Spalart-Allmaras</i>	0.775204	0.0177	6967
$k-\omega$ SST	0.753577	0.016787	7059
$k-kl-\omega$ Transition	0.81817	0.01873	10023
SST Transition	0.82034	0.0165	13735

Tabla 6: Comparación de coeficientes de fuerza para los cuatro modelos de turbulencia.

Para los modelos de *Spalart-Allmaras* y $k-\omega$ SST (campo totalmente turbulento) el valor del coeficiente es aproximadamente constante a partir del 10 % de la cuerda del perfil. Los picos en el borde de ataque son producto de la presencia de punto de impacto. Para estaciones por delante de la onda de choque existe una buena correlación con los datos, lo que se replica con los perfiles de velocidades. Además, la caída del coeficiente de fricción es un buen indicador de la posición de la onda de choque, en conjunto con la caída de la presión en la Figura 4a. Ambos modelos coinciden prácticamente en la posición de la onda, mientras que para los modelos que predicen la transición se ubica levemente más atrás. Se aprecia que la transición para el modelo $k-kl-\omega$ se encuentra más próximo al borde de ataque que el para el SST Transition. Una vez que el flujo pasa a ser turbulento, el coeficiente de fricción posee un comportamiento similar al predicho por los primeros dos modelos.

Se presentan también los perfiles de velocidad en la capa límite y estela para distintas posiciones en la cuerda. El resto de los puntos en la cuerda propuestos por Cook et al. (1979) se encuentran en Monaldi (2019). Hasta la posición de la onda de choque, los perfiles de velocidades del modelo de *Spalart-Allmaras* y $k-\omega$ SST concuerdan prácticamente con los datos experimentales (Fig. 5a). Ésta muestra también la diferencia entre el perfil de velocidades de los modelos turbulentos y el perfil de los otros dos donde suponen al flujo laminar, coincidiendo con lo analizado en la Figura 4b. A partir de la onda de choque la reproducción de los datos, si bien no es deficiente, no posee la exactitud de las primeras estaciones. Se observa en la Fig. 5b un pequeño gradiente adverso de velocidad, indicando una pérdida en la energía de la capa límite producto de la presencia de la onda de choque y un posible desprendimiento del flujo. En estos puntos los modelos no coinciden totalmente con los datos, lo que llevaría a pensar que los modelos de turbulencia no captan correctamente este proceso. En cuanto a los perfiles de la estela de la Fig. 5c, que se trata de una zona muy turbulenta, nuevamente los modelos de

Spalart-Allmaras y $k - \omega$ *SST* son los que mejores concuerdan con los resultados experimentales.

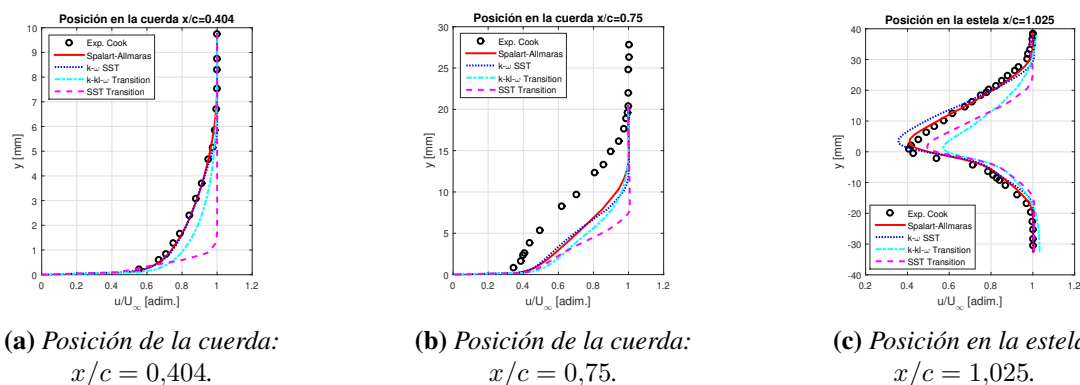


Figura 5: Comparación del perfil de velocidades de la capa límite y estela.

5. ANÁLISIS NUMÉRICO PARA EL PERFIL DIAMANTE

5.1. Tamaño del dominio físico y mallas

Se llevan a cabo simulaciones para dominios con las medidas dadas en Tabla 1. Los resultados se muestran en Tabla 7 y se comparan con las evaluaciones analíticas de Ferri (1940). Se aprecia que prácticamente no existe diferencia entre ellos por lo que se trabaja con la Malla 2.

Coef.	Análítico	Malla 1	Malla 2	Malla 3
C_l	-0.012	-0.011748	-0.011745	-0.011745
C_d	0.021277	0.02199	0.021991	0.02198

Tabla 7: Comparación de los coeficientes de fuerza para los distintos dominios ($\alpha = 0^\circ$).

Nuevamente las mallas no estructuradas presentan como ventaja una mejor calidad de los parámetros que para el caso estructurado. Sin embargo, los tiempos que le toman al programa generarlas, sumado al poco control que se tiene sobre la cantidad final de los elementos, hace que la malla estructurada termine siendo la mejor opción. En las simulaciones con ambas grillas, los coeficientes de fuerza varían entre un 2 y un 3 %. Una descripción más detallada puede encontrarse en Monaldi (2019). Al realizar el análisis de convergencia se observa que para las mallas más finas los coeficientes de fuerza varían menos del 0,1 %, mucho menos que para los otros dos perfiles y para mallas más gruesas.

5.2. Resultados

Las Figuras 6a, 6b y 6c muestran la variación de la presión, temperatura y número de Mach, comparando los resultados analíticos con las simulaciones de *Fluent* (tanto no viscosas como viscosas). Existe buena concordancia de las simulaciones con los cálculos analíticos. La máxima diferencia para el número de Mach es de 3 % aproximadamente, mientras que para las relaciones de presión y temperatura ronda el 10 %. Se presenta sólo el caso de $\alpha = 10^\circ$. En Monaldi (2019) se estudian otros ángulos de ataque.

El programa capta correctamente la posición de las ondas de choque. En cuanto a las ondas de expansión, se observa que existe una disipación viscosa numérica y otra física, mucho más importante, marcada en las discrepancias entre las simulaciones viscosas y no viscosas. Esta diferencia física se debe a la viscosidad propia del gas más la viscosidad por turbulencia introducida por el modelo.

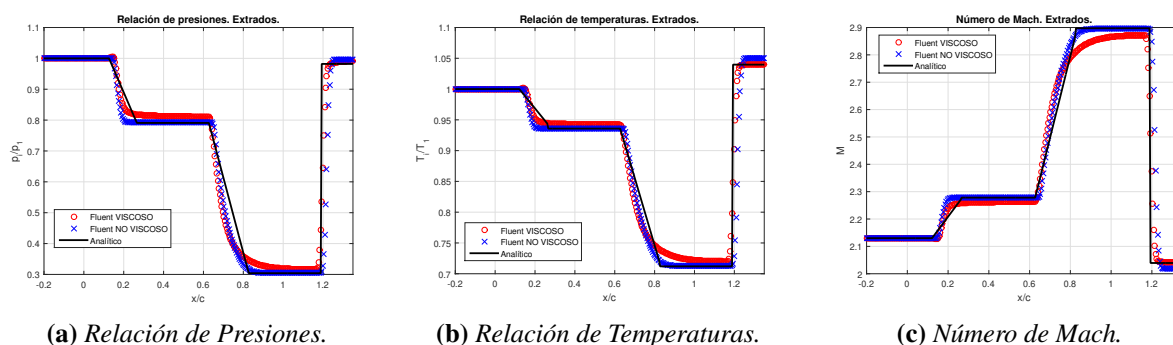


Figura 6: Comparación entre resultados numéricos, tanto viscosos como no viscosos, y experimentales en el extrados del perfil ($\alpha = 10^\circ$).

La última comparación se realiza en la Tabla 8 empleando los cuatro modelos de turbulencia utilizados a lo largo del trabajo. El porcentaje de error en la Tabla 8 hace referencia a los datos experimentales de Ferri (1940). El modelo de *Spalart-Allmaras* es el que mejores resultados arroja. A diferencia de los perfiles anteriores, el modelo $k - \omega SST$ no ofrece buenos resultados.

Modelo	C_l	e [%]	C_d	e [%]	t [seg.]
Spalart Allmaras	-0.1238	0.04	0.03006	0.02	21682
$k - \omega SST$	-0.12691	5.75	0.02947	10.68	30054
$k - kl - \omega$ Transition	-0.1231	9.26	0.02929	11.24	32783
SST Transition	-0.1248	9.4	0.02607	20.98	33434

Tabla 8: Comparación de coeficientes de fuerza para los cuatro modelos de turbulencia para $\alpha = 0^\circ$.

6. CONCLUSIONES GENERALES

En primer lugar, se ha generado una metodología de implementación del paquete *ANSYS Fluent* para estudiar perfiles aerodinámicos en distintos regímenes de flujo. La cantidad de elementos, limitada por la versión estudiantil del programa, no ha sido un impedimento para obtener resultados coherentes con los datos experimentales. Esto se aprecia en los pequeños porcentajes de error obtenidos en las simulaciones de los tres perfiles respecto a la bibliografía consultada y en los análisis de convergencia de mallas efectuados. Sin embargo, no sería acertado decir que con medio millón de elementos es suficiente para obtener resultados adecuados, dado que mayores refinamientos en zonas de altos gradientes podrían llevar a una mejora de los mismos.

Las mallas mixtas captaron las ventajas de las mallas estructuradas y las no estructuradas: muy buenos parámetros medios de calidad, rápida generación de mallas, buenos resultados en relación a los datos experimentales y tiempos de convergencia casi idénticos a las mallas no estructuradas y unas 4 veces menores a las totalmente estructurada.

Al mismo tiempo se propuso realizar un pequeño chaflán en el borde de fuga para los dos primeros perfiles, con el fin de evitar elementos de gran alargamiento y *skewness* en el borde de fuga. Se recomienda esta solución para evitar complicaciones en dicha zona del perfil, producidas como consecuencia del afilado borde de fuga.

Los resultados numéricos obtenidos han mostrado concordancia con los datos por otros autores. Los gráficos de distribución de presiones, coeficientes de fuerzas y fricción mostraron, en la gran mayoría de casos, no superar porcentajes de error del 10 %. Dentro de los resultados más deficientes se puede mencionar los perfiles de velocidades para el perfil NACA y los valores del coeficiente de fricción en el perfil transónico.

El clásico modelo de turbulencia de *Spalart-Allmaras* fue el que mejores resultados arrojó para los tres perfiles. Al añadir una única ecuación, disminuyendo los tiempos de cálculo, lo hace un modelo muy atractivo. Con el $k - \omega SST$ también se obtuvieron buenos resultados para los perfiles NACA y RAE, con buena concordancia en los coeficientes de fuerza y perfiles de velocidad de la capa límite. Mientras que los modelos que predicen la transición no serían adecuados para ninguno de los tres casos (por lo menos con la restricción de elementos impuesta en la versión estudiantil del programa).

Finalmente, se captan correctamente las posiciones de las ondas de choque en los perfiles de flujo compresible. Lo mismo ocurre con las ondas de expansión, con la excepción que pueden apreciarse fenómenos de disipación viscosa numérica, como ya se explicó anteriormente.

REFERENCIAS

- Abbott I.H. y Von Doenhoff A.E. Theory of wing sections dover publications. *New York*, 1959.
- Anderson J. *Modern Compressible Flow: With Historical Perspective*. Aeronautical and Aerospace Engineering Series. McGraw-Hill Education, 2003. ISBN 9780072424430.
- Anderson J.D. y Wendt J. *Computational fluid dynamics*, volumen 206. Springer, 1995.
- Anderson Jr. J.D. *Fundamentals of aerodynamics*. Tata McGraw-Hill Education, 2010.
- ANSYS Fluent I. *Fluent Manual: Getting Started Guide, Meshing Guide, User Guide, Theory Guide*, 2019.
- Blazek J. *Computational fluid dynamics: principles and applications*. Butterworth-Heinemann, 2015.
- Cook P., McDonald M., y Firmin M. Aerofoil rae 2822: Pressure distribution and boundary layer and wake measurements. agard ar 138. *Research and Technology Organisation, Neuilly-sur-Seine*, 1979.
- Ferri A. Experimental results with airfoils tested in the high-speed tunnel at guidonia. *NACA Technical Memorandum 946*, 1940.
- Ferri A. *Elements of aerodynamics of supersonic flows*. Macmillan Company, 1949.
- Ferziger J.H., Perić M., y Street R.L. *Computational methods for fluid dynamics*, volumen 3. Springer, 2002.
- Holst T.L. Viscous transonic airfoil workshop compendium of results. *Journal of Aircraft*, 25(12):1073–1087, 1988.
- Krist S.L., Biedron R.T., y Rumsey C.L. Cfl3d user's manual (version 5.0). *NASA Langley Research Center; Hampton, VA, United States*, 1998.
- Ladson C.L. Effects of independent variation of mach and reynolds numbers on the low-speed aerodynamic characteristics of the naca 0012 airfoil section. *NASA Langley Research Center; Hampton, VA, United States*, 1988.
- Monaldi L. *Análisis de tres perfiles aerodinámicos en régimen subsónico, transónico y supersónico mediante ANSYS Fluent*. Córdoba, Argentina, 2019. Tesis de grado.
- Roe P.L. Characteristic-based schemes for the euler equations. *Annual review of fluid mechanics*, 18(1):337–365, 1986.
- Schlichting H., Gersten K., Krause E., Oertel H., y Mayes K. *Boundary-layer theory*, volumen 7. Springer, 1968.
- Silverstein A. y Becker J.V. Determination of boundary-layer transition on three symmetrical airfoils in the naca full-scale wind tunnel. *NACA Rep*, 637:25, 1939.
- Tamagno J., Cid G., Elaskar S., y Schultz W. *Aplicaciones de la Dinámica de los Gases a Flujos Inestacionarios y Supersónicos*. Universitas, 2013. ISBN 9789871457731.
- Tennekes H., Lumley J.L., Lumley J., et al. *A first course in turbulence*. MIT press, 1972.