



Escuela Superior de Ingeniería

AERODINÁMICA Y AEROELASTICIDAD

PRÁCTICAS: ESTUDIO CON SU2

Aerodinámica transónica

Carlos Díaz Romero
Roberto Allely García

25613400W
77176701V

27 de mayo de 2022

Índice

Índice de figuras	III
Índice de tablas	V
1. Introducción	1
1.1. Objeto de estudio	2
1.2. Planteamiento del problema	2
1.2.1. Ecuaciones RANS	2
1.2.2. Modelado de la turbulencia	3
2. Verificación	5
2.1. Campo lejano	5
2.2. Longitud mínima tangencial	6
2.3. Longitud mínima normal	7
3. Validación	9
3.1. NACA 0012	9
3.2. RAE 2822	10
4. Estudio paramétrico	11
4.1. Mach fijo y ángulo de ataque variable	11
4.1.1. Curvas de los coeficientes aerodinámicos	11
4.1.2. Posición de la onda de choque	13
4.2. Ángulo de ataque fijo y Mach variable	14
4.2.1. Curva de los coeficientes aerodinámicos	14
4.2.2. Posición de la onda de choque	16
4.3. Mach crítico y Mach de divergencia	17
4.4. Curva del coeficiente de presiones	18
4.5. Burbuja sónica	19

5. Conclusiones	20
A. Anexo: Resultados numéricos	21
A.1. Verificación	21
B. Anexo: Mallados usados	24
B.1. NACA 0012	24
B.2. RAE 2822	24
Referencias	26

Índice de figuras

2.1.	Tendencia de los coeficientes de sustentación y resistencia para distintas distancias del campo lejano (expresadas en número de cuerdas)	6
2.2.	Tendencia de los coeficientes de sustentación y resistencia para distintas longitudes mínimas tangenciales sobre perfil (expresadas en número de cuerdas y en escala logarítmica)	7
2.3.	Tendencia de los coeficientes de sustentación y resistencia para distintas longitudes mínimas normales sobre perfil (expresadas en número de cuerdas y en escala logarítmica)	8
3.1.	Comparativa de la curva del coeficiente de presiones a lo largo del perfil obtenidas usando los modelos de turbulencia de SA (línea verde continua) y SST (línea naranja discontinua), ambos respecto al C_p de distintas simulaciones realizadas por la NASA, usando diferentes modelos de turbulencia, y de datos experimentales (también de la NASA) de [Coakley, 1987]	9
3.2.	Comparativa de la curva del coeficiente de presiones a lo largo del perfil obtenidas usando los modelos de turbulencia de SA (línea verde continua) y SST (línea naranja discontinua), ambos respecto al C_p de distintas simulaciones realizadas por la NASA, usando diferentes modelos de turbulencia, y de datos experimentales (también de la NASA) de [Chris Nelson, 2008]. .	10
4.1.	Coeficiente de sustentación según el ángulo de ataque para los perfiles NACA 0012 y RAE 2822 a un Mach constante de 0,729.	11
4.2.	Coeficiente de resistencia según el ángulo de ataque para los perfiles NACA 0012 y RAE 2822 a un Mach constante de 0,729.	12
4.3.	NACA 0012 y RAE 2822 a un Mach constante de 0,729.	12
4.4.	Posición de la onda de choque en el extradós e intradós de cada uno de los perfiles estudiados según el ángulo de ataque para un Mach constante de 0,729.	13
4.5.	Coeficiente de sustentación según el Mach para los perfiles NACA 0012 y RAE 2822 a un ángulo de ataque constante de 2,57° y 0,767° respectivamente.	14
4.6.	Curvas de resistencia y eficiencia aerodinámicas frente al Mach.	15
4.7.	Posición de la onda de choque en el extradós e intradós de cada uno de los perfiles estudiados según el Mach para un ángulo de ataque constante de 2,57° y 0,767°.	16
4.8.	Comparación del Mach crítico y el Mach de divergencia de los perfiles estudiados para un ángulo de ataque constante de 2,57° para el NACA 0012 y 0,767° para el RAE 2822.	17

4.9. Comparativa de las curvas del coeficiente de presiones del NACA 0012 a $\alpha = 2,57^\circ$ y del RAE 2822 a $\alpha = 0,767^\circ$, ambos a un Mach de 0,75 para obtener un mismo C_l en ambos perfiles.	18
4.10. Burbuja sónica junto con la distribución del coeficiente de presiones para el NACA 0012 y el RAE 2822 para un ángulo de ataque de $2,5^\circ$ y un Mach de 0,729.	19
B.1. Mallado del NACA 0012	24
B.2. Mallado del RAE 2822	25

Índice de tablas

A.1. Valores obtenidos durante la verificación del NACA 0012 para el análisis de la distancia del “farfield”.	21
A.2. Valores obtenidos durante la verificación del RAE 2822 para el análisis de la distancia del “farfield”.	21
A.3. Valores obtenidos durante la verificación del NACA 0012 para el análisis de la longitud mínima tangencial.	22
A.4. Valores obtenidos durante la verificación del RAE 2822 para el análisis de la longitud mínima tangencial.	22
A.5. Valores obtenidos durante la verificación del NACA 0012 para el análisis de la longitud mínima normal.	22
A.6. Valores obtenidos durante la verificación del RAE 2822 para el análisis de la longitud mínima normal.	23

1. Introducción

El régimen transónico es aquel en el cual, a lo largo del cuerpo estudiado, coexisten zonas en la que la velocidad relativa al fluido es subsónica y zonas en la que es supersónica. Estas condiciones se dan en el caso de las aeronaves que vuelan en un Mach de entre 0,7 y 1,3, se pueden dar en algunos dispositivos hipersustentadores aunque la aeronave esté en condiciones de Mach bajo, o en las puntas de rotores, tanto en hélices como en turbomáquinas [J. Meseguer, 2011].

Dentro del estudio aerodinámico de perfiles, unas de las vías para abordar el problema es a través de la teoría potencial linealizada, la cual se obtiene tras aplicar varias simplificaciones e hipótesis. De dicha teoría, se llega a la siguiente ecuación diferencial, la cual tiene validez en régimen subsónico y supersónico.

$$(M_\infty^2 - 1) \frac{\partial^2 \phi}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 \phi}{\partial y^2} + \frac{\partial^2 \phi}{\partial z^2} = 0 \quad ^1 \tag{1.1}$$

Esta ecuación es lineal, y en la cual su comportamiento depende del número de Mach. Si éste es menor que 1, la ecuación será de tipo elíptica, y realizando una dilatación en las variables y y z , se llega a la ecuación de Laplace, de la cual se conocen algunas soluciones analíticas; si éste es mayor que 1, se llega a una ecuación hiperbólica con la misma forma que la ecuación de ondas, de la que también se conocen soluciones analíticas [J. Meseguer, 2011].

Para el caso transónico, en el que $M_\infty \rightarrow 1$, en la ecuación 1.1, el primer término tiende a 0. Por tanto, es necesario retener más términos al plantear una ecuación diferencial que incluya el efecto de ordenes pequeños para subsónico y supersónico, pero no despreciables para régimen transónico. Con lo mencionado anteriormente, simplificando para el caso bidimensional y considerando pequeñas perturbaciones se llegan a las ecuaciones diferenciales 1.2 y 1.3.

$$a^2 = a_\infty^2 - (\gamma - 1) U_\infty \epsilon \frac{\partial \phi}{\partial x} + \mathcal{O}(\epsilon^2) \tag{1.2}$$

$$\left[1 - M_\infty^2 - \epsilon \frac{(\gamma + 1)}{U_\infty} M_\infty^2 \frac{\partial \phi}{\partial x} \right] \frac{\partial^2 \phi}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 \phi}{\partial z^2} = 0 \tag{1.3}$$

Puede observarse que la ecuación 1.3 no es lineal y además, de manera general, no se conocen soluciones que la satisfagan, lo que resulta en una complejidad añadida a la hora de estudiar condiciones aerodinámicas en torno a números de Mach cercanos a 1.

¹El hecho de cancelar el segundo término del primer miembro es debido a que se va a estudiar el caso bidimensional.

1.1. Objeto de estudio

A la hora hacer un estudio sobre perfiles en régimen transónico, no existe una formulación analítica que permita describir el comportamiento con la misma facilidad que si lo hay para subsónico y supersónico. Se pueden mostrar algunos resultados cuantitativos fruto de experimentos realizados en estas condiciones o de simulaciones, y presentar en líneas generales las tendencias que se observan.

De tales estudios se puede observar que el comportamiento de un perfil típico bajo este régimen de Mach se presentan unos fenómenos que penalizan en el rendimiento del mismo, por lo que surge la necesidad de crear una serie de perfiles que mitiguen o retrasen al máximo posible estos fenómenos negativos.

Se crean así los perfiles supercríticos, unos perfiles con una geometría tal que la distribución de presiones en el extradós sea plano, de manera que el flujo se va decelerando antes de llegar a la onda de choque, resultando ser consecuentemente algo más débil, en las condiciones de diseño.

Se trata pues, con este trabajo, de arrojar algunos datos cuantitativos acerca del comportamiento de un perfil típico y un perfil supercrítico en condiciones transónicas, de manera que justifique la aparición de los perfiles supercríticos y cómo éstos mejoran el rendimiento frente a los típicos, presentando resultados de Mach de divergencia, la curva del coeficiente de presiones, etc.

1.2. Planteamiento del problema

A pesar de tener grandes números de Reynolds, no es posible despreciar la viscosidad, ya que cerca de la capa límite, la interacción entre fenómenos viscosos y no viscosos es intensa [J. Meseguer, 2011].

1.2.1. Ecuaciones RANS

En el problema aparecen fenómenos turbulentos, por lo que se usarán las ecuaciones RANS para modelar el problema. Estas ecuaciones son un paso intermedio entre los modelos más simplificados y modelos más exactos como el LES o DNS. Éstos últimos tienen un coste computacional altísimo por lo que, si lo único que se quiere tener en cuenta es el efecto de la turbulencia sin considerar en profundidad el estudio de la misma, las ecuaciones RANS son una buena alternativa [Siti Nuru, 2020].

El movimiento turbulento provoca fluctuaciones en las propiedades del flujo. Estas fluctuaciones pueden ser descritas mediante la suma de un valor medio más la componente de fluctuación. Por ejemplo, con la velocidad se tiene lo mostrado en la ecuación 1.4.

$$u = \tilde{u} + u'' \quad (1.4)$$

Donde \tilde{u} es la velocidad promedio Favre² y u'' es la fluctuación.

Las fluctuaciones, para corrientes estacionarias, tienen la propiedad de que, al multiplicarlas por la densidad, el promedio temporal es 0, descrito, matemáticamente queda como lo mostrado en la ecuación 1.5 [Roelof Vos, 2015] [Joel H., 2002].

$$\overline{u''} = \frac{1}{\Delta t} \int_0^{\Delta t} \rho u'' dt = 0 \quad (1.5)$$

Sustituyendo en las ecuaciones de Navier-Stokes por las fluctuaciones (promedio más fluctuación) y operando y eliminando los términos que tienden a 0 se tienen las ecuaciones RANS.

1.2.2. Modelado de la turbulencia

Uno de los criterios más utilizados en la creación de modelos es usando la hipótesis de Boussinesq. Ésta establece que el efecto de la turbulencia puede ser representado como un incremento de la viscosidad, por tanto, la viscosidad total queda dividida en viscosidad laminar y viscosidad turbulenta. Para completar el sistema de ecuaciones, por un lado se asume que la viscosidad laminar sigue la ley de Sutherland, que establece que es función únicamente de la temperatura [Francisco Palacios, 2014].

$$\mu = \mu_{lam} + \mu_{turb}; \mu^* = \frac{\mu_{lam}}{Pr_{lam}} + \frac{\mu_{turb}}{Pr_{turb}} \quad ^3 \quad (1.6)$$

Por otro lado, queda definir la viscosidad turbulenta. Ésta se define a través de un modelo de turbulencia que se adecúe al problema en cuestión utilizando las variables del flujo e incluyendo algunas nuevas. Para este caso, se ha decidido utilizar el modelo de turbulencia de Sapalart-Allmaras, ya que se adecúa de manera robusta a problemas aerodinámicos que involucren alas o perfiles en caso transónico, ya que fue ideado para ello [Wilcox, 2006].

La ecuación que sigue el modelo de turbulencia es la de abajo mostrada [NASA, 2022].

$$\begin{aligned} \frac{\partial \hat{\nu}}{\partial t} + u_j \frac{\partial \hat{\nu}}{\partial x_j} &= c_{b1} (1 - f_{t2}) \hat{S} \hat{\nu} - \left[c_{w1} f_w - \frac{c_{b1}}{\kappa^2} f_{t2} \right] \left(\frac{\hat{\nu}}{d} \right)^2 + \\ &+ \frac{1}{\sigma} \left[\frac{\partial}{\partial x_j} \left((\nu + \hat{\nu}) \frac{\partial \hat{\nu}}{\partial x_j} \right) + c_{b2} \frac{\partial \hat{\nu}}{\partial x_i} \frac{\partial \hat{\nu}}{\partial x_i} \right] \end{aligned} \quad (1.7)$$

y la viscosidad de torbellino es computada a través de la ecuación 1.8.

²Favre indica que son las ecuaciones RANS para régimen compresible, en incompresible sería Reynolds. La relación entre ambas es $\tilde{u} = \frac{\bar{\rho} \bar{u}}{\bar{\rho}}$

³Usualmente, el valor de $Pr_{lam} = 0,72$ y el de $Pr_{turb} = 0,90$

$$\mu_t = \rho \hat{\nu} f_{v1} \quad (1.8)$$

en la cual:

$$f_{v1} = \frac{\chi^3}{\chi^3 + c_{v1}^3} \quad (1.9)$$

$$\chi = \frac{\hat{\nu}}{\nu}$$

Las siguientes relaciones complementan la definición del modelo:

$$\hat{S} = \Omega + \frac{\hat{\nu}}{\kappa^2 d^2} f_{v2}$$

En la cual $\Omega = \sqrt{2W_{ij}W_{ij}}$ es la magnitud de la vorticidad y d es la distancia del punto del campo más cercano a la pared

$$f_{v2} = 1 - \frac{\chi}{1 + \chi f_{v1}} \quad f_w = g \left[\frac{1 + c_{w3}^6}{g^6 + c_{w3}^6} \right]^{1/6} \quad (1.10)$$

$$g = r + c_{w2} (r^6 - r)$$

$$r = \min \left[\frac{\hat{\nu}}{\hat{S}^2 d^2}, 10 \right]$$

$$f_{t2} = c_{t3} \exp(-c_{t4}\chi^2)$$

$$W_{ij} = \frac{1}{2} \left(\frac{\partial u_i}{\partial x_j} - \frac{\partial u_j}{\partial x_i} \right)$$

Las condiciones de contorno son:

$$\hat{\nu}_{\text{wall}} = 0 \text{ y } 3\nu_\infty \leq \hat{\nu}_{\text{farfield}} \leq 5\nu_\infty \quad (1.11)$$

Y el valor de las constantes son:

$$c_{b1} = 0,1355 \quad \sigma = 2/3 \quad c_{b2} = 0,622 \quad \kappa = 0,41$$

$$c_{w2} = 0,3 \quad c_{w3} = 2 \quad c_{v1} = 7,1 \quad c_{t3} = 1,2 \quad c_{t4} = 0,5 \quad (1.12)$$

$$c_{w1} = \frac{c_{b1}}{\kappa^2} + \frac{1 + c_{b2}}{\sigma}$$

Todo lo arriba descrito ya viene implementado en SU2, por lo que a la hora de realizar la simulación únicamente habría que indicarlo en la configuración [Stanford, 2022].

2. Verificación

Se procede a realizar un análisis de independencia de malla con vistas a definir el límite a partir del cual los parámetros representativos de las mallas dejan de influir en los resultados de las simulaciones. Estos parámetros serán la distancia del campo lejano (“farfield”) y la longitud mínima tangencial y normal sobre el perfil.

Teniendo en cuenta que a lo largo del estudio se comparará el perfil NACA 0012 (no supercrítico) y el RAE 2822 (supercrítico), se realizará el estudio de independencia de malla sobre sendos perfiles.

En cada uno de los análisis que se muestran a continuación se considerará que cada parámetro estudiado no influye en la simulación cuando una variación en éste no afecte al valor de los coeficientes aerodinámicos que son objeto de estudio (C_l y C_d). Para los tres análisis se tomará como criterio el error relativo entre la iteración a comprobar y la siguiente. Para evitar posibles coincidencias, se observarán las iteraciones posteriores a aquella primera iteración que cumpla con el criterio antes dicho de tal forma que éstas también deben cumplir el criterio para que la primera sea aceptada.

2.1. Campo lejano

Para el “farfield” se toma como criterio un cambio menor al 0,2 % del error relativo. Como se observará más adelante, comparado con el resto de parámetros, se toma un criterio tan restrictivo ya que el aumento del “farfield” supone menos gasto computacional que un aumento en los otros dos parámetros. Se muestra en la figura 2.1 la tendencia de los coeficientes de sustentación y resistencia a medida que se aumenta la distancia del campo lejano. Se obtiene que, para el NACA 0012, el criterio se cumple a partir de 200 cuerdas y, para el RAE 2822, a partir de 150. (Véase A.1 y A.2).

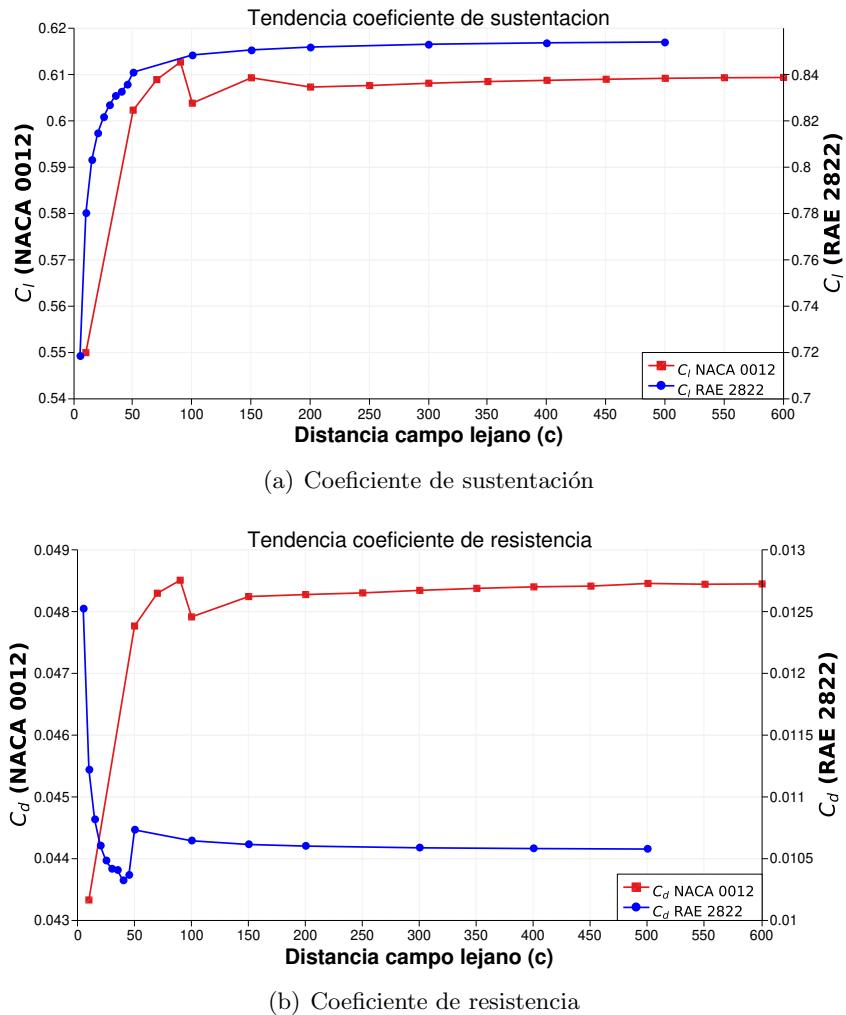


Figura 2.1: Tendencia de los coeficientes de sustentación y resistencia para distintas distancias del campo lejano (expresadas en número de cuerdas).

2.2. Longitud mínima tangencial

Para variar la longitud mínima tangencial se ha ido variando el número de puntos sobre el perfil, es por ello que para este parámetro se toma un criterio de convergencia más laxo que para el “farfield” ya que una disminución de la longitud mínima tangencial incrementa notablemente el gasto computacional. Es por ello que se adopta un cambio del error relativo menor al 1% como criterio.

Se muestra en la figura 2.2 la influencia de la longitud mínima tangencial sobre el perfil sobre el coeficiente de sustentación y de resistencia. Es importante notar que las gráficas de esta figura se deben leer de derecha a izquierda, es decir, en la dirección en la que disminuye la longitud.

A partir del criterio adoptado, se tiene que en el perfil del mallado esta longitud debe ser menor a $1,36 \times 10^{-3}$ cuerdas, en el caso del NACA 0012, y menor a $8,13 \times 10^{-4}$ cuerdas para el RAE 2822. (Véase A.3 y A.4).

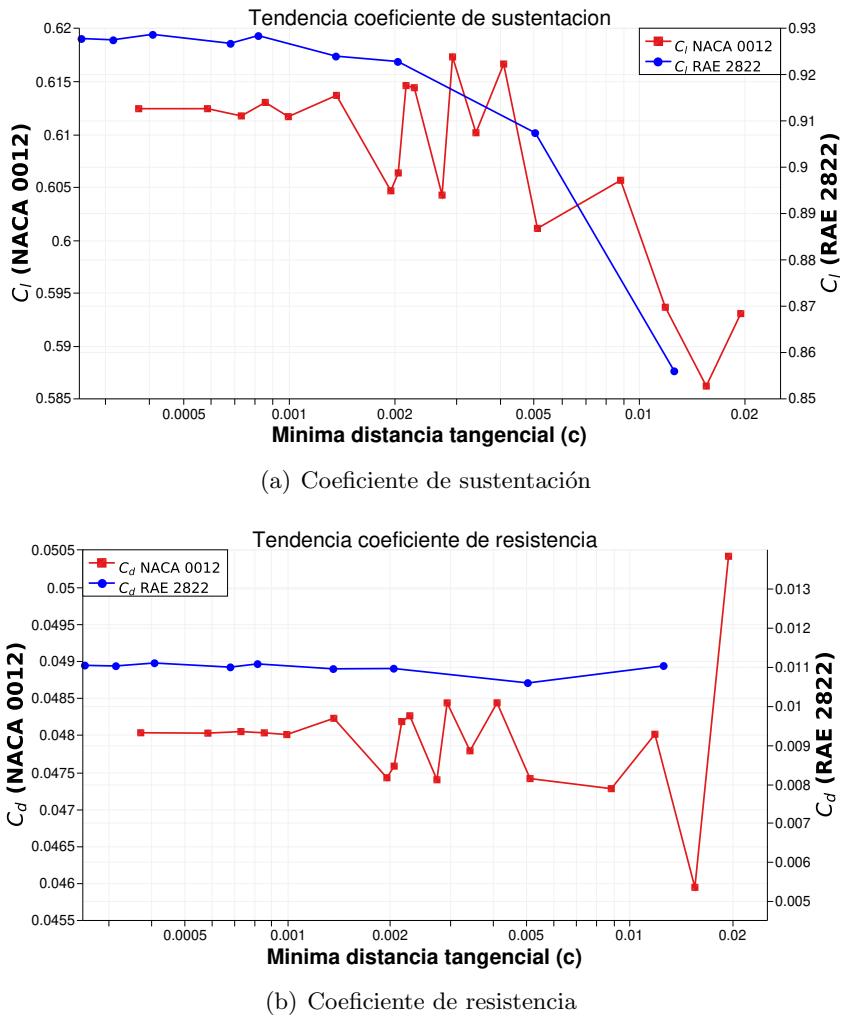


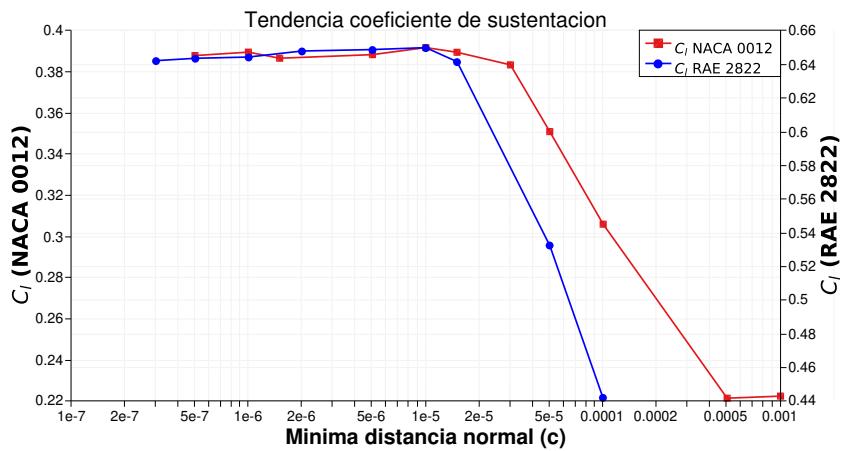
Figura 2.2: Tendencia de los coeficientes de sustentación y resistencia para distintas longitudes mínimas tangenciales sobre perfil (expresadas en número de cuerdas y en escala logarítmica).

2.3. Longitud mínima normal

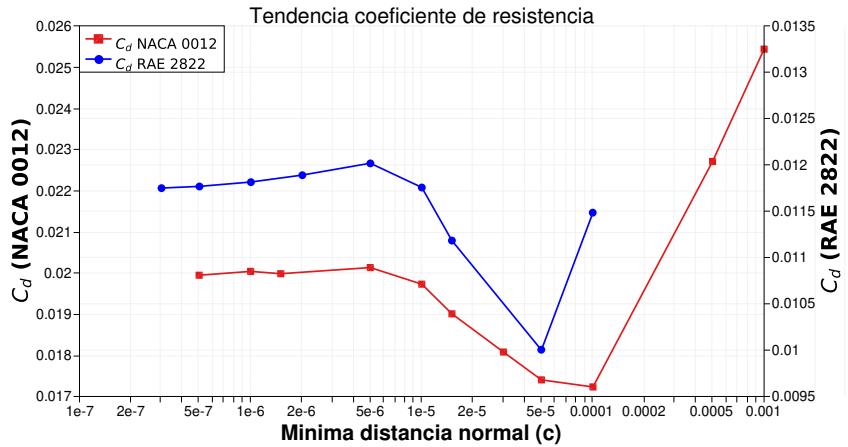
Al igual que en el caso anterior y comparado con los otros dos parámetros, la disminución de la longitud mínima normal incrementa en gran medida el gasto computacional, debido a ésto se toma como criterio un cambio en el error relativo menor al 1,25 %.

La figura 2.3 recoge las tendencias del coeficiente de sustentación y de resistencia al variar la longitud mínima normal. Al igual que antes, estas dos gráficas se deben observar de derecha a izquierda.

A la vista de la figura 2.3 y siguiendo el criterio propuesto, se tiene que la longitud mínima normal desde el perfil del mallado del NACA 0012 debe ser menor a 5×10^{-6} cuerdas y, en el caso del RAE 2822, ésta debe ser, de igual forma, menor a 5×10^{-6} cuerdas. (Véase A.5 y A.6).



(a) Coeficiente de sustentación



(b) Coeficiente de resistencia

Figura 2.3: Tendencia de los coeficientes de sustentación y resistencia para distintas longitudes mínimas normales sobre perfil (expresadas en número de cuerdas y en escala logarítmica).

3. Validación

Para hacer el estudio paramétrico se ha generado un mallado para cada perfil, los cuales se pueden consultar en el anexo B. A continuación se van a validar dichos mallados utilizando para ello dos modelos de turbulencia, ‘Spalart-Allmaras’ (SA) y el modelo estándar del ‘Menter shear stress transport’ (SST). Se analizarán ambos y se usará el que mejor resultados aporte.

3.1. NACA 0012

En la figura 3.1 se muestra la curva del coeficiente de presión del NACA 0012 obtenida para un número de Reynolds de 9×10^6 , un Mach de 0,799 y un ángulo de ataque de $2,26^\circ$ usando el modelo SA y SST, además de otras curvas tomadas de la bibliografía para estas mismas condiciones.

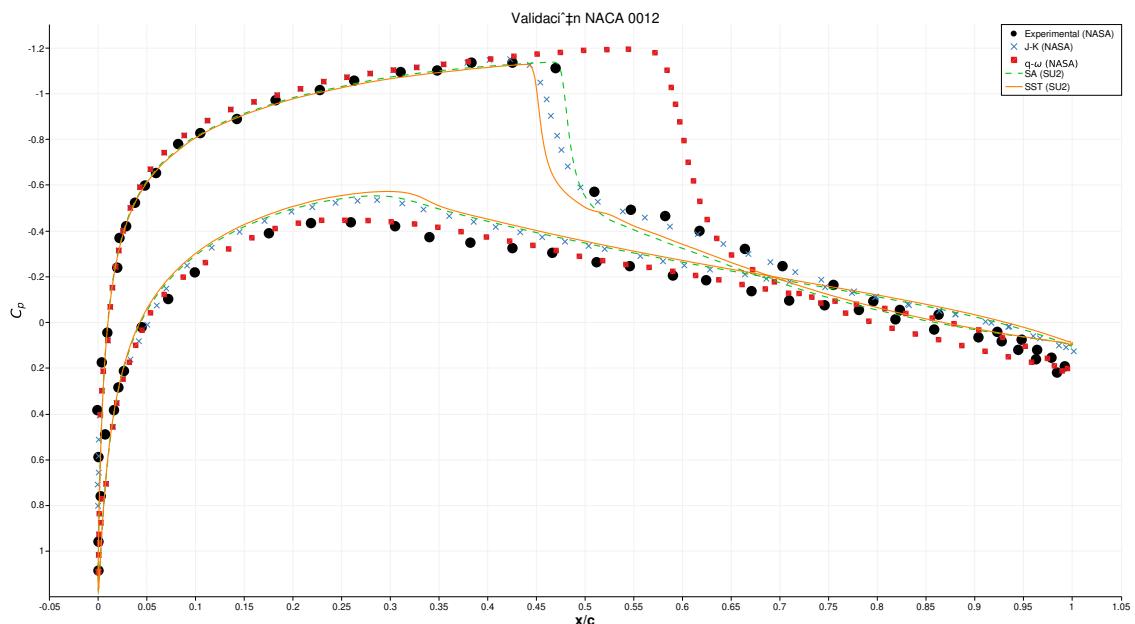


Figura 3.1: Comparativa de la curva del coeficiente de presiones a lo largo del perfil obtenidas usando los modelos de turbulencia de SA (línea verde continua) y SST (línea naranja discontinua), ambos respecto al C_p de distintas simulaciones realizadas por la NASA, usando diferentes modelos de turbulencia, y de datos experimentales (también de la NASA) de [Coakley, 1987].

Se observa que la simulación realizada con SA se acerca en mayor medida a los resultados de la referencia, por tanto, se da por validada la malla del NACA 0012 y, para el posterior estudio paramétrico, se usará este modelo de turbulencia.

3.2. RAE 2822

En la figura 3.2 se muestra la curva del coeficiente de presión del NACA 0012 obtenida para un número de Reynolds de $6,5 \times 10^6$, un Mach de 0,729 y un ángulo de ataque de $2,31^\circ$ usando el modelo SA y SST, además de otras curvas tomadas de la bibliografía para estas mismas condiciones.

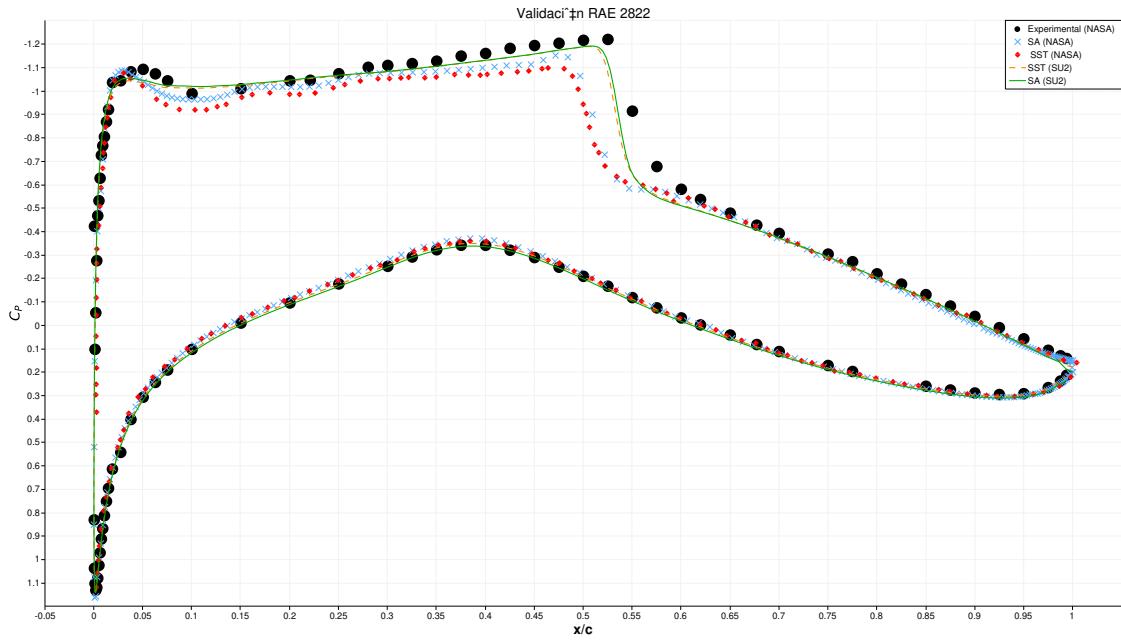


Figura 3.2: Comparativa de la curva del coeficiente de presiones a lo largo del perfil obtenidas usando los modelos de turbulencia de SA (línea verde continua) y SST (línea naranja discontinua), ambos respecto al C_p de distintas simulaciones realizadas por la NASA, usando diferentes modelos de turbulencia, y de datos experimentales (también de la NASA) de [Chris Nelson, 2008].

Se observa que la simulación realizada con SA se acerca en mayor medida a los resultados de la referencia, por tanto, se da por validada la malla del RAE 2822 y, para el posterior estudio paramétrico, se usará este modelo de turbulencia.

4. Estudio paramétrico

4.1. Mach fijo y ángulo de ataque variable

4.1.1. Curvas de los coeficientes aerodinámicos

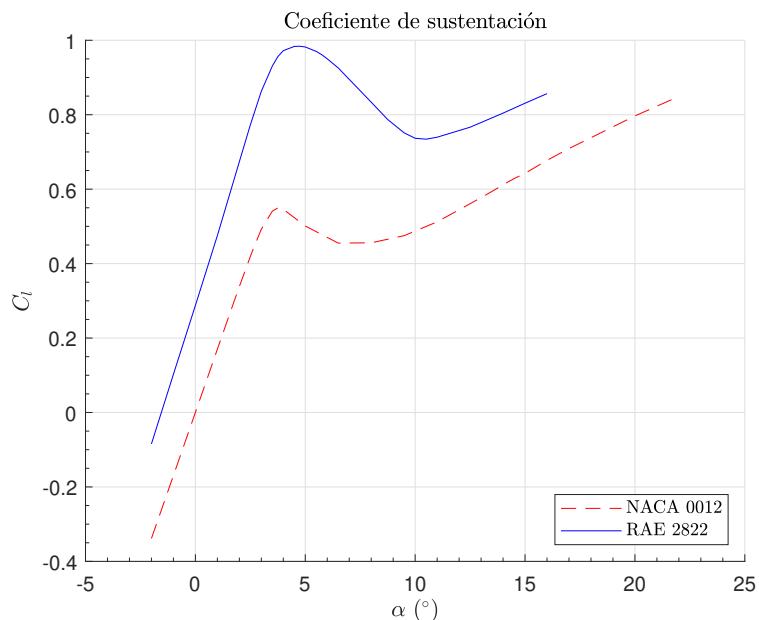


Figura 4.1: Coeficiente de sustentación según el ángulo de ataque para los perfiles NACA 0012 y RAE 2822 a un Mach constante de 0,729.

De la gráfica arriba mostrada se puede extraer que, de manera similar que en los regímenes subsónico y supersónico, existe una zona lineal del coeficiente de sustentación frente al ángulo de ataque, aunque esta es mucho más limitada. En torno a $3,5^\circ$ y en torno a $4,5^\circ$ para el NACA 0012 y el RAE 2822 respectivamente, hay una caída del coeficiente de sustentación, que se va recuperando lentamente. Esto es debido a que la separación de la capa límite debido inducida por la onda de choque ha llegado hasta el borde de salida, lo que provoca que se produzcan serios efectos como el mostrado, otros de los que se hablará a lo largo de este informe, y el comienzo de bataneo, un fenómeno de origen estructural como respuesta a una excitación aerodinámica, que queda fuera del alcance de este texto [Lock, 1990] [J. Meseguer, 2011].

Cabe destacar que, al ser el NACA 0012 un perfil sin curvatura y el RAE 2822 uno con curvatura, el segundo tendrá un coeficiente de sustentación distinto de 0.

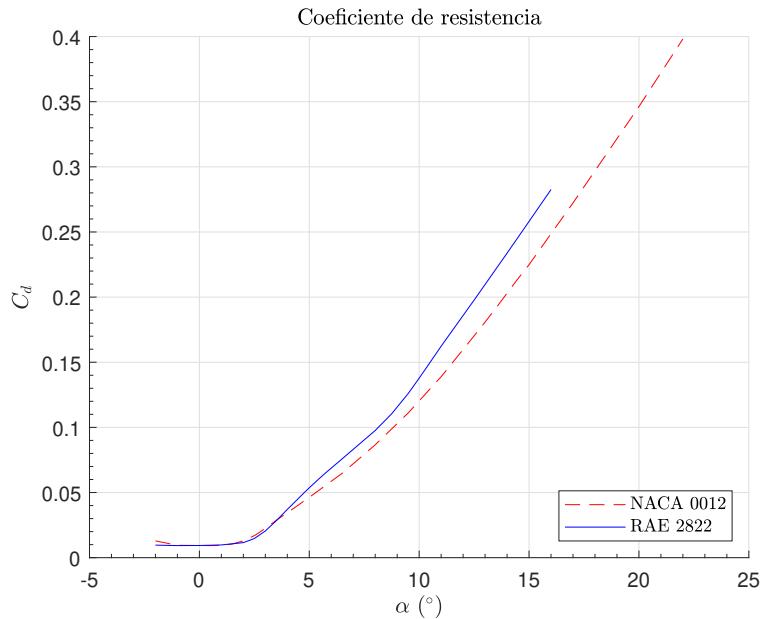
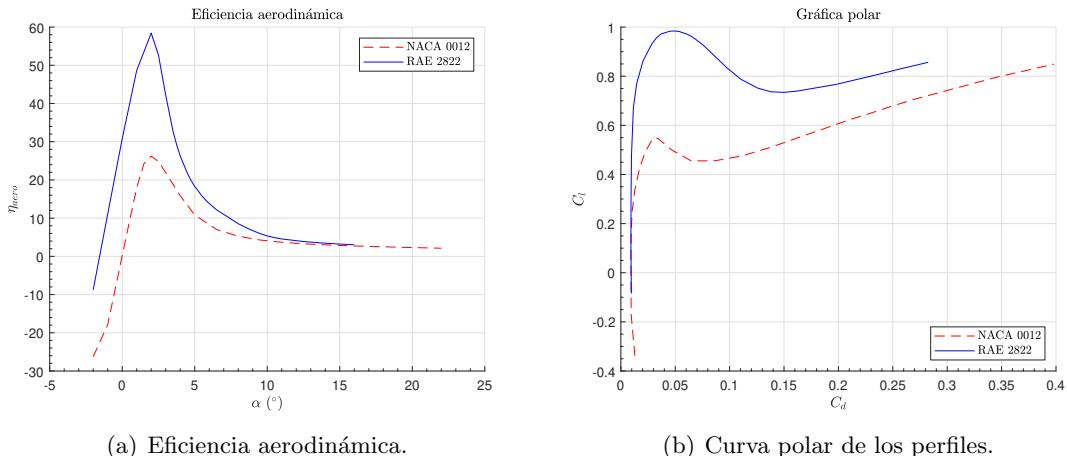
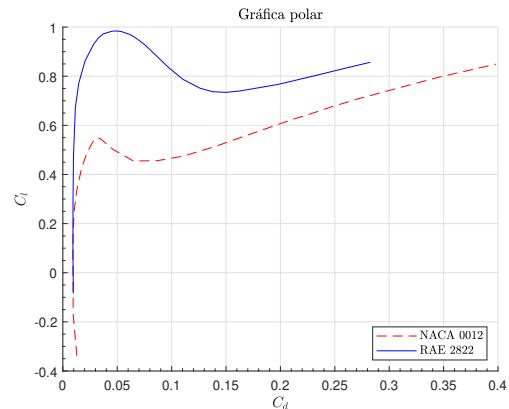


Figura 4.2: Coeficiente de resistencia según el ángulo de ataque para los perfiles NACA 0012 y RAE 2822 a un Mach constante de 0,729.

Respecto a la resistencia aerodinámica, de manera más o menos similar al caso subsónico⁴ y supersónico, muestra un incremento cuadrático respecto al ángulo de ataque y además, de manera bastante similar entre los dos perfiles.



(a) Eficiencia aerodinámica.



(b) Curva polar de los perfiles.

Figura 4.3: NACA 0012 y RAE 2822 a un Mach constante de 0,729.

Las dos gráficas arriba mostradas pretenden mostrar el desempeño de ambos perfiles. Por un lado se tiene la eficiencia aerodinámica, de la cual se puede comprobar que el perfil supercrítico, como era de esperar, arroja mejores resultados, ya que la idea principal de

⁴Se indica "más o menos" debido a que en el caso subsónico, un perfil aerodinámico de manera ideal no tiene resistencia, no así las alas, que si muestran una resistencia que aumenta de forma cuadrática

estos perfiles es la de mitigar, en la medida de lo posible, los efectos no deseados en el vuelo transónico.

Por otro lado se tiene la polar de ambos perfiles, para poder comprobar el coeficiente de resistencia frente al de sustentación, de manera que si se quiere saber cual es el coeficiente de resistencia asociado a un mismo coeficiente de sustentación de ambos perfiles, se pueda obtener de un vistazo.

4.1.2. Posición de la onda de choque

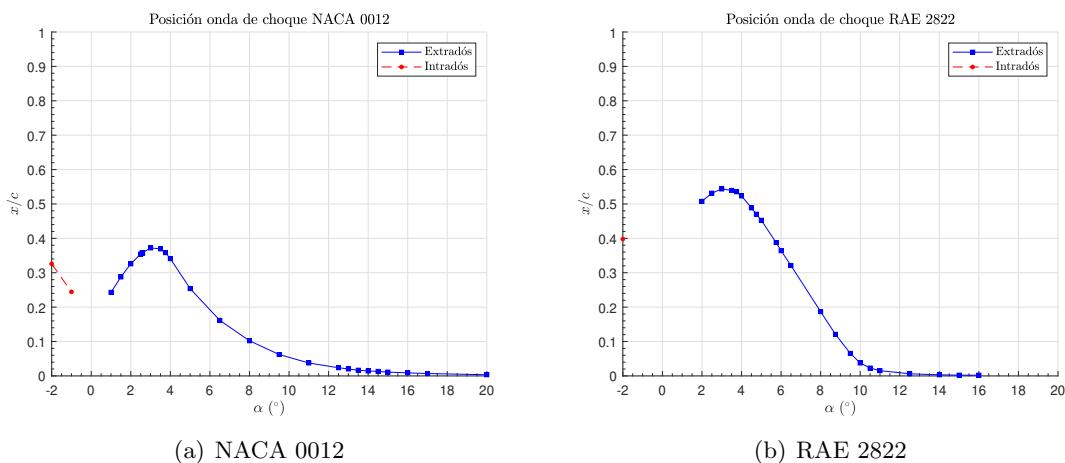


Figura 4.4: Posición de la onda de choque en el extradós e intradós de cada uno de los perfiles estudiados según el ángulo de ataque para un Mach constante de 0,729.

Ambos perfiles, en líneas generales, muestran la misma tendencia respecto a la posición de la onda de choque al variar el ángulo de ataque, pero la manera en la que lo hace es distinto. La tendencia general es a ir retrasándose hasta llegar a un máximo, para volver a adelantarse progresivamente. Si se observa la figura 4.1, se puede comprobar que tanto para esa gráfica como para la arriba mostrada, el cambio en la tendencia de ambas curvas se produce al mismo ángulo. Esto es debido a lo ya comentado en el apartado asociado a esa figura, en el que se explica que la capa límite se separa y ya no se readhiere al perfil.

Respecto al comportamiento de cada perfil, se puede observar que los cambios en el perfil supercrítico se producen de una manera más suave. Esto puede ser debido a la geometría algo más plana del extradós del perfil supercrítico, ya que, gracias a ese diseño, las ondas reflejadas en el perfil no modifican apreciablemente la información de compresión transmitida por las características reflejadas en el perfil [J. Meseguer, 2011].

4.2. Ángulo de ataque fijo y Mach variable

4.2.1. Curva de los coeficientes aerodinámicos

Para hacer un estudio comparable de la variación de los coeficientes aerodinámicos, se ha decidido elegir un ángulo de ataque tal que, en líneas generales, el coeficiente de sustentación sea similar para ambos perfiles en condiciones de subsónico alto, resultando en que el NACA 0012 tiene un ángulo de fijo de $2,57^\circ$ y el RAE 2822 $0,767^\circ$.

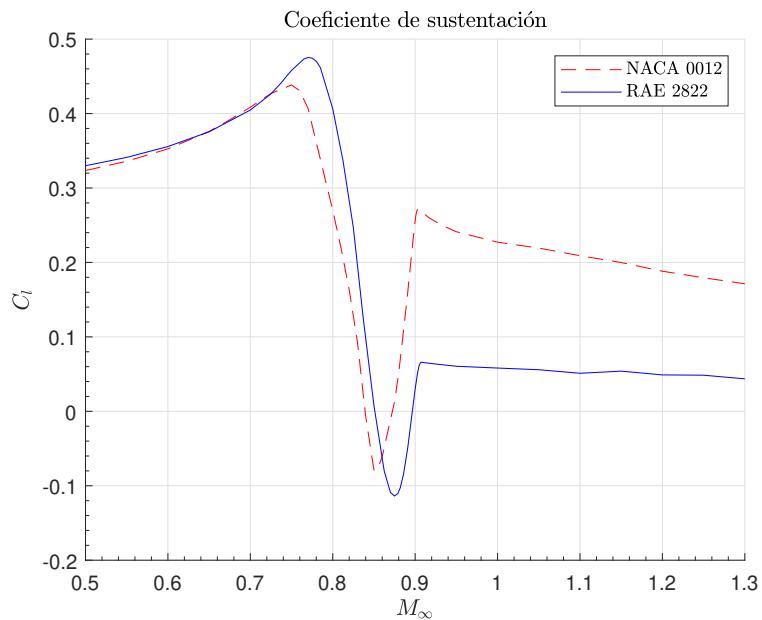


Figura 4.5: Coeficiente de sustentación según el Mach para los perfiles NACA 0012 y RAE 2822 a un ángulo de ataque constante de $2,57^\circ$ y $0,767^\circ$ respectivamente.

Observando el comportamiento del coeficiente de sustentación frente al número de Mach, se distingue una primera zona, que se podría decir que entra en el límite de subsónico alto, en el cual ambos perfiles tienen la misma tendencia, ir aumentando el coeficiente de sustentación en función del número de Mach. Tras llegar a Mach 0,73 y 0,78 el NACA 0012 y el RAE 2822 respectivamente, hay una abrupta pérdida para, posteriormente recuperarse ambos perfiles en torno a Mach de 0,9. Como cabe esperar, el perfil supercrítico entra en pérdida más tarde que lo hace el perfil típico.

La causa de estos cambios tan abruptos es que, inicialmente, la onda de choque se va haciendo más fuerte conforme se va aumentando el número de Mach y, de manera casi repentina, la capa límite se separa de la base de la onda de choque, lo que produce burbujas de separación en la parte posterior de la onda de choque, que también se van haciendo más grandes conforme aumenta el Mach, hasta que ocupa toda la parte posterior, momento en el que se produce los efectos más perjudiciales [Lock, 1990].

Ambos perfiles no se recuperan de la misma forma, resultando en que el perfil supercrítico

tiene un menor coeficiente de sustentación. Esto no es de extrañar debido a que una vez superada la zona transónica, el coeficiente de sustentación depende exclusivamente del ángulo de ataque, sin tener efecto la curvatura.

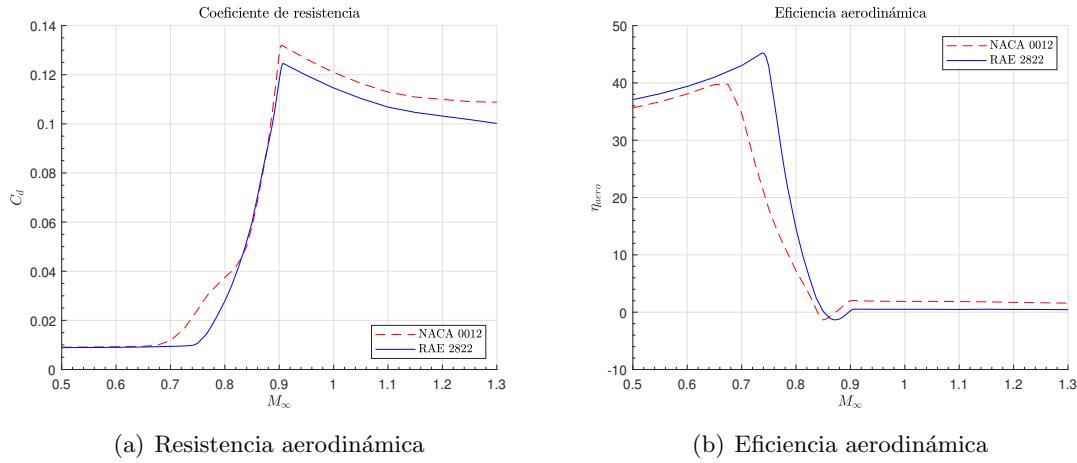


Figura 4.6: Curvas de resistencia y eficiencia aerodinámicas frente al Mach.

En las gráficas arriba mostradas se puede observar de manera más directa la utilidad de los perfiles supercríticos. Para el NACA 0012, en torno al Mach 0,68, la resistencia empieza a crecer notablemente, mientras que para el RAE 2822, esto ocurre en torno a Mach 0,76. Observando la eficiencia aerodinámica, se puede comprobar de una manera más visual como el perfil supercrítico mantiene un mejor desempeño frente al NACA 0012.

De manera similar a lo que ocurre con el coeficiente de sustentación, hay un cambio abrupto en la resistencia aerodinámica, la cual crece de forma muy rápida. Este fenómeno se debe a lo ya explicado para lo que ocurre en la pérdida de sustentación, en el cual la capa límite se separa de la base de la onda de choque, produciendo burbujas de separación en la parte posterior de la misma.

4.2.2. Posición de la onda de choque

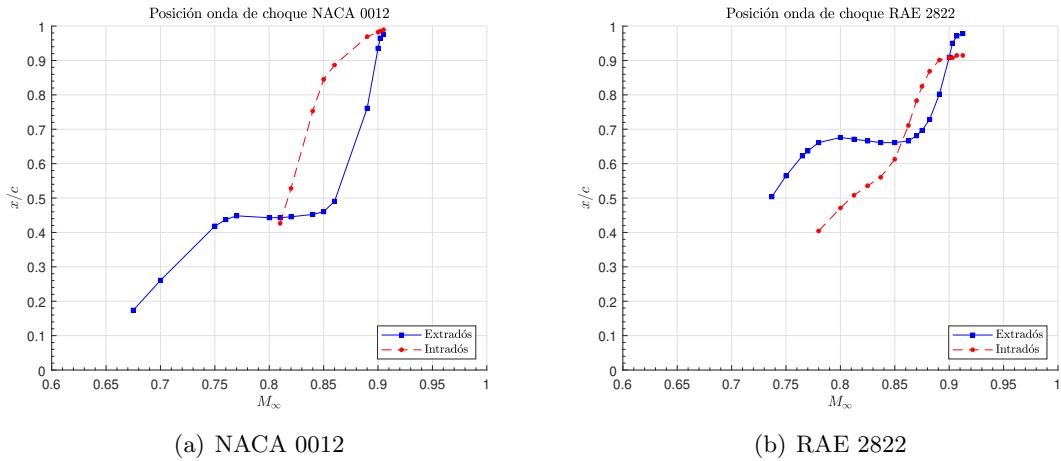


Figura 4.7: Posición de la onda de choque en el extradós e intradós de cada uno de los perfiles estudiados según el Mach para un ángulo de ataque constante de $2,57^\circ$ y $0,767^\circ$.

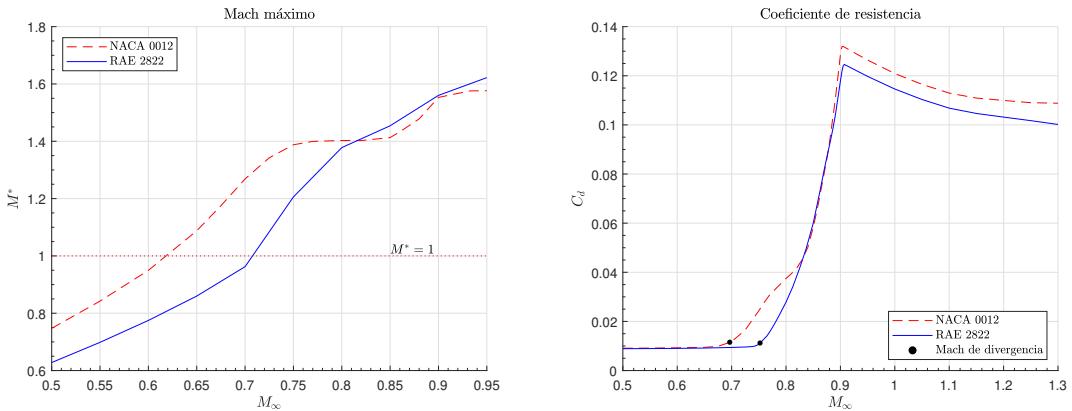
En general, el comportamiento de la posición de la onda de choque es el mismo para ambos, aunque de nuevo, para cada perfil, aparecen algunas sutilezas.

En ambos casos, primero aparece la onda de choque del extradós, aunque la del RAE 2822 aparece a un Mach mayor y más retrasada, y conforme se va aumentando el número de Mach se van retrasando en ambos casos. Tras llegar a cierto número de Mach, ambas se quedan estancadas en torno a un mismo punto. Esto se debe a que es el Mach a partir del cual la capa límite se separa de la base de la onda y ésta incrementa su fortaleza [Lock, 1990]. Como en el NACA 0012 este efecto es aún mayor, explica que para este perfil, al llegar a ese punto, la posición no cambia casi nada, mientras que en el perfil supercrítico se ven algunas fluctuaciones.

Al seguir aumentando el Mach, aparece una onda de choque en el intradós que también se va desplazando hacia atrás conforme aumenta el Mach. Esta onda no se estanca en ningún punto, debido a que es más débil, por lo que no se produce una separación y por tanto se puede mover con facilidad [Lock, 1990].

Una vez la onda de choque del intradós está cerca del borde de salida, comienza a desplazarse la del extradós hasta que en torno a la condición sónica, llegan ambas ondas a la vez al borde de salida.

4.3. Mach crítico y Mach de divergencia



(a) Mach máximo sobre el perfil respecto del Mach (b) Coeficiente de resistencia de ambos perfiles para aguas arriba para el NACA 0012 y el RAE 2822. distintos números de Mach.

Figura 4.8: Comparación del Mach crítico y el Mach de divergencia de los perfiles estudiados para un ángulo de ataque constante de $2,57^\circ$ para el NACA 0012 y $0,767^\circ$ para el RAE 2822.

Las gráficas arriba pretenden mostrar cuánto tarda en aparecer el Mach de divergencia frente al Mach crítico. Por un lado, se está representando el Mach máximo sobre el perfil M^* frente al Mach de la corriente M_∞ . El Mach crítico se alcanza para un Mach incidente de 0,64 y 0,71 en el NACA 0012 y en el RAE 2822 respectivamente. Esto por un lado prueba que en un perfil supercrítico, el Mach crítico es más alto que para un perfil típico.

Para estimar el Mach de divergencia, se ha asumido que ésta se produce cuando la resistencia incrementa un 2 %. Siguiendo este criterio se tienen que los Mach de divergencia son de 0,69 y 0,75. Como era de esperar, el Mach de divergencia del perfil supercrítico es mayor al del perfil típico.

Comparando Mach de divergencia y Mach crítico de ambos perfiles, se tiene que la divergencia de fuerzas no es inmediata, sino que existe un pequeño margen el cual permite superar ligeramente el Mach crítico. En este caso, el margen es similar entre ambos.

4.4. Curva del coeficiente de presiones

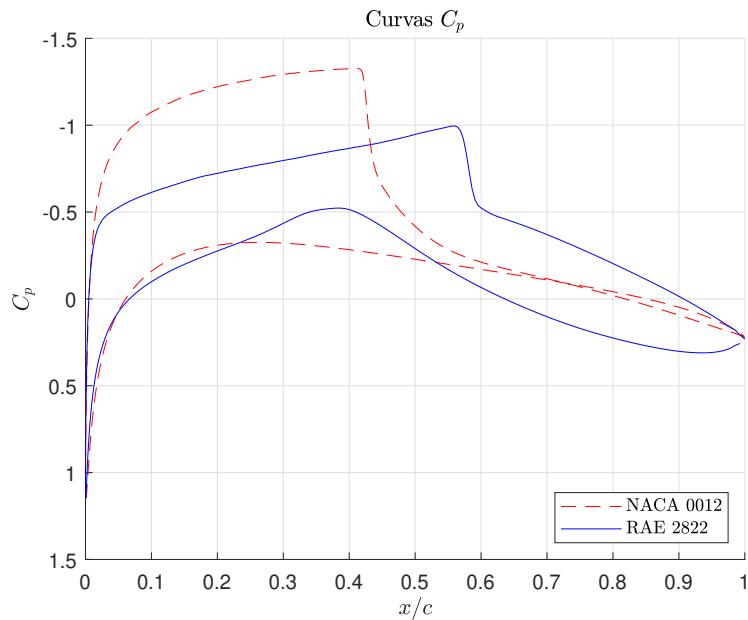


Figura 4.9: Comparativa de las curvas del coeficiente de presiones del NACA 0012 a $\alpha = 2,57^\circ$ y del RAE 2822 a $\alpha = 0,767^\circ$, ambos a un Mach de 0,75 para obtener un mismo C_l en ambos perfiles.

Con las curvas arriba mostradas se pretende explicar los fenómenos que ocurren para el NACA 0012 y el RAE 2822. Para el NACA 0012, se produce una gran succión en casi toda la primera mitad del perfil, en la que, posteriormente aparece una fuerte onda de choque que aumenta la presión casi al mismo nivel que en el intradós, por lo que se pierde una importante fuerza de sustentación. Además, esta fuerte onda de choque puede provocar efectos negativos según vaya interactuando con la capa límite, como se ha mencionado en algunos apartados.

Para el RAE 2822 se puede observar que la posición de la onda de choque aparece bastante retrasada frente a la del NACA 0012, además de que es bastante más débil. Tanto en el intradós como en el extradós, la distribución de presiones es relativamente lineal. La idea es que en el extradós, la distribución de presiones sea lo más plana posible (presión constante) para evitar que delante de la onda de choque se produzca una aceleración del flujo excesiva, de manera que el Mach local cerca de la onda de choque no sea muy alto y así reduzca la intensidad de ésta [J. Meseguer, 2011].

4.5. Burbuja sónica

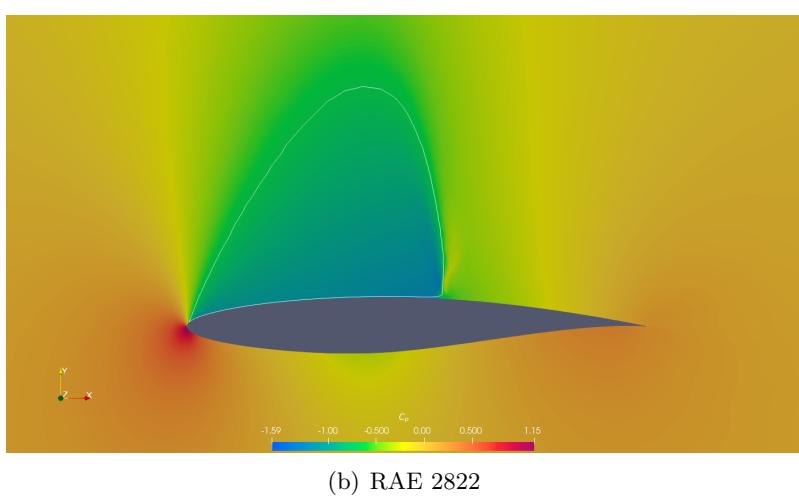
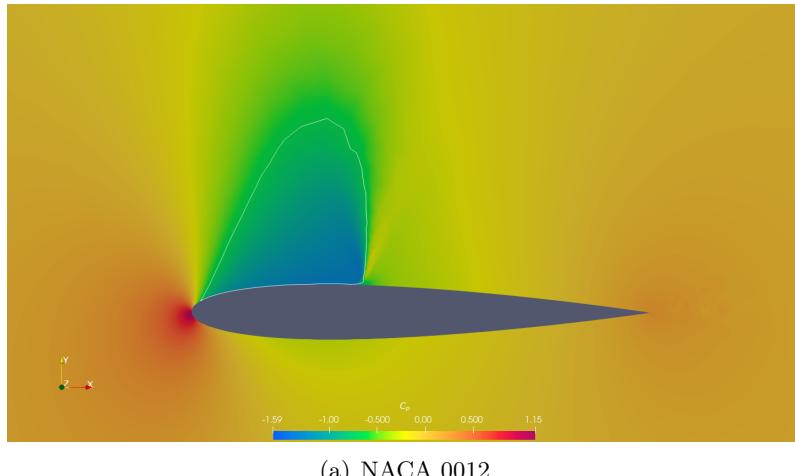


Figura 4.10: Burbuja sónica junto con la distribución del coeficiente de presiones para el NACA 0012 y el RAE 2822 para un ángulo de ataque de 2,5° y un Mach de 0,729.

Con las imágenes arriba mostradas se pretende dar una idea general sobre lo que ocurre para el dominio fluido en ambos perfiles. La línea blanca es la línea sónica, todo lo que está dentro de ese contorno es supersónico. En el NACA 0012, el campo supersónico se extiende hasta un poco antes de la mitad del perfil, en la cual se aprecia una onda de choque muy fuerte (el mapa de colores es de coeficiente de presión). Esto provoca un gradiente adverso que favorece el desprendimiento de la capa límite, que consecuentemente, aumenta la resistencia [J. Meseguer, 2011].

En el RAE 2822, el campo supersónico tiene una mayor extensión, en el cual la onda de choque queda por detrás de la mitad del perfil y tiene un campo de presiones más uniforme que en el caso anterior. Viendo el mapa de colores, se puede comprobar que la onda de choque es algo más débil que en el caso del NACA 0012, por lo que al tener un gradiente de presiones menos adverso, se logra retrasar el desprendimiento de la capa límite.

5. Conclusiones

Tras un análisis de los parámetros estudiados, se logra responder a la pregunta de la necesidad de la aparición de los perfiles supercríticos. Con este trabajo se evidencia que consiguen un mejor desempeño en el régimen transónico. Si bien no es posible eliminar los efectos negativos que aparecen en estas condiciones, logran retrasar y/o mitigar tales efectos.

Queda en evidencia que a día de hoy son un elemento clave para el diseño de muchas de las aeronaves que hoy en día vuelan, ya que bastante de ellas lo hacen en régimen transónico y, sin tal avance, hubiera supuesto un punto de estancamiento a la hora de diseñar aeronaves más rápidas.

A. Anexo: Resultados numéricos

A.1. Verificación

Campo lejano (c)	C_l	C_d	Error abs. C_l	Error abs. C_d	Error rel. C_l	Error rel. C_d
10	0.549981	0.043332	5.23E-02	4.43E-03	8.69 %	9.28 %
50	0.60231	0.0477663	6.60E-03	5.31E-04	1.08 %	1.10 %
70	0.608906	0.0482972	3.79E-03	2.11E-04	0.62 %	0.43 %
90	0.612698	0.048508	8.87E-03	5.94E-04	1.47 %	1.24 %
100	0.603824	0.0479142	5.47E-03	3.29E-04	0.90 %	0.68 %
150	0.609298	0.0482434	2.00E-03	3.25E-05	0.33 %	0.07 %
200	0.607296	0.0482759	3.33E-04	2.66E-05	0.05 %	0.06 %
250	0.607629	0.0483025	4.94E-04	4.10E-05	0.08 %	0.08 %
300	0.608123	0.0483435	3.60E-04	3.25E-05	0.06 %	0.07 %
350	0.608483	0.048376	2.62E-04	2.42E-05	0.04 %	0.05 %
400	0.608745	0.0484002	2.33E-04	1.22E-05	0.04 %	0.03 %
450	0.608978	0.0484124	2.05E-04	4.33E-05	0.03 %	0.09 %
500	0.609183	0.0484557	1.26E-04	1.31E-05	0.02 %	0.03 %
550	0.609309	0.0484426	5.60E-05	5.10E-06	0.01 %	0.01 %
600	0.609365	0.0484477	N/A	N/A	N/A	N/A

Tabla A.1: Valores obtenidos durante la verificación del NACA 0012 para el análisis de la distancia del “farfield”.

Campo lejano (c)	C_l	C_d	Error abs. C_l	Error abs. C_d	Error rel. C_l	Error rel. C_d
5	0.718333	0.012527	6.19E-02	1.31E-03	7.93 %	11.65 %
10	0.780195	0.01122	2.30E-02	4.03E-04	2.86 %	3.73 %
15	0.803164	0.010817	1.16E-02	2.13E-04	1.42 %	2.01 %
20	0.814729	0.010604	6.98E-03	1.21E-04	0.85 %	1.15 %
25	0.821713	0.010483	5.18E-03	6.70E-05	0.63 %	0.64 %
30	0.826894	0.010416	4.02E-03	1.00E-05	0.48 %	0.10 %
35	0.830915	0.010406	1.78E-03	8.40E-05	0.21 %	0.81 %
40	0.832695	0.010322	3.10E-03	4.40E-05	0.37 %	0.42 %
45	0.835797	0.010366	5.20E-03	3.67E-04	0.62 %	3.42 %
50	0.840996	0.010733	7.45E-03	8.80E-05	0.88 %	0.83 %
100	0.848449	0.010645	2.19E-03	3.00E-05	0.26 %	0.28 %
150	0.850635	0.010615	1.23E-03	1.30E-05	0.14 %	0.12 %
200	0.851863	0.010602	1.22E-03	1.40E-05	0.14 %	0.13 %
300	0.853085	0.010588	6.13E-04	6.00E-06	0.07 %	0.06 %
400	0.853698	0.010582	3.58E-04	4.00E-06	0.04 %	3.78 %
500	0.854056	0.010578	N/A	N/A	N/A	N/A

Tabla A.2: Valores obtenidos durante la verificación del RAE 2822 para el análisis de la distancia del “farfield”.

Mín. long. Tangencial	C_l	C_d	Error abs. C_l	Error abs. C_d	Error rel. C_l	Error rel. C_d
0.019340	0.593049	0.050413	6.84E-03	4.47E-03	1.17 %	9.72 %
0.015422	0.58621	0.045947	7.44E-03	2.07E-03	1.25 %	4.30 %
0.011785	0.59365	0.048012	1.20E-02	7.34E-04	1.98 %	1.55 %
0.008788	0.605638	0.047278	4.54E-03	1.36E-04	0.76 %	0.29 %
0.005089	0.601095	0.047414	1.55E-02	1.02E-03	2.52 %	2.11 %
0.004076	0.616619	0.048436	6.49E-03	6.47E-04	1.06 %	1.35 %
0.003398	0.610127	0.047789	7.16E-03	6.46E-04	1.16 %	1.33 %
0.002913	0.61729	0.048435	1.30E-02	1.04E-03	2.16 %	2.19 %
0.002720	0.604241	0.047398	1.01E-02	8.63E-04	1.65 %	1.79 %
0.002266	0.614381	0.048261	2.01E-04	7.80E-05	0.03 %	0.16 %
0.002147	0.614582	0.048183	8.25E-03	6.01E-04	1.36 %	1.26 %
0.002040	0.606332	0.047582	1.68E-03	1.57E-04	0.28 %	0.33 %
0.001943	0.604649	0.047425	9.01E-03	8.02E-04	1.47 %	1.66 %
0.001359	0.613654	0.048227	2.00E-03	2.19E-04	0.33 %	0.46 %
0.000991	0.61165	0.048008	1.34E-03	2.30E-05	0.22 %	0.05 %
0.000852	0.612991	0.048031	1.27E-03	1.70E-05	0.21 %	0.04 %
0.000728	0.611717	0.048048	6.85E-04	2.10E-05	0.11 %	0.04 %
0.000583	0.612402	0.048027	2.00E-06	5.00E-06	0.00 %	0.01 %
0.000371	0.6124	0.048032	N/A	N/A	N/A	N/A

Tabla A.3: Valores obtenidos durante la verificación del NACA 0012 para el análisis de la longitud mínima tangencial.

Mín. long. Tangencial	C_l	C_d	Error abs. C_l	Error abs. C_d	Error rel. C_l	Error rel. C_d
0.012528	0.855859	0.011027	5.15E-02	4.39E-04	5.68 %	4.15 %
0.005018	0.907404	0.010588	1.54E-02	3.70E-04	1.67 %	3.38 %
0.002034	0.92282	0.010958	1.15E-03	9.00E-06	0.12 %	0.08 %
0.001354	0.923974	0.010949	4.44E-03	1.27E-04	0.48 %	1.15 %
0.000813	0.92841	0.011076	1.68E-03	8.30E-05	0.18 %	0.76 %
0.000677	0.926734	0.010993	1.94E-03	1.06E-04	0.21 %	0.96 %
0.000406	0.928674	0.011099	1.18E-03	7.60E-05	0.13 %	0.69 %
0.000313	0.927494	0.011023	2.83E-04	1.60E-05	0.03 %	0.14 %
0.000254	0.927777	0.011039	N/A	N/A	N/A	N/A

Tabla A.4: Valores obtenidos durante la verificación del RAE 2822 para el análisis de la longitud mínima tangencial.

Mín. long. Normal	C_l	C_d	Error abs. C_l	Error abs. C_d	Error rel. C_l	Error rel. C_d
1.00E-03	0.222297	0.025434	1.01E-03	2.73E-03	0.45 %	12.01 %
5.00E-04	0.221292	0.022707	8.45E-02	5.48E-03	27.63 %	31.78 %
1.00E-04	0.30579	0.017231	4.50E-02	1.72E-04	12.82 %	0.99 %
5.00E-05	0.350761	0.017403	3.24E-02	6.76E-04	8.46 %	3.74 %
3.00E-05	0.383169	0.018079	6.11E-03	9.28E-04	1.57 %	4.88 %
1.50E-05	0.389275	0.019007	2.29E-03	7.20E-04	0.59 %	3.65 %
1.00E-05	0.391566	0.019727	3.43E-03	4.03E-04	0.88 %	2.00 %
5.00E-06	0.388137	0.02013	1.75E-03	1.49E-04	0.45 %	0.75 %
1.50E-06	0.386385	0.019981	2.97E-03	5.60E-05	0.76 %	0.28 %
1.00E-06	0.389351	0.020037	1.67E-03	9.30E-05	0.43 %	0.47 %
5.00E-07	0.387679	0.019944	N/A	N/A	N/A	N/A

Tabla A.5: Valores obtenidos durante la verificación del NACA 0012 para el análisis de la longitud mínima normal.

Mín. long. Normal	C_l	C_d	Error abs. C_l	Error abs. C_d	Error rel. C_l	Error rel. C_d
1.00E-04	0.441515	0.011484	9.07E-02	1.48E-03	17.04 %	14.83 %
5.00E-05	0.532191	0.010001	1.09E-01	1.18E-03	17.02 %	10.56 %
1.50E-05	0.641316	0.011182	8.33E-03	5.74E-04	1.28 %	4.88 %
1.00E-05	0.649646	0.011756	1.14E-03	2.61E-04	0.18 %	2.17 %
5.00E-06	0.648509	0.012017	8.62E-04	1.28E-04	0.13 %	1.08 %
2.00E-06	0.647647	0.011889	3.58E-03	7.50E-05	0.56 %	0.63 %
1.00E-06	0.644069	0.011814	7.48E-04	4.70E-05	0.12 %	0.40 %
5.00E-07	0.643321	0.011767	1.40E-03	1.80E-05	0.22 %	0.15 %
3.00E-07	0.641922	0.011749	N/A	N/A	N/A	N/A

Tabla A.6: Valores obtenidos durante la verificación del RAE 2822 para el análisis de la longitud mínima normal.

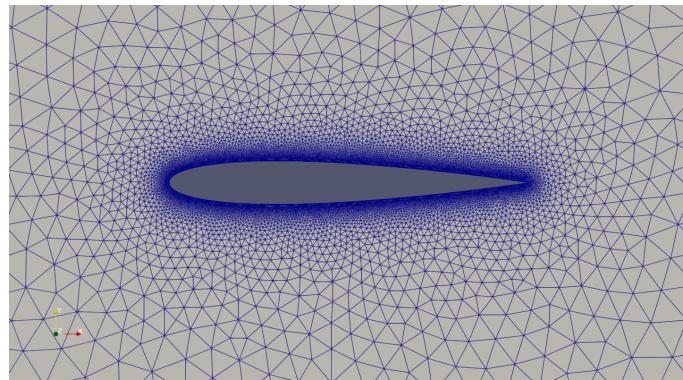
B. Anexo: Mallados usados

Todos los mallados mostrados a continuación cumplen con los criterios de la verificación para la independencia de malla.

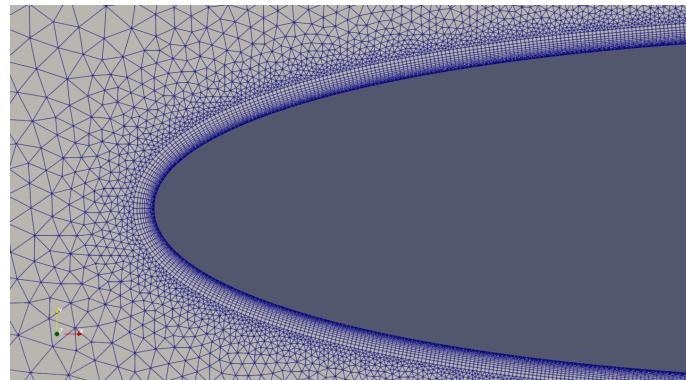
B.1. NACA 0012

Se ha usado una única malla de tipo “O” no estructurada y estructurada cerca del perfil con 1501 puntos sobre el perfil, 50 en el “farfield” y los parámetros mínimos necesarios obtenidos en el estudio de independencia de malla para el NACA 0012. En la figura B.1 se aprecia dos imágenes del mallado del NACA 0012.

No se incluyen todas aquellas modificaciones de esta malla en las que, únicamente, se ha refinado ciertas zonas para ayudar a la convergencia de las simulaciones.



(a) Vista general del mallado del NACA 0012



(b) Vista cerca del borde de ataque del mallado del NACA 0012

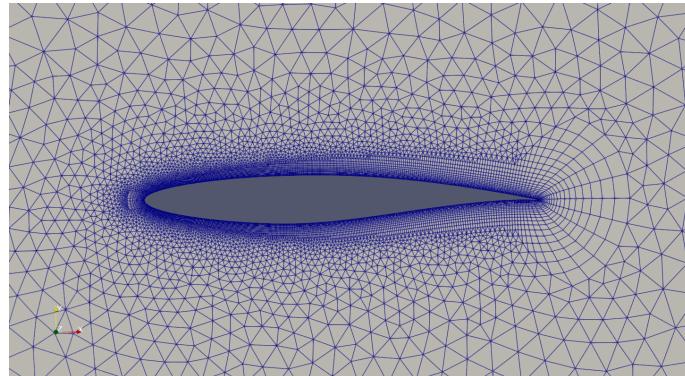
Figura B.1: Mallado del NACA 0012

B.2. RAE 2822

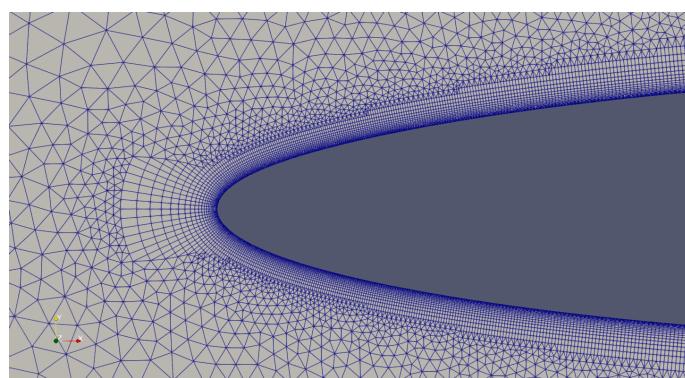
Se ha usado una única malla de tipo “O” no estructurada y estructurada cerca del perfil con 800 puntos sobre el perfil, 50 en el “farfield” y los parámetros mínimos necesarios

obtenidos en el estudio de independencia de malla para el RAE 2822. En la figura B.2 se aprecia tres imágenes del mallado del RAE 2822.

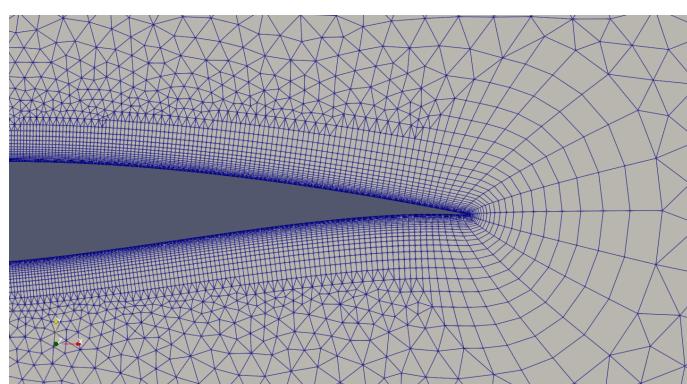
No se incluyen todas aquellas modificaciones de esta malla en las que, únicamente, se ha refinado ciertas zonas para ayudar a la convergencia de las simulaciones.



(a) Vista general del mallado del RAE 2822



(b) Vista cerca del borde de ataque del mallado del RAE 2822



(c) Vista cerca del borde de salida del mallado del RAE 2822

Figura B.2: Mallado del RAE 2822

Referencias

- [Chris Nelson, 2008] Chris Nelson, J. D. (2008). Rae 2822 transonic airfoil: Study #5. <https://www.grc.nasa.gov/www/wind/valid/raetaf/raetaf05/raetaf05.html>.
- [Coakley, 1987] Coakley, T. (1987). Numerical simulation of viscous transonic airfoil flows. *NASA Ames Research Center*.
- [Francisco Palacios, 2014] Francisco Palacios, T. D. E. (2014). Stanford university unstructured (su2): Open-sourceanalysis and design technology for turbulent flows. https://su2code.github.io/documents/SU2_AIAA_SciTech2014.pdf.
- [J. Meseguer, 2011] J. Meseguer, A. B. (2011). *Aerodinamica de altas velocidades*. Garceta, 2 edition.
- [Joel H., 2002] Joel H., M. P. (2002). *Computational Methods for Fluid Dynamics*. Springer.
- [Lock, 1990] Lock (1990). Introduction to transonic aerodynamics of aerofoils and wings. ESDU90008.
- [NASA, 2022] NASA (2022). The spalart-allmaras turbulence model. <https://turbmodels.larc.nasa.gov/spalart.html>.
- [Roelof Vos, 2015] Roelof Vos, S. F. (2015). *Introduction to transonic aerodynamics*. Springer.
- [Siti Nuru, 2020] Siti Nuru, Y. A. (2020). A short review on rans turbulence models. <https://www.akademiabaru.com/submit/index.php/cfdl/article/view/2267/1249>.
- [Stanford, 2022] Stanford (2022). Governing equations in su2. https://su2code.github.io/docs_v7/Theory/.
- [Wilcox, 2006] Wilcox, D. C. (2006). *Turbulence Modeling for CFD*. DCW Industries, 3 edition.