



UCA

Universidad
de Cádiz

Estudio aerodinámico del CRM en flujo transónico

Aerodinámica 2

Álvaro Jiménez Melendo
Jose Luis Dugo Ortega
María Conejo Guerrero
Sandra del Carmen Moreno Cardosa

Índice

Índice de figuras	1
Índice de tablas	2
1. Introducción	4
2. Metodología	6
2.1. Métodos numéricos	6
2.2. Elaboración de malla no estructurada	6
2.3. Elaboración de malla no estructurada con T-Rex	12
2.4. Elaboración malla no estructurada 3D	14
3. Validación	17
3.1. Validación perfil CRM en 2D	17
3.2. Validación CRM en 3D	19
4. Resultados y discusión	21
4.1. Estudio 2D no viscoso	21
4.2. Estudio 2D turbulento	26
4.3. Estudio 3D no viscoso	31
Referencias	35

Índice de figuras

1. Perfil supercrítico del CRM [1].	4
2. Perfil 65 % cuerda del CRM.	6
3. Mallado del perfil para N1 y S1.	7
4. Mallado del perfil para N2 y S1.	7
5. Mallado del perfil para N3 y S1.	8
6. Mallado del dominio para N3 y S1.	8
7. Mallado del perfil para N4 y S1.	8
8. Mallado del perfil para N3 y S2.	9
9. Mallado del dominio para N3 y S2.	10
10. Mallado del perfil para N3 y S3.	10
11. Mallado del dominio para N3 y S3.	11
12. Mallado del perfil para N3 y S4.	11
13. Mallado del dominio para N3 y S4.	12
14. Mallado del T-Rex para Y1.	13
15. Mallado del T-Rex para Y2.	13
16. Mallado del T-Rex para Y3.	13
17. Mallado del T-Rex para Y4.	14
18. Mallado de la aeronave 3D.	15
19. Detalle mallado.	15
20. Detalle mallado.	16
21. Detalle mallado.	16
22. Distribución de presiones a lo largo del perfil del CRM del estudio de validación [2].	18
23. Distribución de presiones a lo largo del perfil del CRM realizada en este estudio.	18
24. Distribución de presiones para diferentes secciones del semiala del CRM [2].	19
25. Perfil dividido en las secciones.	20
26. Distribuciones de presiones obtenidas para diferentes secciones del ala.	20
27. Caso no viscoso.	21
28. Representación C_p variando Mach.	22
29. Representación Mach para diferentes valores de Mach.	23
30. Representación C_p variando ángulo de ataque.	24

31.	Representación Mach variando ángulo de ataque.	25
32.	Caso turbulento.	26
33.	Representación C_p variando el Mach.	27
34.	Representación C_p variando el ángulo de ataque.	28
35.	Representación Mach para diferentes valores de Mach.	29
36.	Representación Mach variando el ángulo de ataque.	30
37.	Aeronave en 3D.	31
38.	Distribución de presiones extradós e intradós.	32
39.	Distribución del número de Mach en extradós e intradós.	33
40.	Aeronave en 3D.	33

Índice de tablas

1.	Resultados comparativa N1-N4.	9
2.	Resultados comparativa S1-S4.	12
3.	Resultados comparativa Y1-Y4.	14

Resumen

El propósito del presente trabajo es la validación y estudio aerodinámico de la aeronave CRM, variando diferentes parámetros fundamentales como el ángulo de ataque y la velocidad de la corriente para casos bidimensionales (no viscosos y viscosos) y tridimensionales (no viscosos), utilizando métodos computacionales de cálculo numérico aplicados a distintas superficies malladas para cada caso de estudio concreto.

Abstract

The purpose of the present work is the validation and aerodynamic study of the CRM aircraft, varying different fundamental parameters such as angle of attack and stream velocity for two-dimensional (non-viscous and viscous) and three-dimensional (non-viscous) cases, using computational methods of numerical calculation applied to different meshed surfaces for each specific case of study.

1. Introducción

Uno de los objetivos más buscados, en el ámbito aeroespacial, de los últimos años ha sido la obtención de soluciones numéricas con alto grado de precisión para el flujo que interacciona con distintas configuraciones de interés en el sector aeroespacial mediante el uso de la Dinámica de Fluidos Computacional (CFD).

Las herramientas que usa el CFD han mejorado de forma significativa en la última década. Entre estas herramientas se encuentran la generación de mallas, el modelado de turbulencias, obteniendo una solución precisa y eficiente, a través de las ecuaciones de Navier-Stokes promediadas por el número de Reynolds (RANS) para distintas configuraciones.

Con el fin de mejorar el estado del arte en dinámica de fluidos computacional, el Centro de Investigación Langley y el Centro de Investigación Ames unieron fuerzas para producir una base de datos utilizando el mismo modelo de investigación: el Modelo de Investigación Común, conocido popularmente por su nombre en inglés: *Common Research Model* o por sus siglas: *CRM*. Utilizando los mismos números de Mach y configuraciones de modelo, se ha podido recopilar datos que proporcionan a la comunidad de investigación mundial [1].

El CRM cuenta con una configuración de ala baja y una geometría convencional. Una de las características más importantes de este modelo es que cuenta con un ala supercrítica diseñada para volar en flujo transónico. Por otro lado, no consta de winglets ni de flaps, aunque podrían llegar a incluirse. El número de Mach de diseño se estableció en un valor de 0.85.

El apelativo de perfiles supercríticos se aplica a aquellos capaces de volar a un número de Mach por encima del crítico sin que aparezcan fenómenos de divergencia de la resistencia [3]. En la figura 1 se puede observar el perfil supercrítico del CRM. La principal característica de diseño de estos perfiles es dotarlos de un borde de ataque relativamente grueso seguido de una extradós relativamente plano, de modo que la distribución de presión supercrítica en el extradós del perfil tenga un pico de succión moderado cerca del borde de ataque, seguido de una zona de presión constante o levemente creciente, de manera que el flujo se vaya decelerando antes de llegar a la onda de choque y esta resulte ser, consecuentemente, relativamente débil [3].

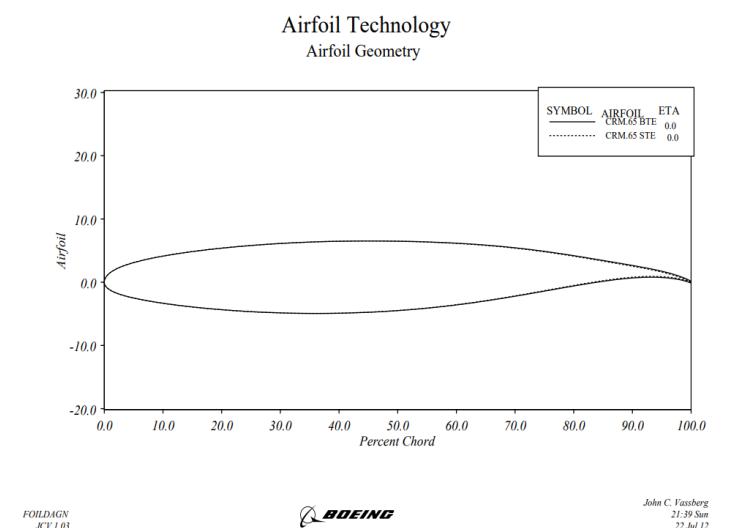


Figura 1: Perfil supercrítico del CRM [1].

Una vez establecidas las bases del CRM, *The Boeing Company* se centró en el diseño aerodinámico mientras que la NASA se encargó del diseño del modelo, la fabricación de este y las pruebas pertinentes [2].

En este documento se va a llevar a cabo un estudio aerodinámico del CRM en flujo transónico. Para ello, se hará un breve desarrollo de los métodos numéricos usados y se realizará una malla no estructurada para el modelo a estudiar, tanto en 2D como en 3D.

Posteriormente, se llevará a cabo la validación de la metodología usada y la obtención de la distribución de presiones para diferentes secciones del ala. Todo ello comparándolo con resultados de referencia.

Por último, se ha experimentado con el CRM, tanto en 2D como en 3D, para dos casos, viscoso y no viscoso. En las simulaciones en 2D, en ambos se ido cambiando parámetros de relevancia como pueden ser el número de Mach y el ángulo de ataque, para ver el comportamiento de el perfil estudiado. Por otro lado, en las simulaciones en 3D no se ha realizado en flujo viscoso debido al alto coste computacional, y por lo tanto, se ha realizado en no viscoso.

2. Metodología

En el presente apartado se explicarán los métodos numéricos empleados para resolver los diferentes experimentos realizados, así como el diseño de las mallas empleadas y procedimientos empleados en el cálculo.

2.1. Métodos numéricos

Los sistemas lineales con una estructura tipo $Ax = b$, donde A corresponde a una matriz grande y b a un vector columna, se pueden encontrar con mucha frecuencia en ingeniería. Una manera de resolver estos sistemas es con el método de descomposición LU dispersa. Este método consiste en construir una matriz triangular superior U y una inferior unitaria L, donde la estructura obtenida sería $A = LU$. Este método de descomposición y resolución de ecuaciones es el utilizado en SU2 [4].

En el momento en el que se obtiene las matrices L y U, que deben de ser distintas de cero, se realiza la descomposición LU incompleta que se basa en el método Doolittle. La estructura $A = LU$ se puede desarrollar como:

$$a_{ij} = \sum_{k=1}^{\min(i,j)} l_{ik} u_{kj} \quad (1)$$

donde los valores de l_{ik} y u_{ik} son los siguientes.

$$l_{ik} = \frac{a_{ik} - \sum_{j=1}^{i-1} l_{ij} u_{jk}}{u_{kk}} \quad (2)$$

$$u_{ik} = a_{ik} - \sum_{j=1}^{i-1} l_{ij} u_{jk} \quad (3)$$

Por tanto, la construcción de la descomposición LU incompleta para la matriz siguiente queda determinada.

$$P = \{(i, j) : b_{ij}^{(m)} = 1\} \quad (4)$$

Cabe mencionar que, a la hora de realizar la descomposición LU solo se necesita almacenar las entradas distintas de cero de L y U.

2.2. Elaboración de malla no estructurada

Como se ha explicado anteriormente, en este trabajo se ha estudiado el modelo CRM, por tanto, para realizar tanto el primer mallado para flujo no viscoso (no estructurado) como el segundo para flujo viscoso (no estructurada con T-Rex), se partió de un archivo descargado de la página oficial del CRM de la NASA [1]. En concreto se ha utilizado un archivo .igs del perfil en 2D del CRM para una sección al 65 % del semiala.

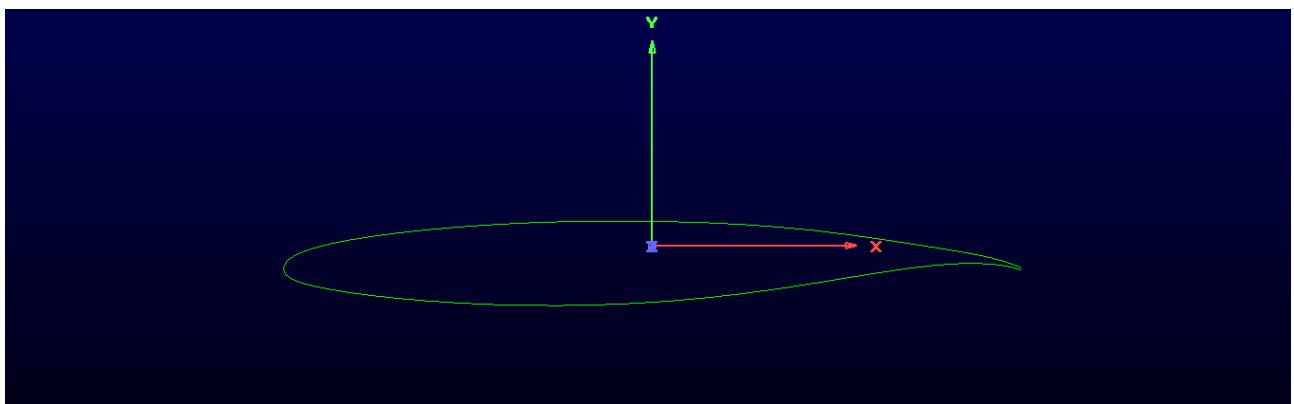


Figura 2: Perfil 65 % cuerda del CRM.

Una vez listo el perfil para su mallado, se decidió realizar un estudio, seleccionando diferentes cantidades de puntos en la superficie del perfil y bordes del dominio, así como incrementar el tamaño del dominio. Este estudio tenía la finalidad de encontrar una malla que fuera precisa, sin requerir un coste computacional excesivo.

En primer lugar, se procedió a analizar el impacto de incrementar el número de puntos, para ello se partió de 48 puntos sobre el perfil (N1), y se fue doblando el número de ellos tres veces más: 96 (N2), 192 (N3) y 384 (N4), siendo la distribución de puntos no uniforme, para aportar mayor precisión, se incrementó el número de puntos en los bordes de ataque y salida del perfil. De igual forma se fue incrementando el número de puntos en los segmentos que delimitaban el dominio: 30 (N1), 60 (N2), 120 (N3) y 240 (N4), siendo en este caso la distribución de puntos uniforme.

Para observar como afecta este incremento en el número de puntos, se utilizó cada una de las distintas mallas para resolver el tutorial ONERA M6 no viscoso, a número de Mach 0.725, ángulo de ataque de -0.64° , presión 101325 kPa y temperatura 288.15 K, realizando iteraciones hasta que el residuo de la densidad fue del orden 10 e-12, para el primer tamaño de dominio: 10 puntos (S1):

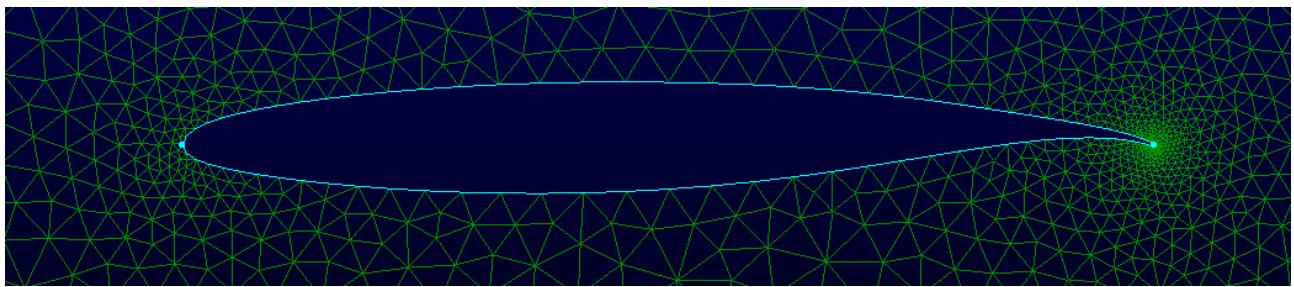


Figura 3: Mallado del perfil para N1 y S1.

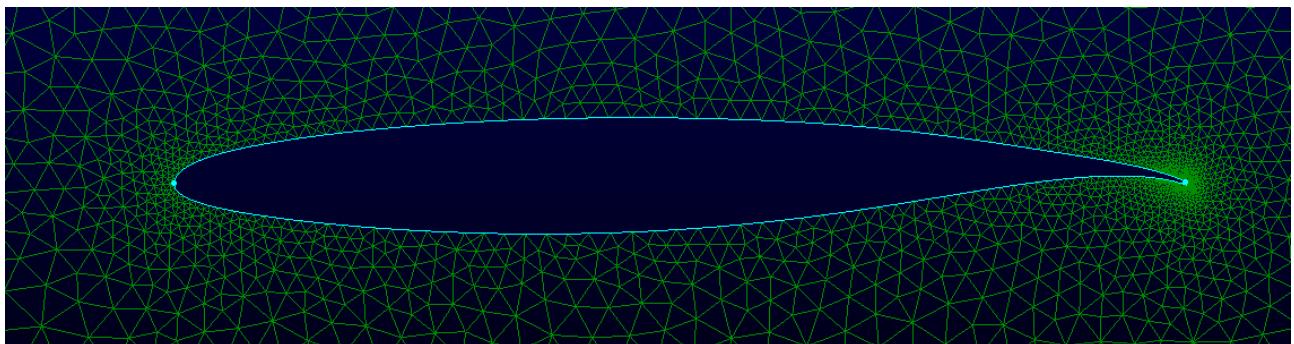


Figura 4: Mallado del perfil para N2 y S1.

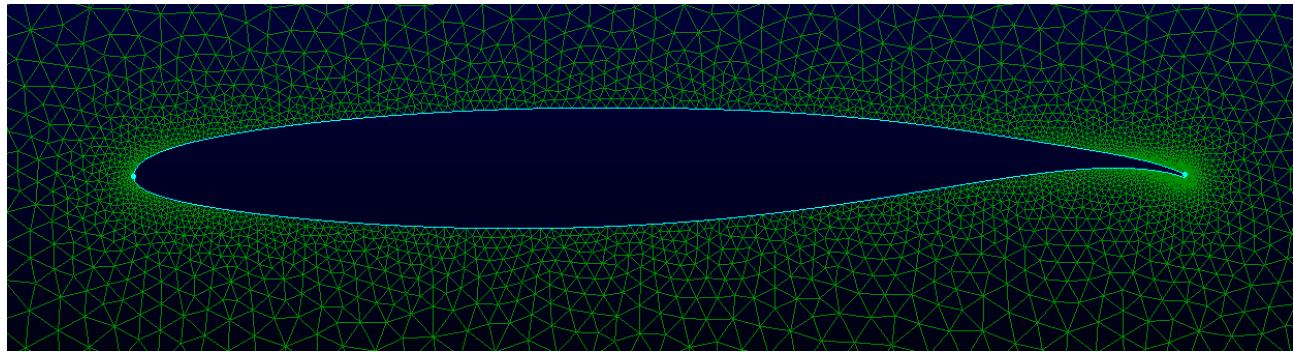


Figura 5: Mallado del perfil para N3 y S1.

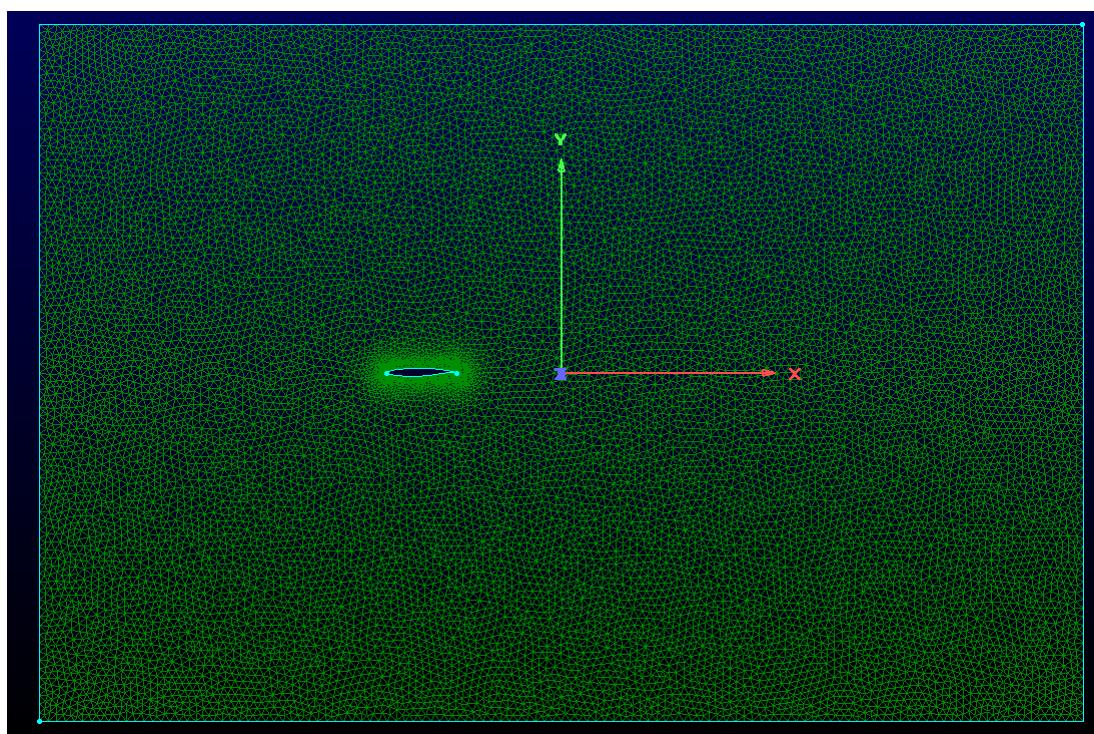


Figura 6: Mallado del dominio para N3 y S1.

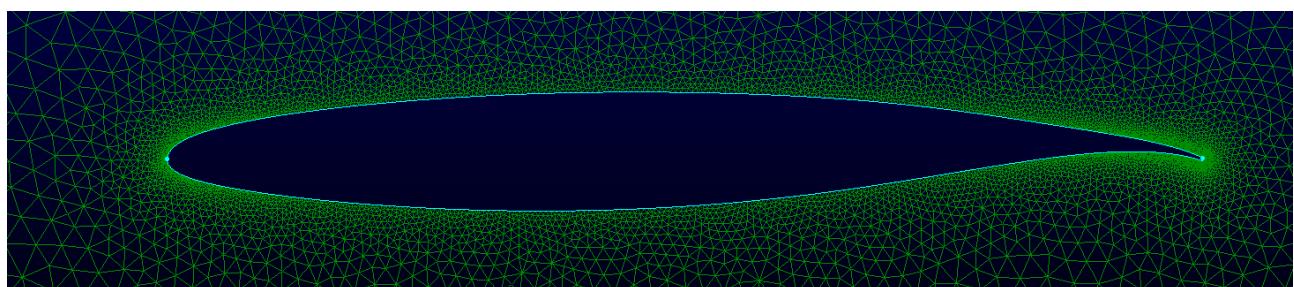


Figura 7: Mallado del perfil para N4 y S1.

Tabla 1: Resultados comparativa N1-N4.

S	N	Cl	Cd
1	1	0.784032	0.010129
1	2	0.805708	0.010515
1	3	0.805947	0.010419
1	4	0.793768	0.009783

Analizando los resultados obtenidos, puede verse fácilmente que existe una diferencia considerable entre la malla N1 y la N2, sin embargo, el incremento de N2 a N3 o N4 no es tan significativo. Esto tiene sentido pues si el primer caso N1, cuenta con pocos puntos, los siguientes que contienen un número mucho más significativo tendrán una precisión mucho mayor. A partir del caso N2, aunque se añadan más puntos el resultado no se refinará mucho más, a diferencia del coste computacional, el cual se irá incrementando paulatinamente, tanto en número de iteraciones, como en el tiempo de cada una de ellas siendo de: 187 iter (N1), 200 iter (N2), 231 iter (N3), 268 iter (N4).

Con los resultados obtenidos, se decidió que el valor de N que optimiza la precisión sin repercutir excesivamente en el coste computacional, sería N3, y fue con este valor fijado, con el que se analizó la repercusión en el incremento del dominio S, el cual se ha calculado el valor en S1, y a continuación se mostrarán las mallas y resultados para los otros tres dominios: 40 (S2), 160 (S3) y 640 (S4):

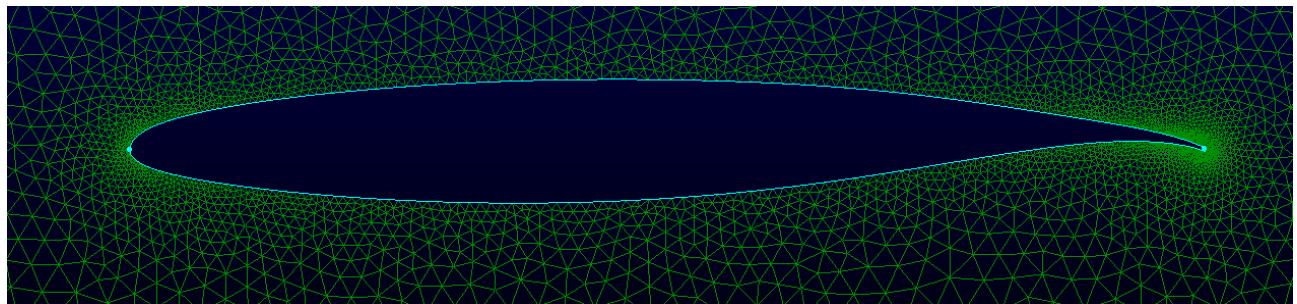


Figura 8: Mallado del perfil para N3 y S2.

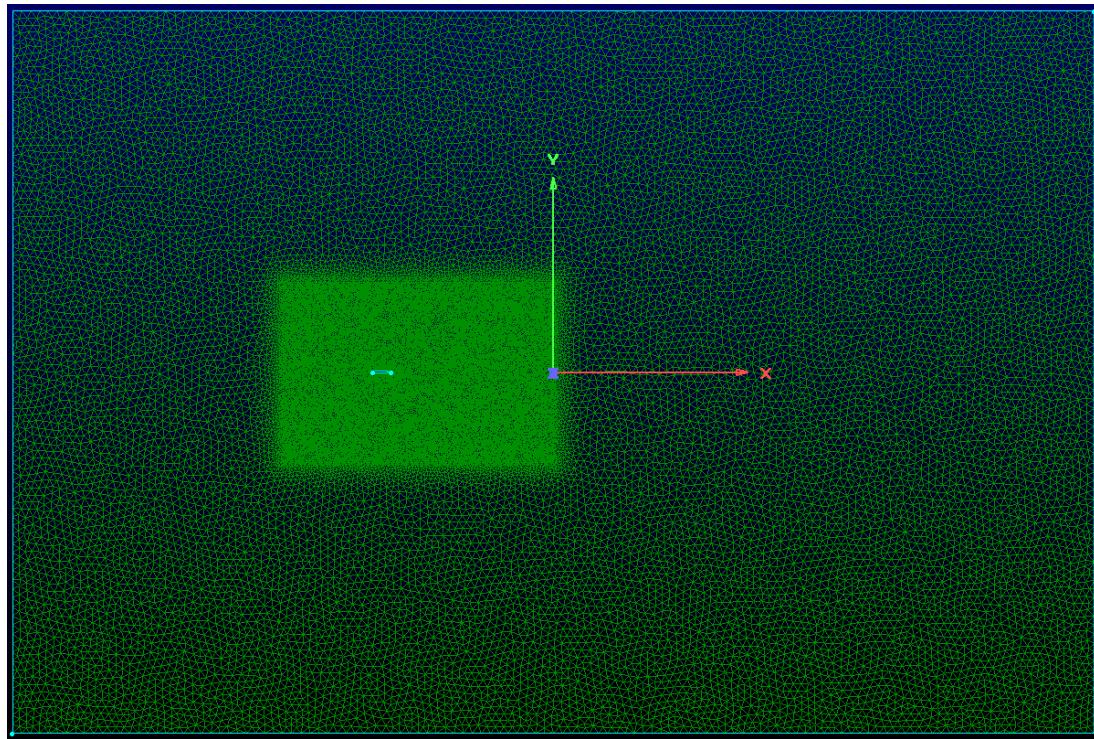


Figura 9: Mallado del dominio para N3 y S2.

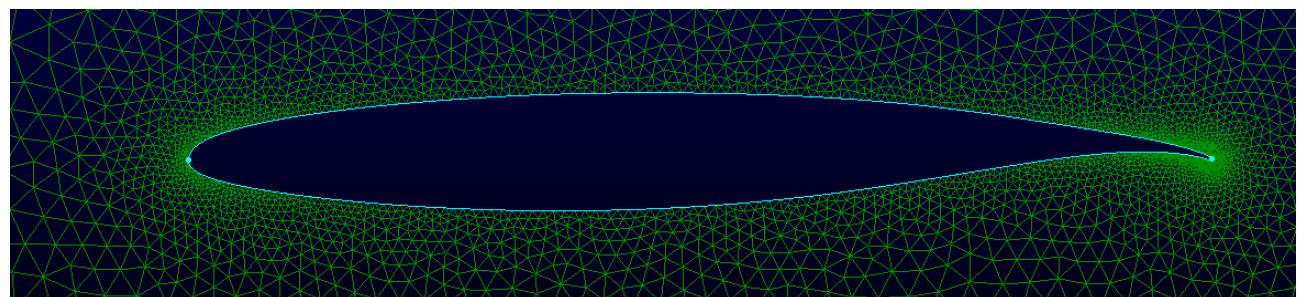


Figura 10: Mallado del perfil para N3 y S3.

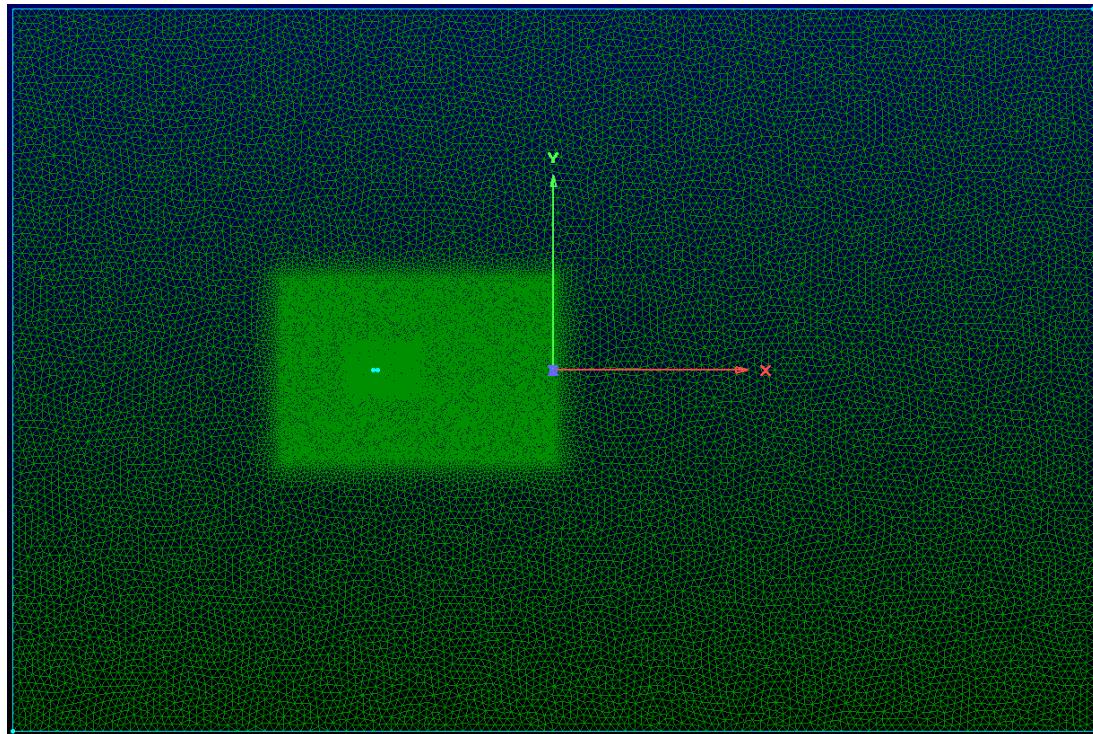


Figura 11: Mallado del dominio para N3 y S3.

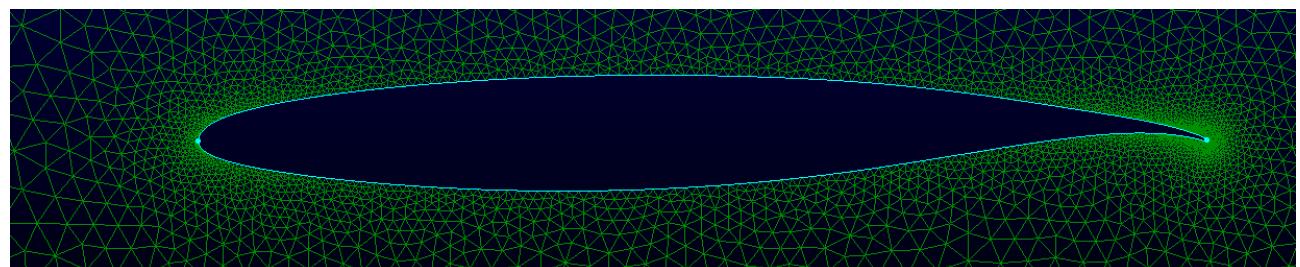


Figura 12: Mallado del perfil para N3 y S4.

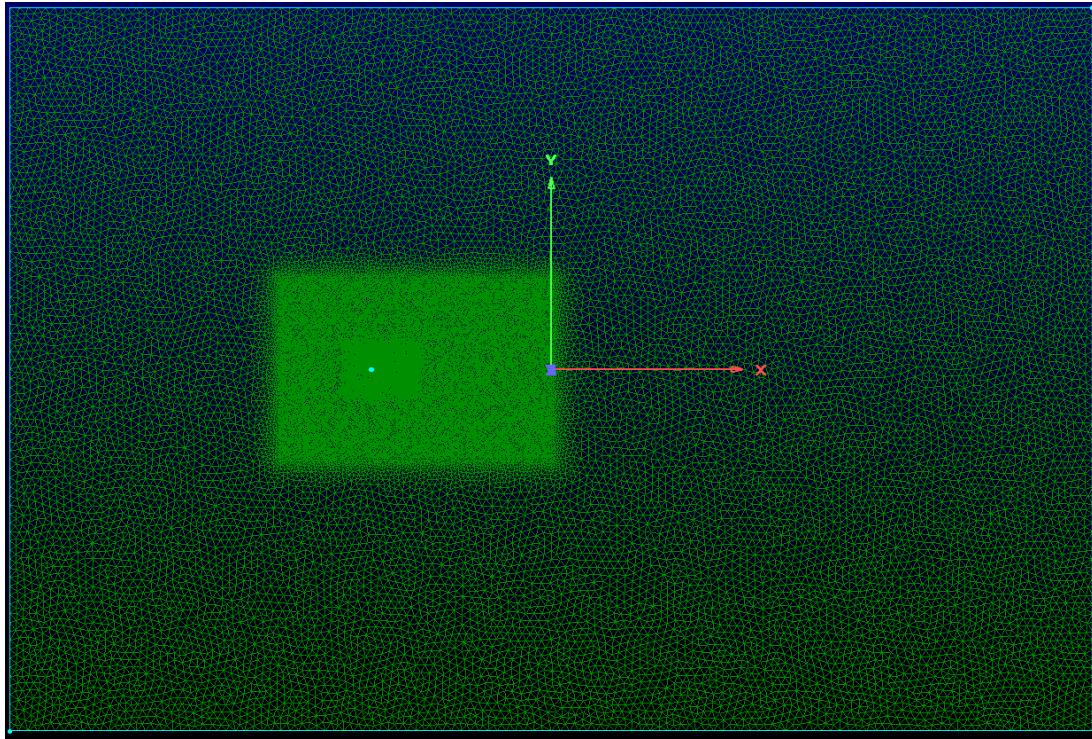


Figura 13: Mallado del dominio para N3 y S4.

Tabla 2: Resultados comparativa S1-S4.

S	N	Cl	Cd
1	3	0.805947	0.010419
2	3	0.894345	0.005307
3	3	0.920528	0.003804
4	3	0.927460	0.003412

Analizando los resultados obtenidos, se puede observar un comportamiento similar a lo que ocurría al incrementar el valor de N en el estudio anterior, solo que en este caso, al ser tan pequeños los primeros dos dominios, el salto de S2 a S3 es mucho mayor al que ocurre de N2 a N3, pero es normal debido a que mientras que el aumento en el número de puntos N es del doble, el incremento en el tamaño del dominio es del cuádruple. De igual forma, el coste computacional ha aumentado conforme se incrementaba el tamaño del dominio, siendo las iteraciones necesarias hasta obtener un residuo de la densidad de 10^{-12} para cada valor: 231 iter (S1), 236 iter (S2), 257 iter (S3) y 270 iter (S4).

Con todas estas mallas analizadas, se decidió escoger la malla N3_S3 para realizar los diferentes estudios para el caso no viscoso, debido a que posee la mejor relación precisión/coste computacional.

2.3. Elaboración de malla no estructurada con T-Rex

Una vez seleccionada la malla N3_S3 para realizar los estudios no viscosos, se procedió a refinar el contorno del perfil de esta, para así incrementar su precisión a la hora de realizar los experimentos en flujo viscoso.

Para conseguir este refinado, se implementó un mallado **T-Rex**, utilizando la calculadora $y+$ de PointWise para calcular el espesor de la capa. Para ello, se introdujeron las condiciones de densidad, viscosidad y velocidad, y se realizó un pequeño estudio para comprobar la influencia de el espesor del mallado tanto en los resultados como en el costo computacional. Partiendo de la malla N3_S3, se realizaron 4 mallas diferentes, (Y1-Y4), cada cual teniendo la mitad de espesor que la anterior, teniendo Y1 un espesor de $9 \cdot 10^{-5}$.

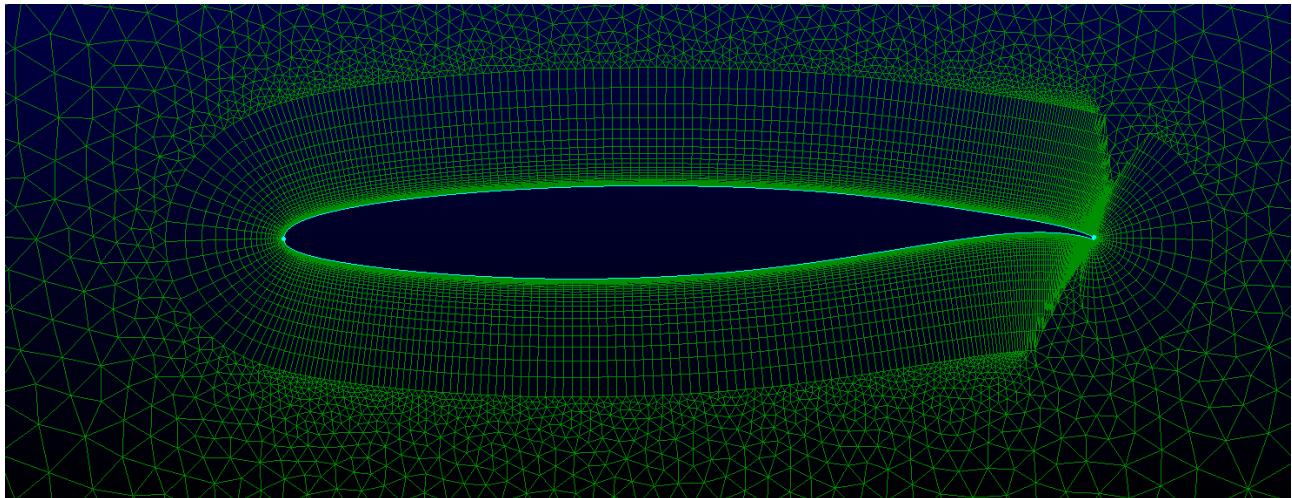


Figura 14: Mallado del T-Rex para Y1.

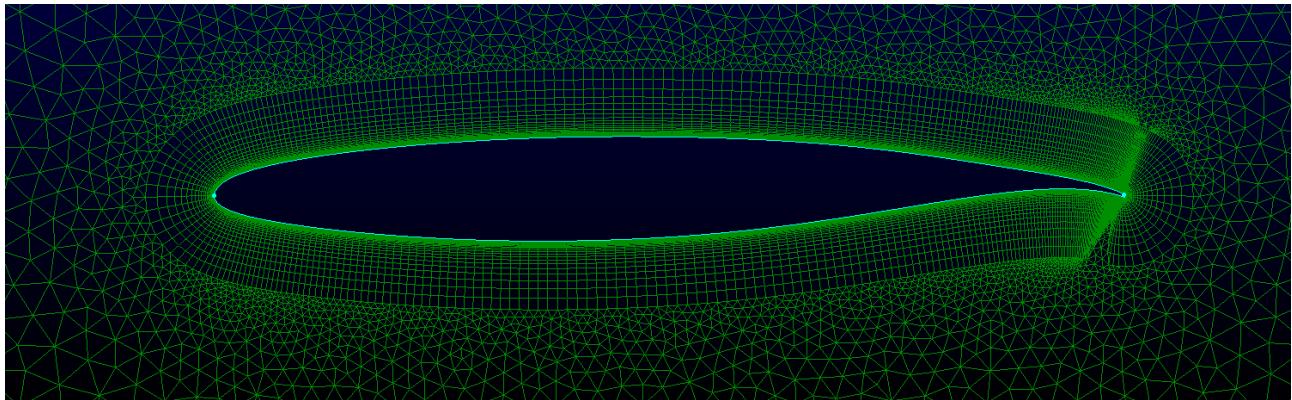


Figura 15: Mallado del T-Rex para Y2.

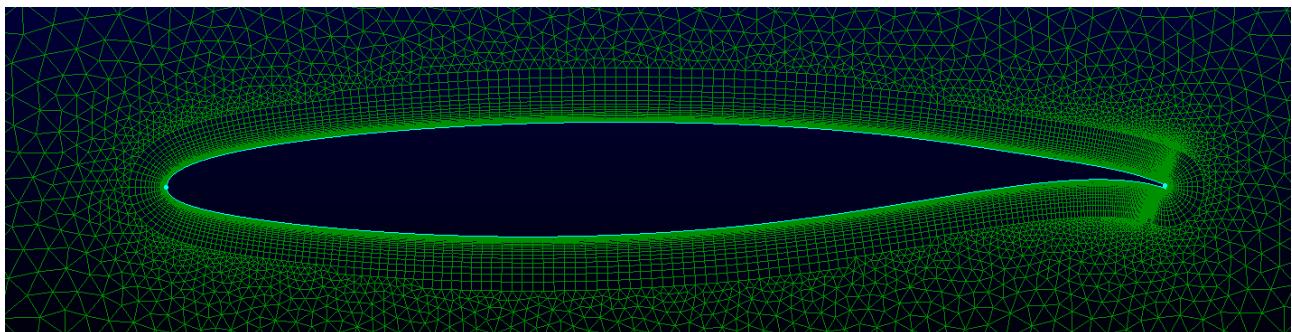


Figura 16: Mallado del T-Rex para Y3.

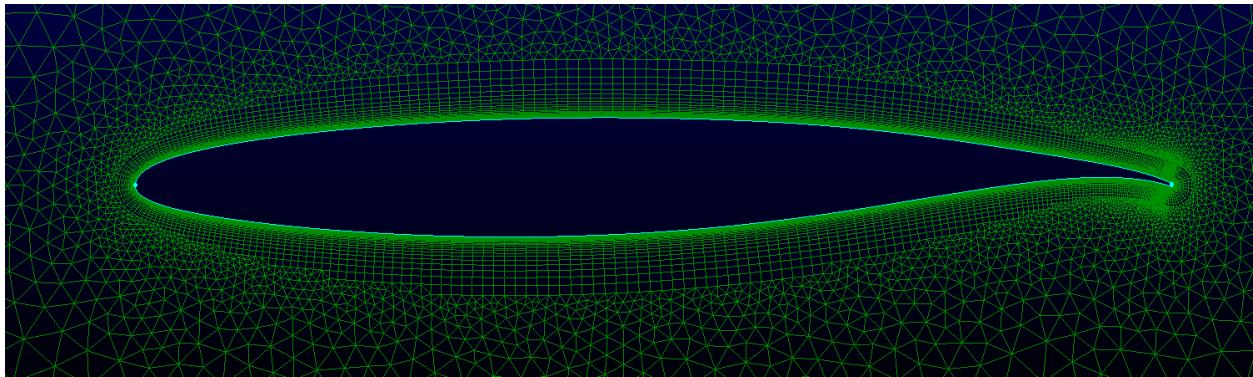


Figura 17: Mallado del T-Rex para Y4.

Para los cuatro experimentos realizados, uno por malla, se resolvió el tutorial ONERA N6 turbulento, utilizando los siguientes parámetros: ángulo de ataque 1.86° , número de Mach 0.725, temperatura 288.15 K, Reynolds $3.19 \cdot 10^6$ y longitud característica 1. Obteniendo con estos parámetros, los siguientes resultados en función del espesor del mallado:

Tabla 3: Resultados comparativa Y1-Y4.

S	N	Y	C _l	C _d
3	3	1	0.678957	0.012149
3	3	2	0.784213	0.012711
3	3	3	0.881458	0.014941
3	3	4	0.908790	0.016099

Como puede observarse en los resultados de la Tabla 3, a diferencia de lo ocurrido con el número de puntos y el tamaño del dominio, sigue existiendo una diferencia muy importante en los resultados obtenidos. El hecho de incrementar el tamaño del T-Rex, influye en gran medida, pues al ser un estudio viscoso, la influencia de la capa límite es muy relevante, afectando el valor del T-Rex al espesor de esta, alterando por tanto los resultados. En cuanto al incremento del coste computacional sigue la misma tendencia que los estudios anteriores, incrementando tanto el tiempo por iteración, como el número de ellas, siendo necesarias para obtener un residuo del Cd de $1 \cdot 10^{-6}$ un total de: 497 iter (Y1), 573 iter (Y2), 578 iter (Y3), 620 iter (Y4).

Como se explicará en el apartado de validación, la malla final con la que se realizarán los estudios viscosos será N3_S3_Y2, debido a que será la que obtenga resultados similares a los análisis documentados.

2.4. Elaboración malla no estructurada 3D

Para la realización del mallado de la aeronave completa, se ha partido de un archivo igs obtenido de la página web del CRM de la NASA [1]. Una vez obtenido el archivo, se ensamblaron los diferentes Database, pues la aeronave venía dividida en diferentes modelos, impidiendo realizar un mallado correcto de la totalidad de ella.

Una vez solucionado el problema con el ensamble de los modelos, se realizaron algunas correcciones, como la unión de la cola con el fuselaje, la cual no estaba implementada, y se quitó la góndola del motor, pues para el presente estudio aerodinámico tan solo se tendrá en cuenta el fuselaje y el ala.

Una vez realizado el mallado, se refinaron ciertas zonas de interés, como el borde de ataque del ala o el encastre de la misma en el fuselaje.

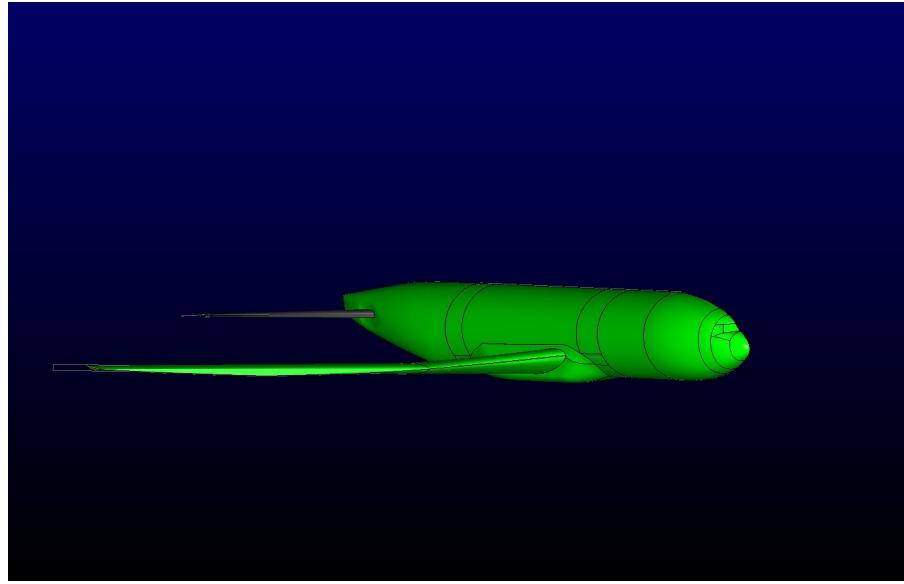


Figura 18: Mallado de la aeronave 3D.

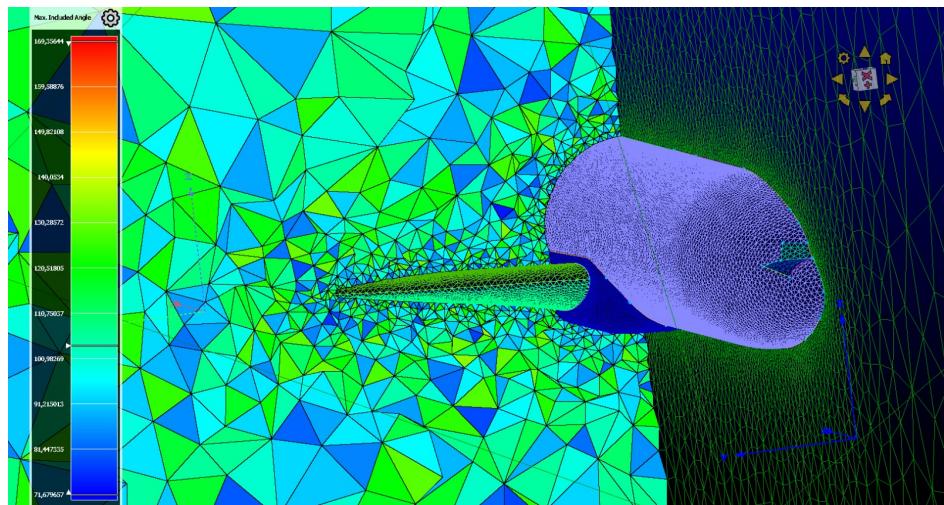


Figura 19: Detalle mallado.

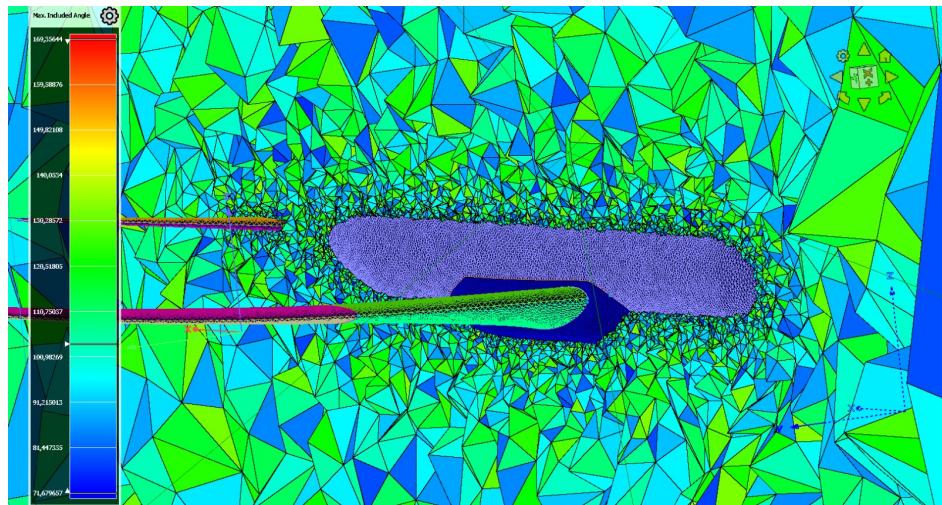


Figura 20: Detalle mallado.

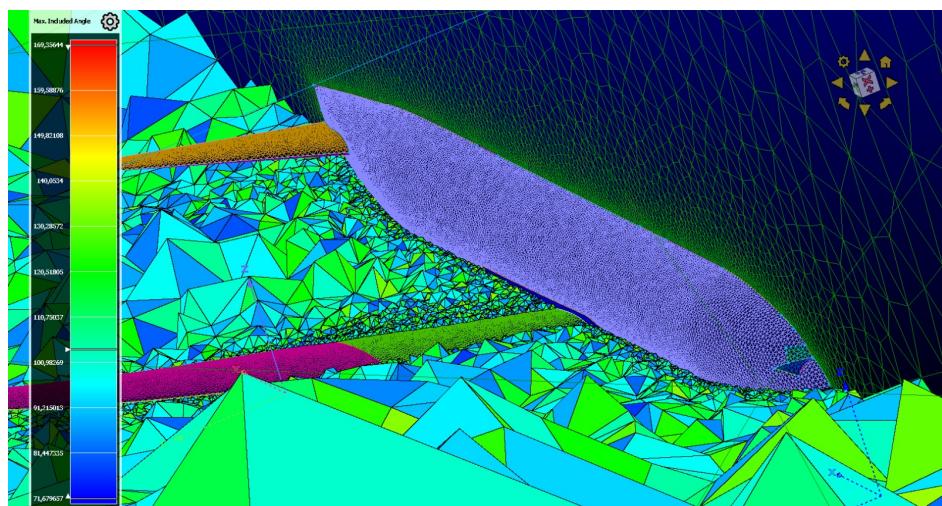


Figura 21: Detalle mallado.

3. Validación

Para poder realizar simulaciones informáticas y así poder sacar resultados es necesario validar la metodología que va a llevarse a cabo, para saber la fiabilidad de la misma. Una validación consiste en realizar una o varias simulaciones de manera independiente y posteriormente compararlas con algún estudio científico para comparar los resultados obtenidos.

Para validar la metodología empleada en este trabajo se ha elegido el estudio científico *Development of a Common Research Model for Applied CFD Validation Studies*. Dicho documento consiste de un estudio realizado por la multinacional estadounidense *The Boeing Company* junto a la administración nacional de aeronáutica estadounidense, *NASA* por sus siglas en inglés. Los autores del estudio son *John C. Vassberg y Mark A. DeHaan*, de la mano de *The Boeing Company* y *S. Melissa Rivers y Richard A. Wahls* de la *NASA*.

3.1. Validación perfil CRM en 2D

Como ya se ha mencionado en el estudio de mallas, la malla que ha sido seleccionada para realizar las simulaciones ha sido la N3_S3, es decir, 192 puntos sobre el perfil y un tamaño del dominio de 160 puntos. Para este perfil, en la página oficial del CRM de la NASA [1] existe una lista de parámetros y condiciones de vuelo, así como una corrección para la flecha que tiene el ala en 3D, para este perfil del CRM. Dichos parámetros de vuelo son los siguientes:

$$M_{2D} = M_{3D} \cdot \cos(31.5) = 0.85 \cdot \cos(31.5) = 0.725 \quad (5)$$

$$Cl_{2d} = \frac{Cl_{s3D}}{\cos^2(31.5)} = \frac{0.57}{\cos^2(31.5)} = 0.784 \quad (6)$$

$$\begin{aligned} Re_{2d} &= Res_{3D} \cdot \cos(31.5) = Re_c \cdot \frac{C_{65}}{C_{ref}} \cdot \cos(31.5) = \\ &= Re_c \cdot \frac{206.5}{275.8} \cdot 0.85264 = 0.638 \cdot Re_c = 0.638 \cdot 5 \cdot 10^6 = 3.19 \cdot 10^6 \end{aligned} \quad (7)$$

Siendo M_{2D} , Cl_{2d} , Re_{2d} las condiciones de flujo apropiadas en 2D, M_{3D} el número de Mach de la corriente incidente para el avión en 3D, Cl_{s3D} el coeficiente de sustentación para la sección al 65 % del ala en 3D para un $Cl = 0.5$. Para este caso de estudio $Cl_{s3D} = 0.57$. El número de Reynolds para la sección al 65 % del ala viene representado por Res_{3D} . Por último, la cuerda de referencia tiene un valor de $c_{ref} = 275.8$ pulgadas y la cuerda al 65 % del ala $C_{65} = 206.5$ pulgadas.

El único parámetro que no queda definido por las indicaciones del CRM de la NASA es el ángulo de ataque. Para calcular el ángulo de ataque de diseño de nuestro perfil se ha utilizado el bloque *CL DRIVER DEFINITION* dentro del archivo .cfg, que será ejecutado por *SU2_CFD* posteriormente. Este bloque funciona indicando un Cl objetivo, que en este caso de estudio será 0.784 como ya se indicó anteriormente. Una vez que se fija el Cl objetivo, cuando comienza la simulación *SU2_CFD* empieza a realizar los cálculos variando el ángulo de ataque hasta que da con el valor que se corresponde al Cl objetivo. Este bloque ha sido decisivo para validar el estudio y la metodología llevada a cabo.

Una vez definidos todos los parámetros de vuelo, es posible empezar con la validación. El primer paso ha sido encontrar una malla que concuerde con los resultados publicados en *Development of a Common Research Model for Applied CFD Validation Studies*. Como la mayoría de parámetros ya habían sido definidos por el CRM de la NASA, el parámetro que se ha elegido para realizar la validación de la malla ha sido el ángulo de ataque. Como ya se ha mencionado anteriormente, para ello se ha hecho uso del bloque *CL DRIVER DEFINITION*.

Para ello se ha cogido el tutorial ONERA M6 para flujo turbulento y se ha adaptado para el caso de estudio. Para saber que distancia $y+$ es la correcta se ha utilizado la calculadora de $y+$ de *Pointwise*. En función del

resultado obtenido por la calculadora, se han elegido diferentes valores de espesor del T-Rex. En el documento con el que se va a realizar la validación, para un $Cl_{3d} = 0.5$ se tiene un ángulo de ataque de diseño de 2° .

Después de realizar varias pruebas con diferentes espesores del T-Rex, para la malla S3_N3, se ha obtenido que el espesor del T-Rex que da un valor del ángulo de ataque que más se asemeja al de validación es la S3_N3_Y2, es decir, un espesor de $4.5 \cdot 10^6$, dando como resultado un ángulo de ataque de 1.86445° , muy parecido al ángulo de ataque de validación cuyo valor es 2° .

A continuación se muestran dos gráficas en las cuales se representa el coeficiente de presiones en función de la cuerda, x/c . La primera, figura 22, es la gráfica obtenida del estudio *Development of a Common Research Model for Applied CFD Validation Studies* y la segunda, figura 23, es la realizada en este trabajo con la malla anteriormente comentada S3_N3_Y2.

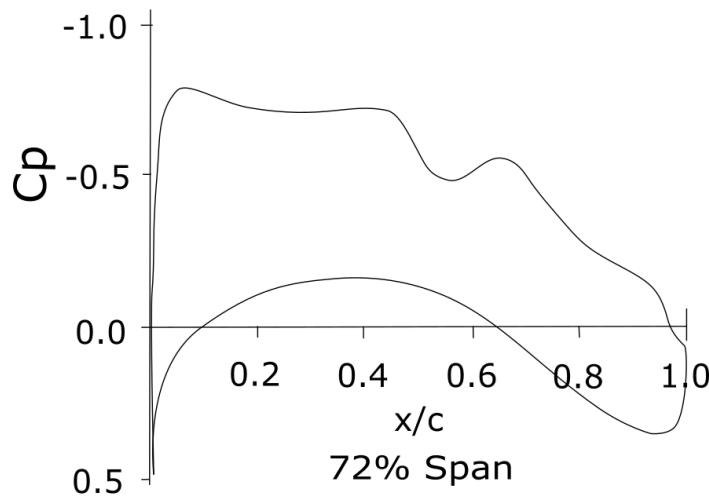


Figura 22: Distribución de presiones a lo largo del perfil del CRM del estudio de validación [2].

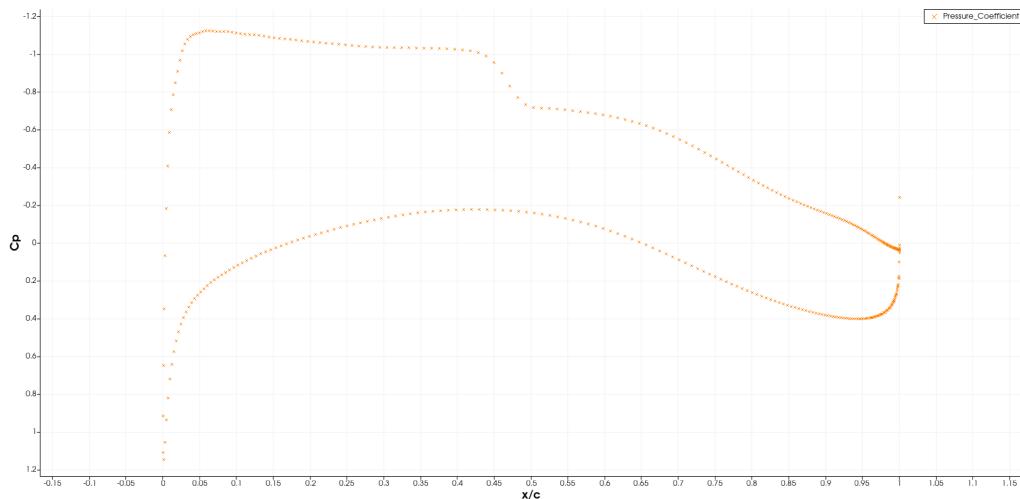


Figura 23: Distribución de presiones a lo largo del perfil del CRM realizada en este estudio.

Observando ambas gráficas, se pueden apreciar grandes similitudes entre ellas. Se puede observar como en ambas gráficas la distribución de presión en el extradós se caracteriza por una posición retrasada de la onda de choque, por un campo de presiones en la zona supersónica bastante uniforme, por una zona relativamente plana de presiones tras la onda, por una brusca recuperación de la presión en la zona posterior del perfil y porque en el borde de salida la presión es ligeramente superior a p_∞ .

También se puede observar que en el intradós la distribución de coeficiente de presión es aproximadamente constante, negativa en la parte delantera del perfil, pero manteniendo las condiciones subcríticas, y con un rápido incremento de presión en la parte posterior del intradós hasta alcanzar el correspondiente calor positivo del coeficiente de presión en el borde de salida [3].

3.2. Validación CRM en 3D

Una vez validado el perfil del CRM en 2D, se valida el CRM en 3D. Para ello, se ha cogido la malla explicada en el subapartado *Elaboración de malla no estructurada 3D*. Para esta validación se ha realizado un proceso parecido a la validación del perfil CRM pero esta vez para diferentes secciones del ala y posteriormente se compararán con los coeficientes de presión para diferentes secciones del ala en el estudio *Development of a Common Research Model for Applied CFD Validation Studies*.

Cabe mencionar que, aunque la posición exacta de cada sección no se conoce se ha intentado seguir el mismo patrón. Este patrón de secciones junto a las gráficas de la distribución de presiones obtenidas se puede observar en la figura 24.

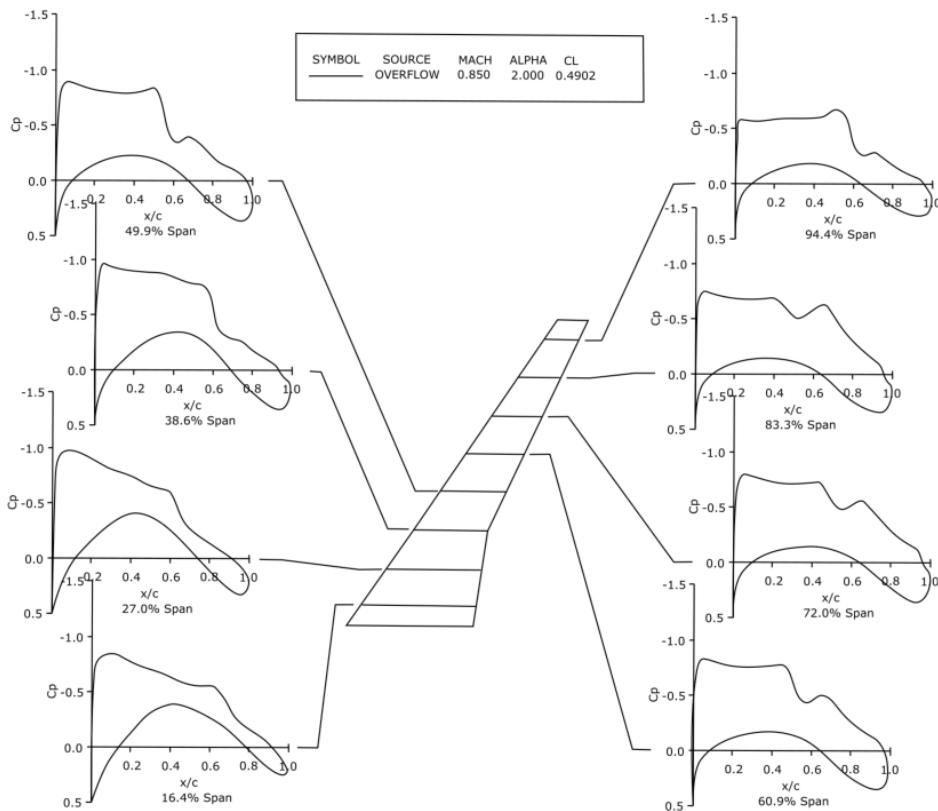


Figura 24: Distribución de presiones para diferentes secciones del semiala del CRM [2].

Para apreciar con precisión las distintas secciones del semiala estudiado se han marcado los cortes creados de color blanco que resalta el azul de la aeronave. Para su posterior estudio se han numerado estas secciones del 1 al 8 comenzando la primera en la punta del ala, correspondiendo por tanto la última a la sección más cercana al fuselaje.

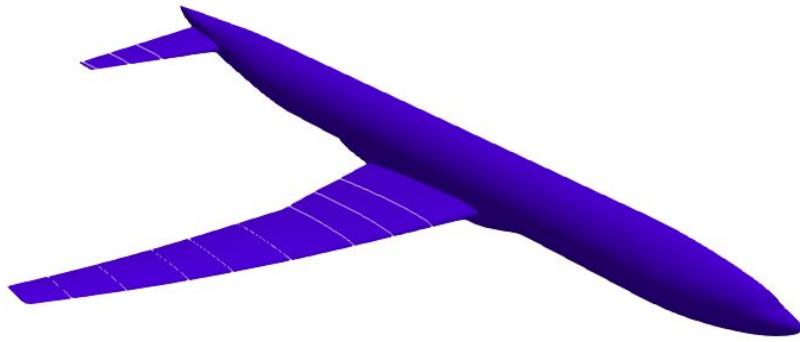


Figura 25: Perfil dividido en las secciones.

A continuación, se puede observar en la figura 26 todas y cada una de las distribuciones de presiones para cada sección del semiala, del 1 al 8. Se puede observar como las distribuciones de presiones para diferentes secciones del ala son muy parecidas a las comparadas con el documento de validación, por lo que se puede dar por exitosa la validación para el CRM en 3D.

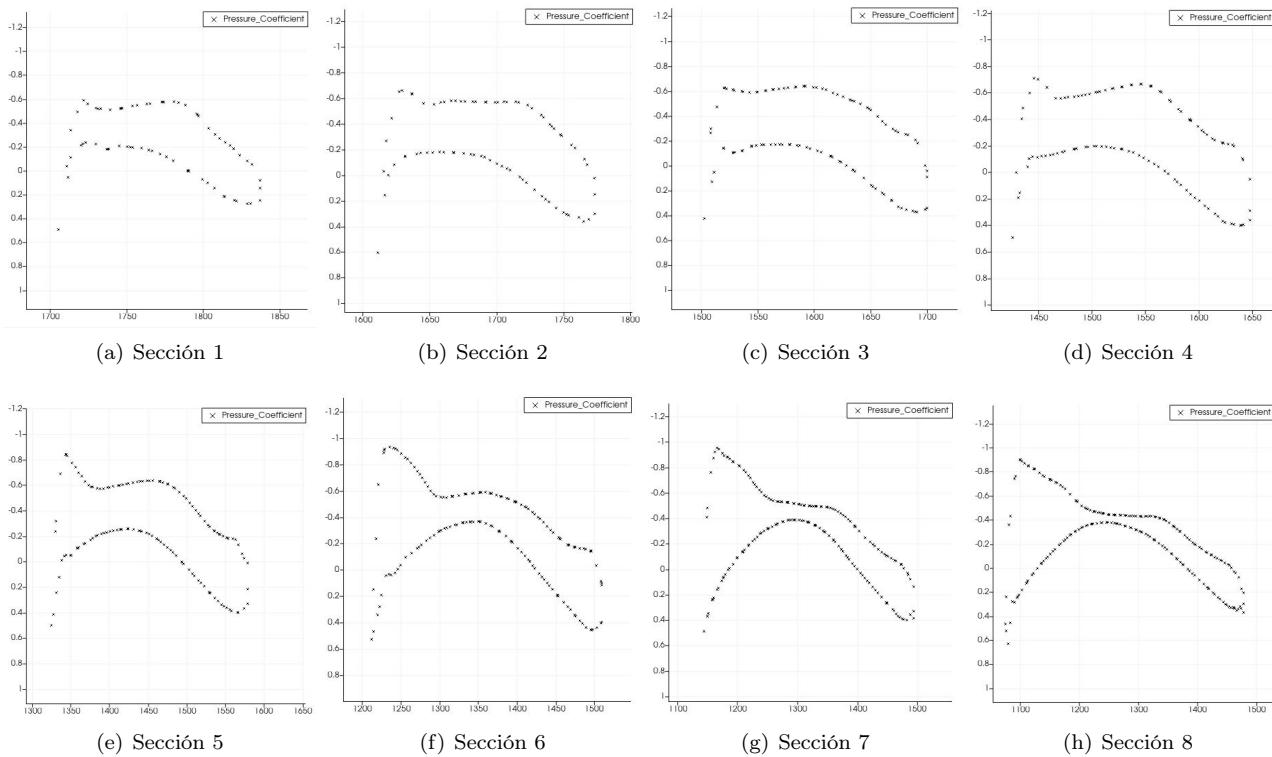


Figura 26: Distribuciones de presiones obtenidas para diferentes secciones del ala.

4. Resultados y discusión

4.1. Estudio 2D no viscoso

En esta sección se van a mostrar los resultados obtenidos en el estudio realizado para el perfil en dos dimensiones en el caso no viscoso.

Este estudio se ha realizado para la variación de dos parámetros que afectan significativamente al comportamiento de la aeronave, como son el número de Mach y el ángulo de ataque.

Dada su importancia, los parámetros que se van a estudiar más concretamente son el coeficiente de sustentación y el número de Mach. Cuanto mayor sea la velocidad mayor será el número de Mach, siendo de este modo un parámetro representativo para distintas velocidades, en este caso más concreto se tendrá flujo transónico.

A continuación, en la figura 27, se muestra el coeficiente de sustentación tanto para diferentes ángulos de ataque como para diferentes valores de Mach.

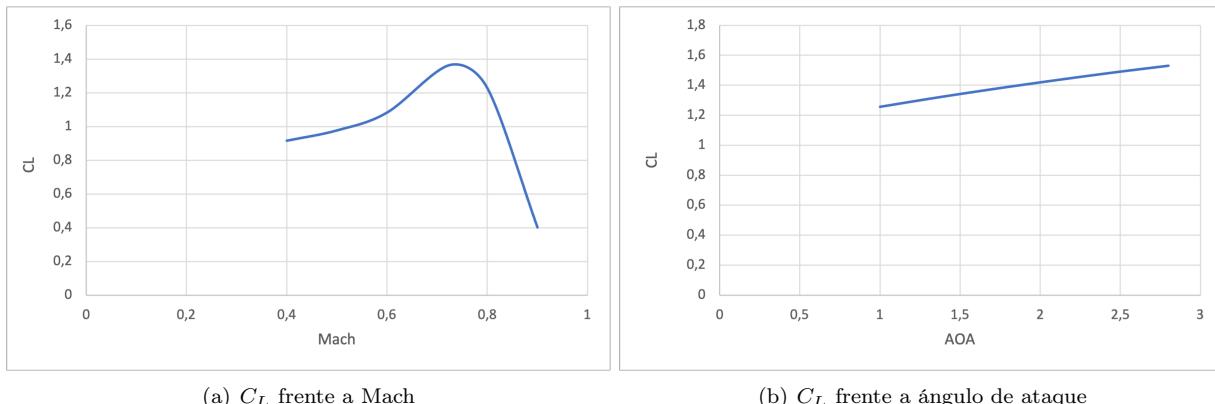


Figura 27: Caso no viscoso.

Como se puede observar, cuando se varía el número de Mach, que está comprendido entre los valores 0.4 y 2.8, el coeficiente de sustentación aumenta hasta que alcanza su máximo para un valor del Mach de diseño (0.725), disminuyendo después de manera significativa.

Por otra parte, se observa que a medida que se aumenta el ángulo de ataque, el coeficiente también aumenta, como era de esperar.

A continuación, con los mismos valores de Mach usados para el estudio del coeficiente de sustentación, se ha representado el coeficiente de presión en el perfil del ala para el ángulo de ataque de diseño (1.864°), mostrado en la figura 28.

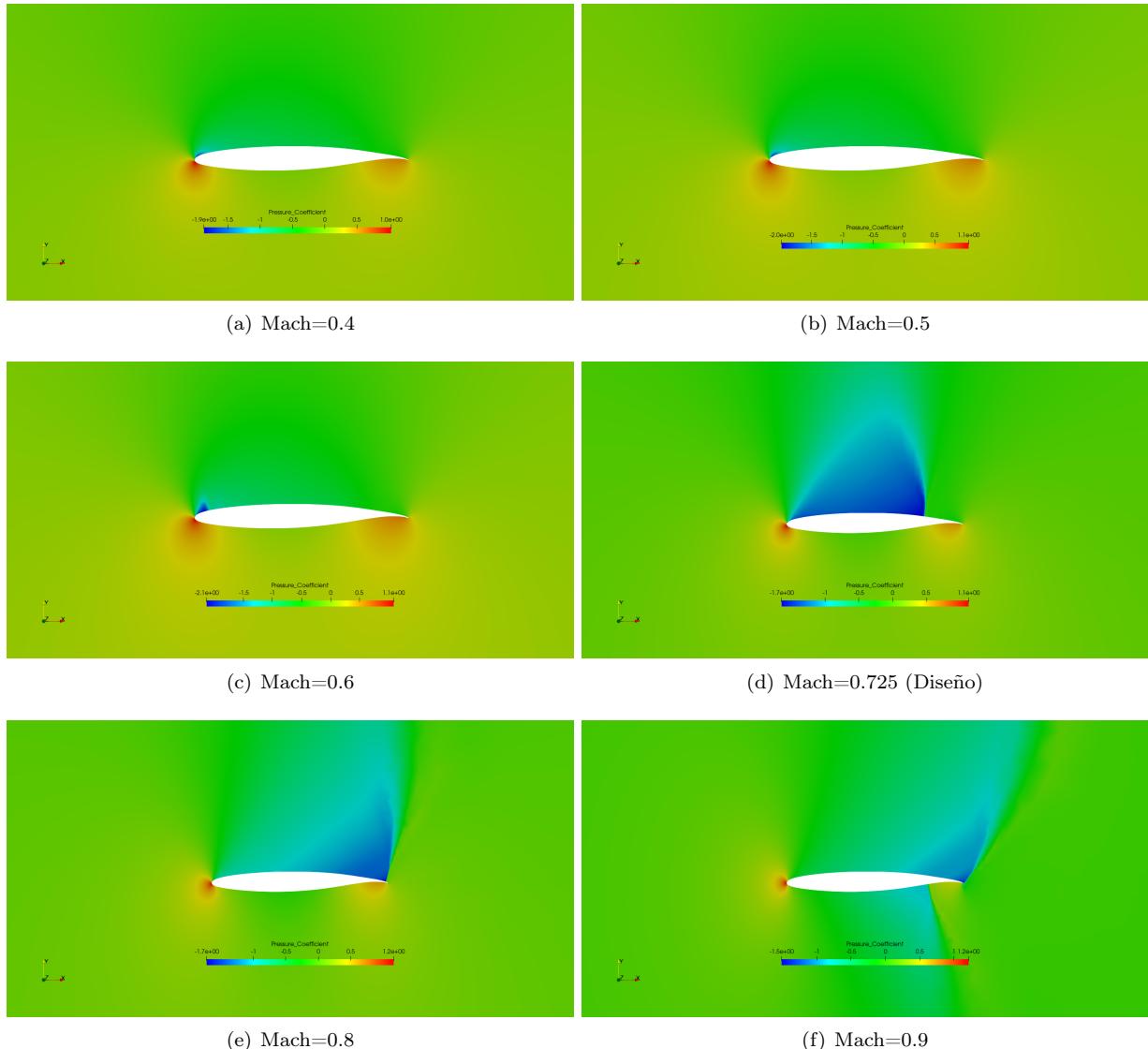


Figura 28: Representación C_p variando Mach.

En las figuras mostradas anteriormente, se puede observar que los puntos donde el C_p toma un valor mayor son, tanto el borde de ataque como el de salida, aunque estos son más significativos para valores inferiores al Mach de diseño. A medida que se aumenta el número de Mach, el valor del coeficiente de presiones va disminuyendo, de forma mucho más significativa en el extradós, donde la aceleración que sufre la corriente es muy elevada. A cierto valor del número de Mach de la corriente incidente, el flujo sobre la superficie del perfil obtiene condiciones sónicas, comenzando a acelerarse el flujo hasta llegar un punto del perfil donde, debido a que la corriente debe adaptarse a las condiciones aguas abajo del perfil de forma brusca, se forma una **onda de choque**.

A medida que se sigue aumentando el número de Mach, se retraza la aparición de la onda de choque, sumándose para números de Mach más elevados, una nueva onda de choque en el intradós, cercana al borde de ataque. El hecho de que la aparición de la onda en el intradós sea para un número de Mach tan elevado y en una ubicación tan cercana al borde de salida, es debido a que el perfil es supercrítico, por lo que está diseñado para reducir al máximo la aparición de estas ondas de choque. El ángulo de ataque en este caso es el de diseño (1.86°).

De igual forma que el coeficiente de presión, se ha representado el Mach en el perfil alar de la aeronave, obteniéndose los resultados mostrados en la figura 29.

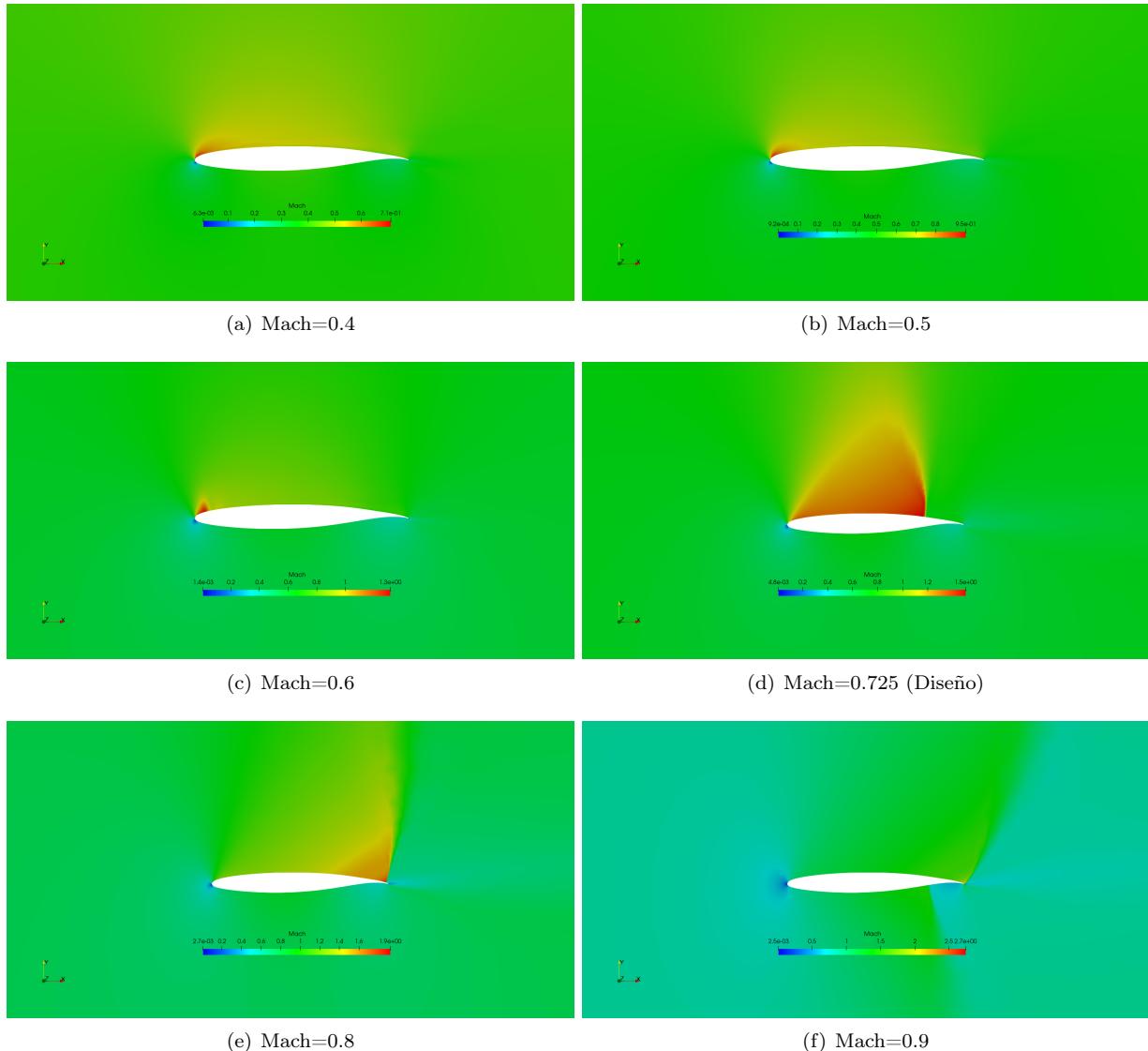


Figura 29: Representación Mach para diferentes valores de Mach.

En la figura anterior se puede observar un comportamiento del valor del Mach bastante similar al del coeficiente de presiones, pues conforme la corriente recorre el extradós del perfil se va acelerando, hasta cierto valor de Mach donde el flujo se pasa a condiciones sónicas y continúa acelerándose hasta formar una onda de choque que varía bruscamente las condiciones del flujo para adaptarlas a las de aguas abajo del propio perfil. De igual manera, conforme se aumenta el número de Mach, se retrasa la aparición de la onda de choque, y llega un valor concreto en el que aparece de nuevo la onda de choque en el intradós del perfil .

A continuación, se ha representando en el perfil el coeficiente de presiones para distintos ángulos de ataque utilizando el Mach de diseño de 0.725, variando su valor entre 1 y 2,8. En la figura 30 se muestran los resultados.

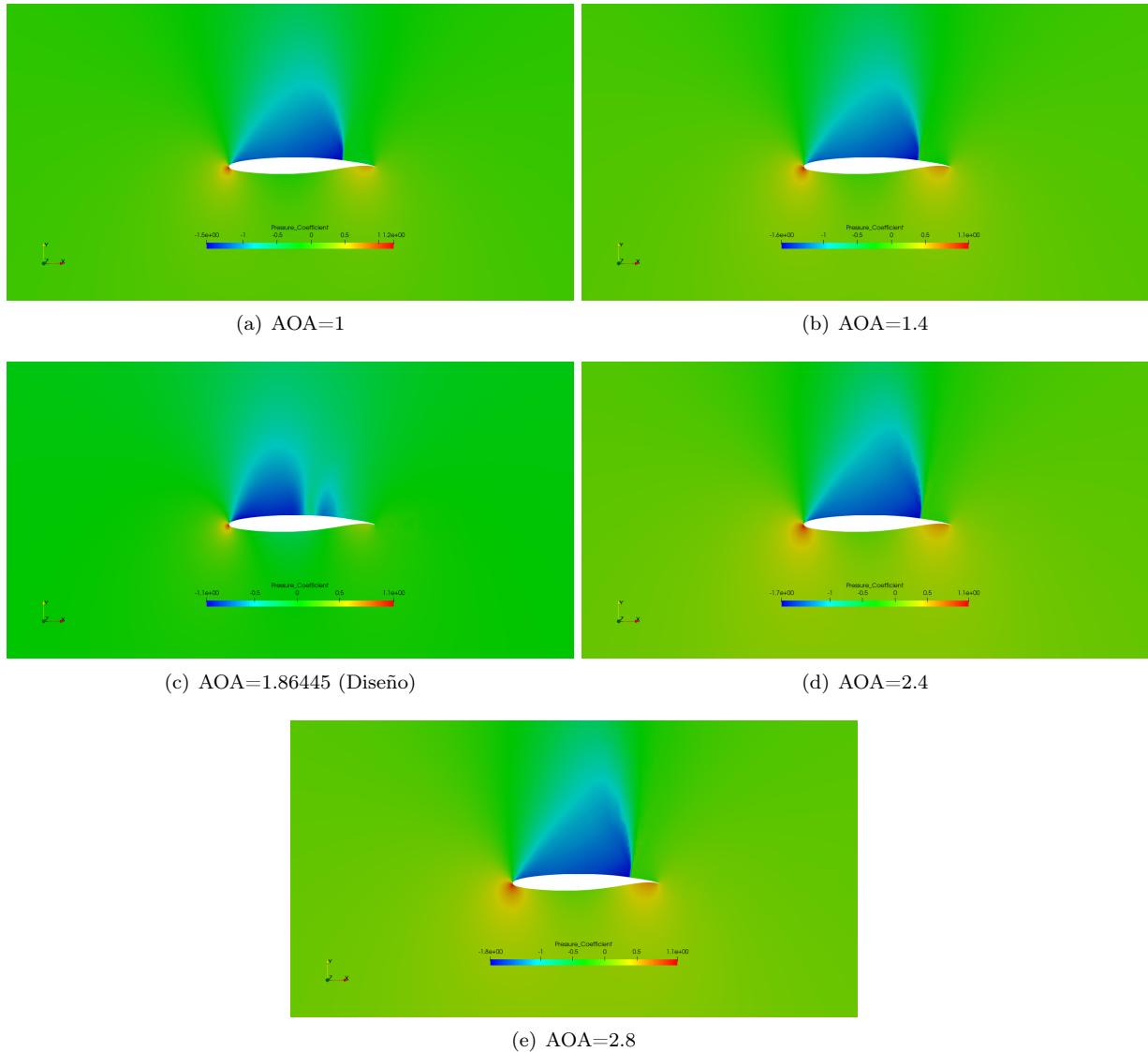


Figura 30: Representación C_p variando ángulo de ataque.

Como se observa, en la figura anterior, se produce una onda de choque para los distintos ángulos de ataque, siendo esta más significativa para valores mayores de ángulo de ataque. Se aprecia también que el coeficiente de presión tendrá valores muy bajos en dichas ondas de choque, tomando sus valores más altos en el borde de ataque y de salida, siendo más significativos para ángulos de ataque mayores.

En la figura 31, se muestran la representación del número de Mach, para un valor de 0,725, variando el ángulo de ataque.

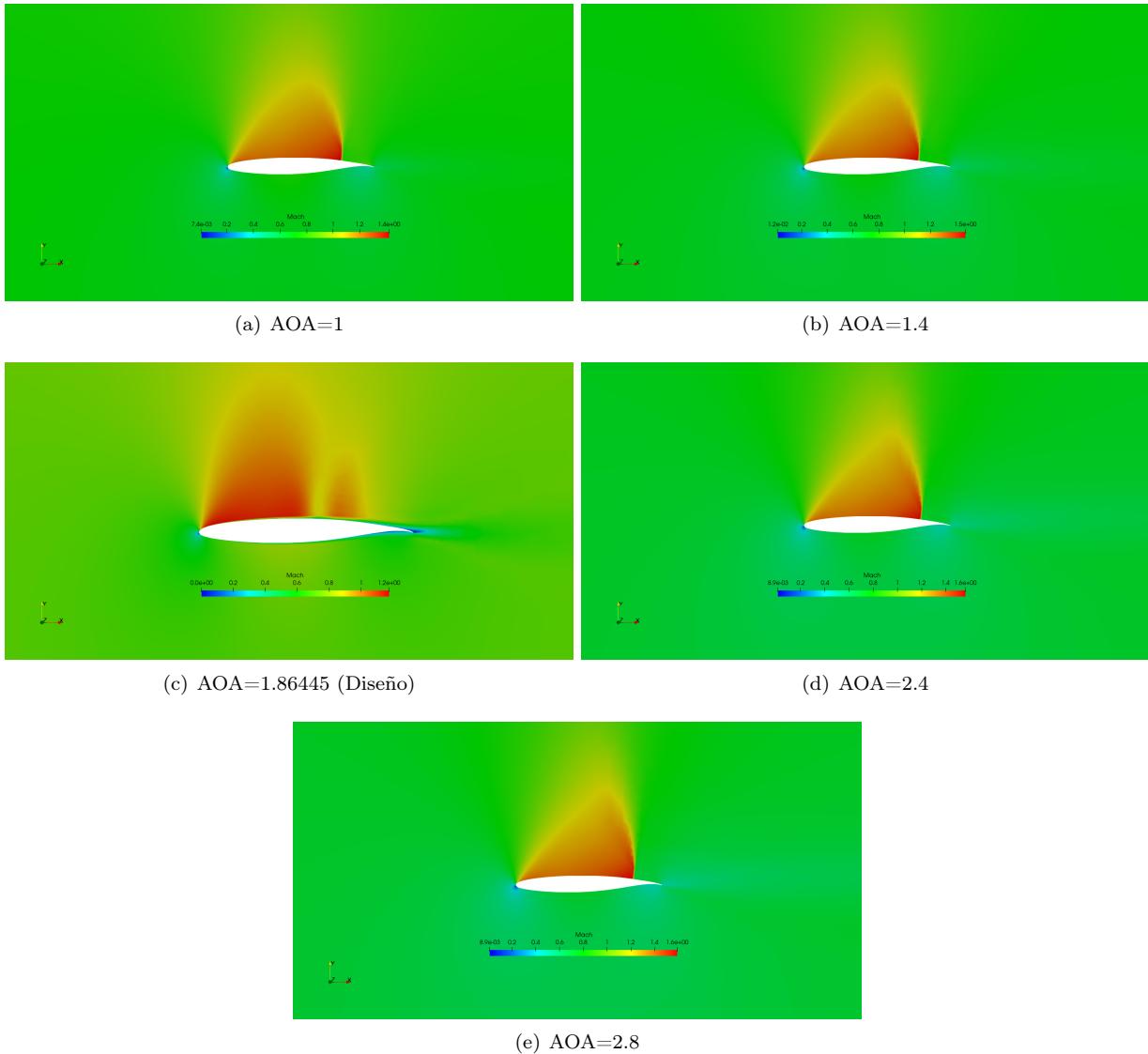


Figura 31: Representación Mach variando ángulo de ataque.

Como ya se ha comentado anteriormente, el coeficiente de presiones está muy relacionado con el número de Mach, ya que al aumentar la velocidad la presión disminuye y viceversa. Uno de los resultados más interesante es que para valores altos del ángulo de ataque, la onda de choque que aparece en el borde de ataque es mucho más acentuada que para valores más bajos del ángulo de ataque.

Al ser un estudio no viscoso no se puede apreciar la influencia de la capa límite. Esta influencia se podrá observar más adelante en el estudio para flujo viscoso. Por último queda mencionar que al igual que en la representación del coeficiente de presión se puede observar una segunda onda de choque en el extradós, mucho más débil que la primera, en la representación del número de mach también se puede observar este fenómeno en el cual la corriente se desacelera bruscamente al encontrarse una onda de choque y posteriormente se vuelve a acelerar hasta encontrarse la segunda, y más pequeña, onda de choque.

Como el Mach con el que se ha realizado el estudio de variación del ángulo de ataque ha sido el de diseño, $Mach = 0.725$, es cierto es un valor transónico, por lo que podemos observar una onda de choque en el extradós del perfil, pero la velocidad de la corriente incidente no es lo suficientemente grande como para que aparezca una onda de choque en el intradós del perfil.

4.2. Estudio 2D turbulento

Otro caso de interés es el estudio en flujo turbulento variando, tanto el ángulo de ataque como el número de Mach, ya que son parámetros que afectan de manera significativa al comportamiento de la aeronave.

Al igual que para el caso no viscoso, se va a estudiar el comportamiento del número de Mach, el del coeficiente de sustentación y el del coeficiente de presión.

Primero, se ha estudiado el coeficiente de sustentación para distintos valores de Mach y para diferentes ángulos de ataque. Además se ha representado el coeficiente de arrastre debido a que sufre cierta variación, pero con menor importancia. En la figura 32 se muestran las gráficas obtenidas.

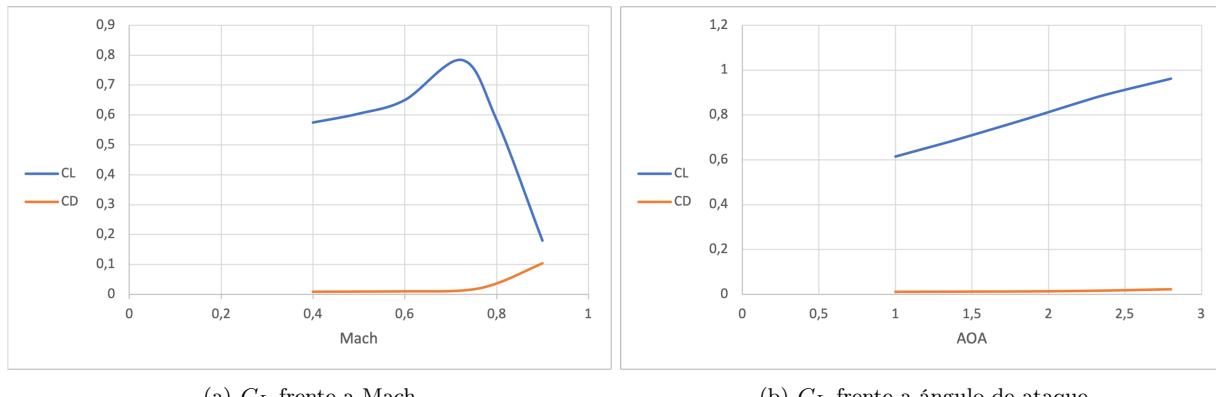


Figura 32: Caso turbulento.

Como se puede observar, en la anterior figura, el coeficiente de sustentación aumenta obteniendo su máximo valor cuando el número de Mach es el de diseño, con valor 0,725, posteriormente disminuye bruscamente. Con referencia al coeficiente de arrastre este aumenta de manera significativa a partir del valor de diseño del Mach. Por otra parte, se puede ver que el coeficiente de sustentación es directamente proporcional al ángulo de ataque, obteniéndose mayores valores que en el caso no viscoso para el mismo ángulo de ataque.

Seguidamente, se ha representado el coeficiente de presiones en el perfil para diferentes números de Mach, para el ángulo de ataque de diseño (1.86°), comprendidos entre 0.4 y 0.9. Esto se muestra en la figura 33.

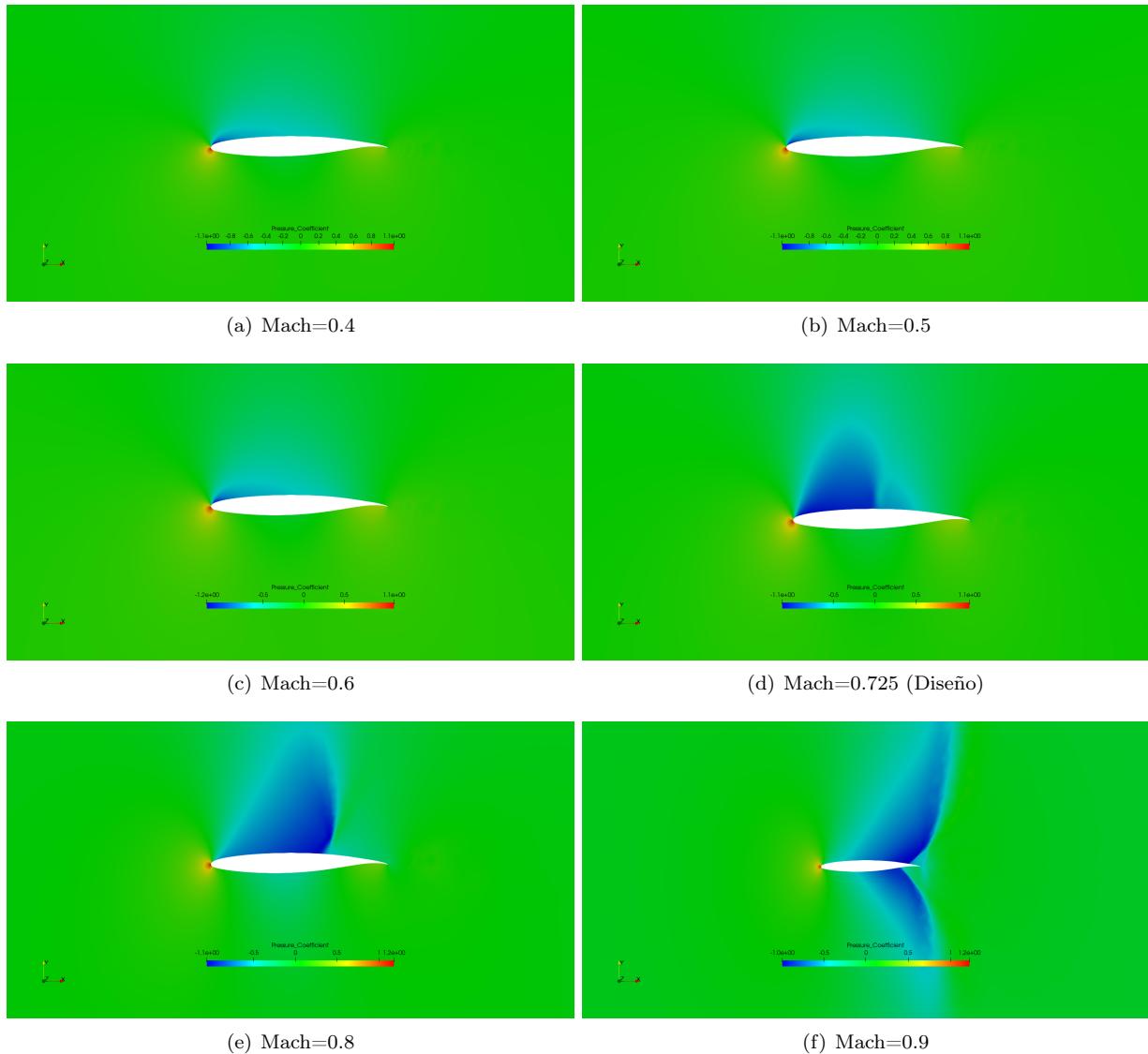


Figura 33: Representación C_p variando el Mach.

En la anterior figura se observa con claridad el comportamiento característico de un perfil alar en régimen turbulento. Se puede apreciar que a partir del Mach de diseño la onda de choque tiene una intensidad ya considerable, siendo la interacción con capa límite despreciable. Al aumentar el número de Mach se retrasa la aparición de la onda de choque. De igual forma, con el aumento del valor del Mach aparece una onda de choque en el intradós, que corresponde a una zona supersónica, que se desplaza hacia el borde de salida. Al seguir aumentando el Mach la onda de choque tanto del intradós como del extradós alcanzan el borde de salida. Esto provoca a su vez un incremento de la resistencia aerodinámica.

De la misma forma, se ha representado el coeficiente de presiones para distintos ángulos de ataque, sometidos a una corriente con Mach de diseño 0.725, comprendidos entre 1 y 2.8. En la figura 34 se muestran los resultados obtenidos.

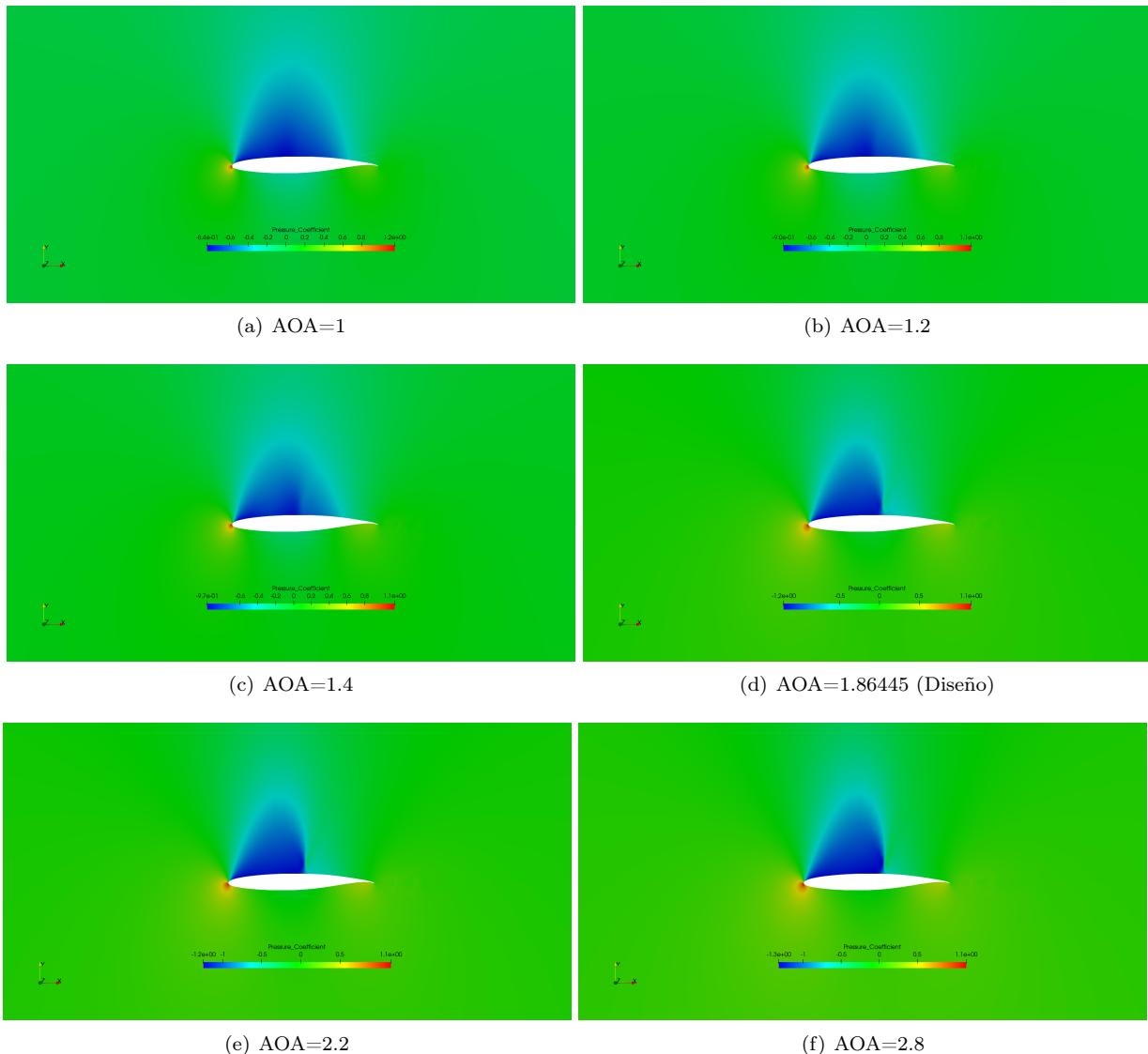


Figura 34: Representación C_p variando el ángulo de ataque.

En la anterior figura se puede observar como el coeficiente de presiones disminuye y la onda de choque que se produce en el extradós se adelanta a medida que aumenta el ángulo de ataque. Esto es debido, a que conforme aumenta el ángulo de ataque, se adelanta el desprendimiento de la capa límite adherida a la superficie del perfil, debido al gran aumento en el gradiente adverso de presiones entre extradós e intradós.

Seguidamente, se ha representado el número de Mach variando su valor, para el ángulo de ataque de diseño (1.86°). La figura 35 muestra los resultados.

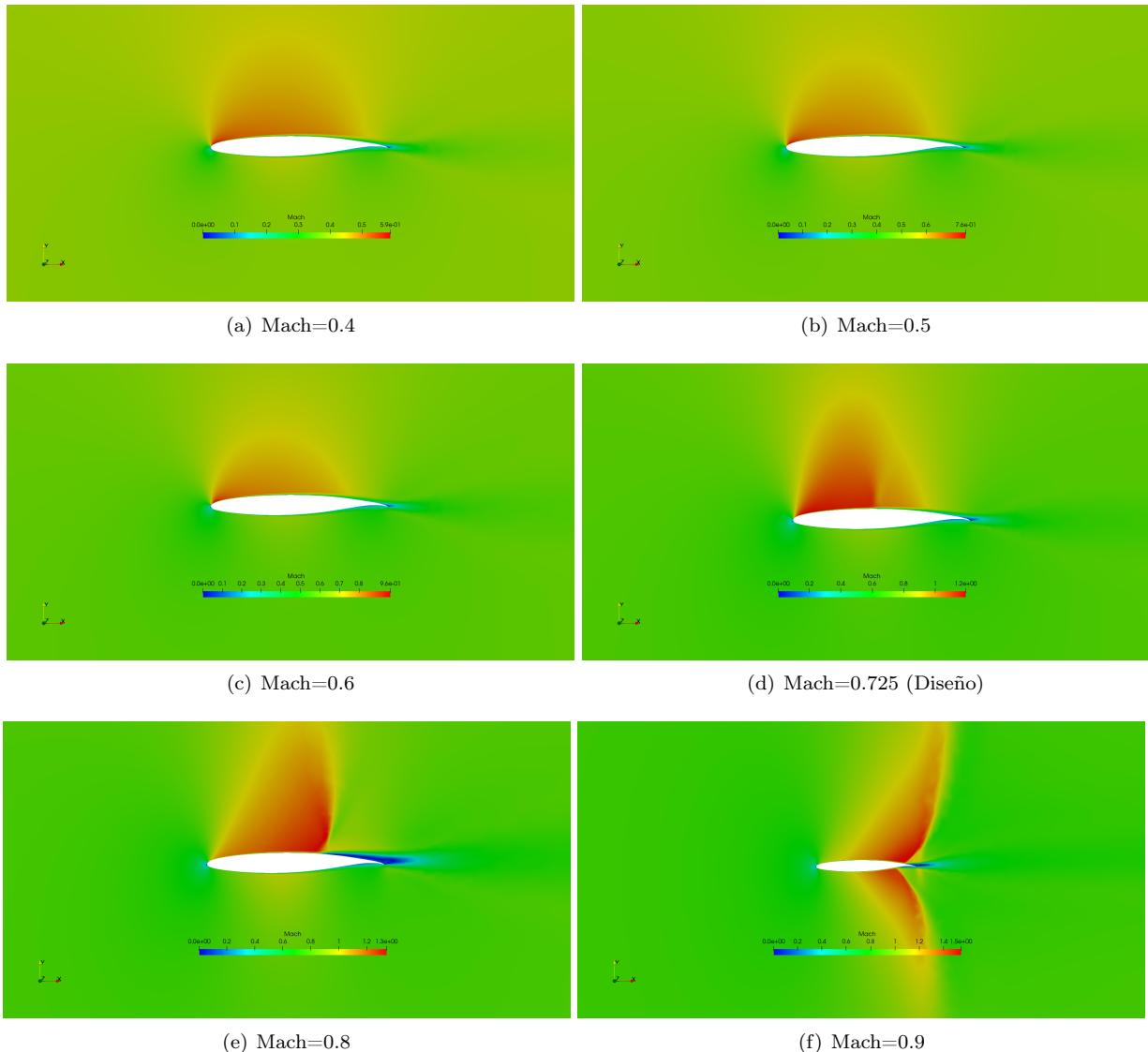


Figura 35: Representación Mach para diferentes valores de Mach.

En la figura anterior, se observa un comportamiento similar al representado en la figura 33, se ve la aparición de una onda de choque, en el extradós primero y posteriormente la aparición de otra en el intradós debido a que la corriente se considera supersónica. Con el aumento del Mach estas ondas de choque se desplazan hacia el borde de salida.

En el último caso, se ha dejado el valor fijo del Mach de diseño, y se ha variado el valor del ángulo de ataque, sometidos a una corriente con Mach de diseño 0.725, más concretamente entre 1 y 2.8. Esto queda reflejado en la figura 36.

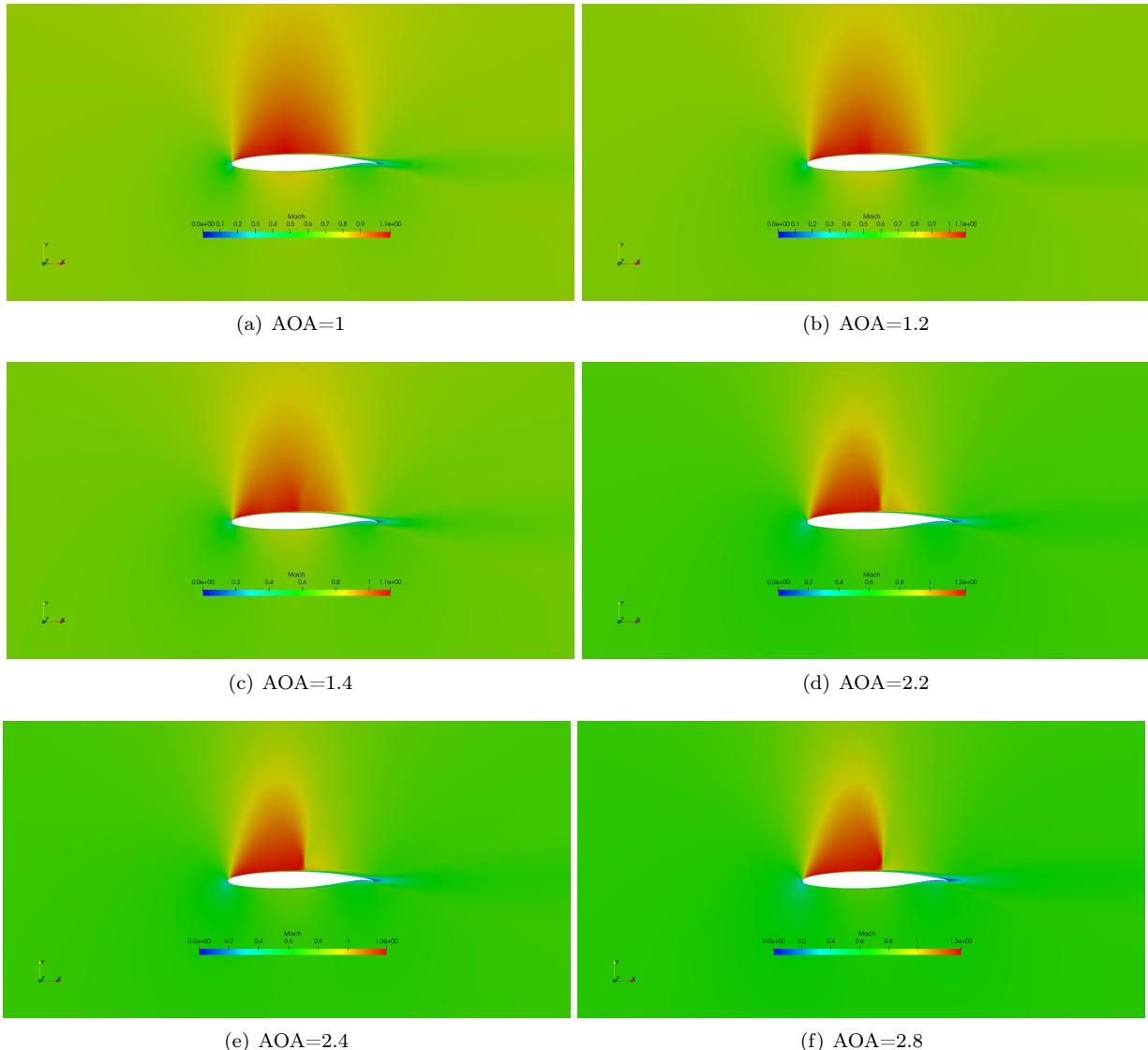


Figura 36: Representación Mach variando el ángulo de ataque.

En la figura anterior, se puede apreciar la evolución del Mach con la variación del ángulo de ataque, siendo el comportamiento similar al del coeficiente de presiones, aumentando mucho el valor de la velocidad sobre el extradós y adelantando la aparición de la onda de choque debido al desprendimiento de la capa límite por el gradiente adverso de presiones.

4.3. Estudio 3D no viscoso

Como se indicó en el apartado de elaboración de mallas, para los estudios realizados en el caso tridimensional, se ha empleado un modelado 3D del CRM, el cual se ha implementado dentro del tutorial ONERA M6 no viscoso, bajo las condiciones de: número de Mach 0.85, ángulo de ataque 2° , presión 101325 Pa y temperatura 288.15K.

Nota: Debido al alto coste computacional del estudio 3D, tan solo se ha realizado un experimento con estos parámetros, a partir del cual se analizarán los resultados. El estudio se ha realizado hasta alcanzar un valor en el residuo de la densidad 10^{-10} , tardando un total de 213 iteraciones.

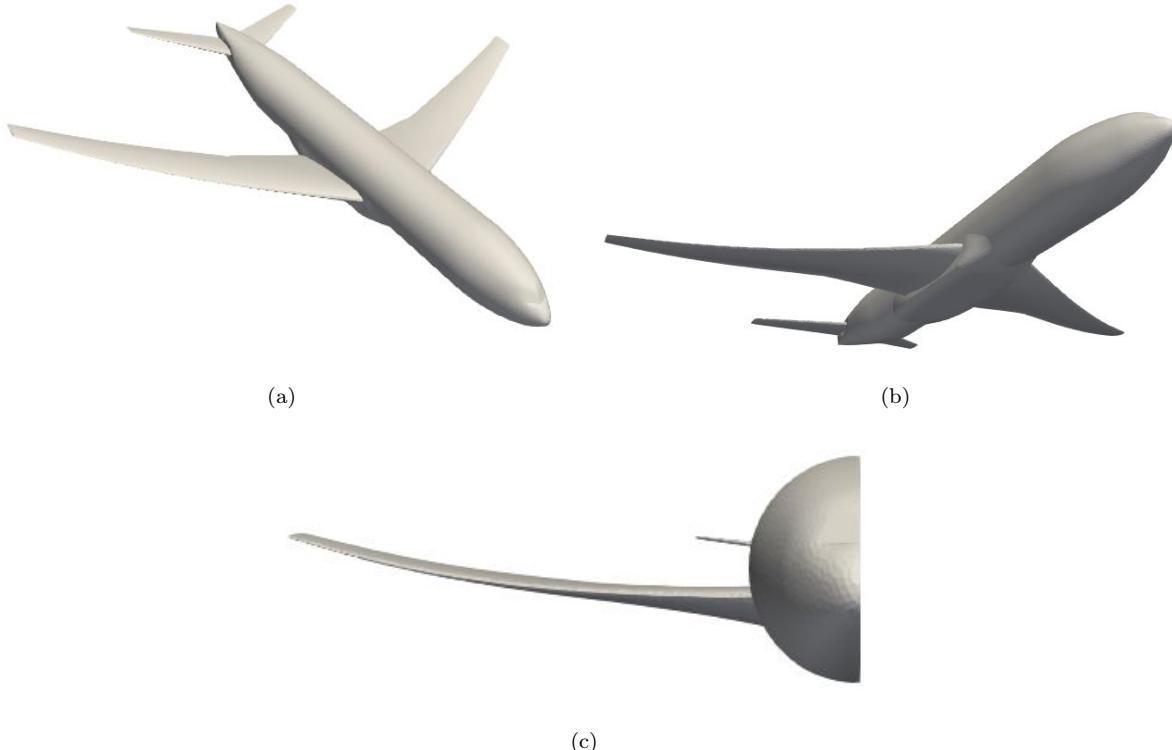


Figura 37: Aeronave en 3D.

En primer lugar, se va a representar la distribución de presiones a lo largo de la aeronave, mediante el coeficiente de presiones:

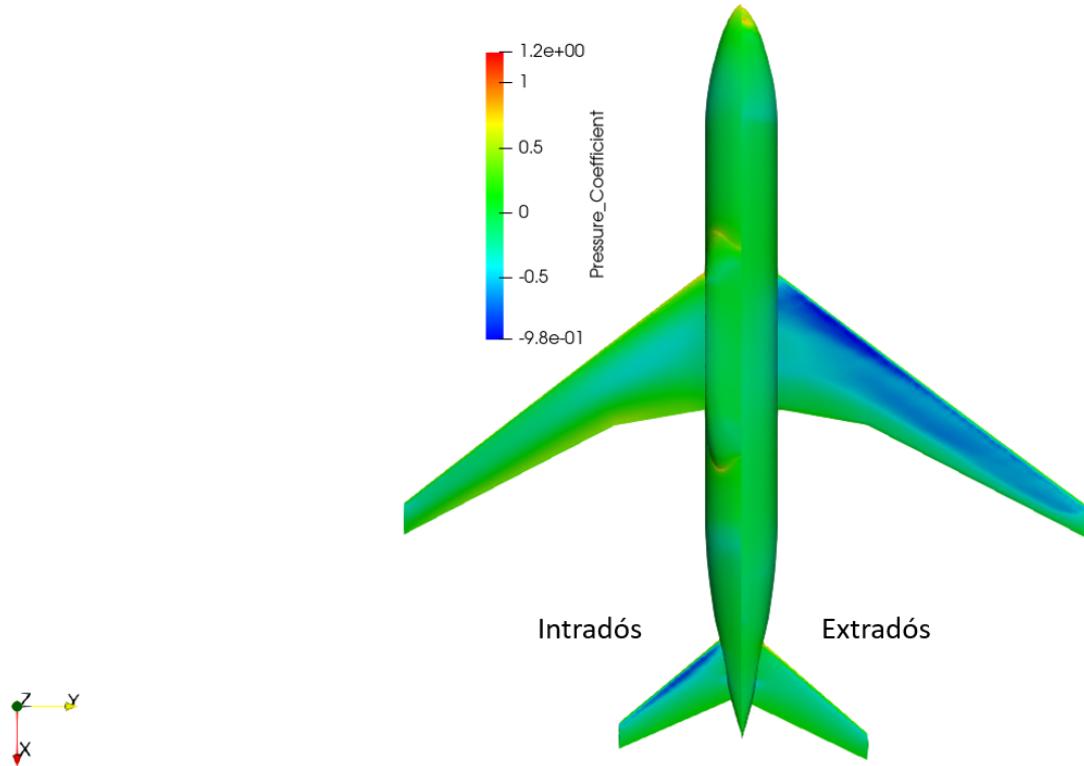


Figura 38: Distribución de presiones extradós e intradós.

Como puede observarse en la Figura 38, el coeficiente de presión sobre el extradós del ala es mucho menor que en intradós, siendo realmente bajo en el borde de ataque del ala. Esto es coherente con la teoría, pues para valores bajos de C_p , existe una succión debido a la baja presión, causante de la fuerza de sustentación. Por tanto, es coherente que el extradós del ala (superficie sustentadora), sea la que tenga el menor valor de C_p , siendo más bajo en el borde de ataque, donde la teoría dicta que la sustentación es mayor.

Por contraposición el intradós no genera sustentación, a pesar de que debido a la forma del perfil supercrítico, si que se acelere la corriente hasta la mitad de la cuerda, para después desacelerarse.

También es interesante el comportamiento en la cola, pues es justo al contrario, creando una sustentación negativa. Esta fuerza generada en la cola sirve para estabilizar la aeronave, equilibrándose el momento que genera, con el de la fuerza de sustentación del ala, respecto al centro de presiones.

Una vez vista la distribución de presiones, y sabiendo que está íntimamente relacionada con la velocidad, se va a representar el valor del número de Mach a lo largo de la aeronave:

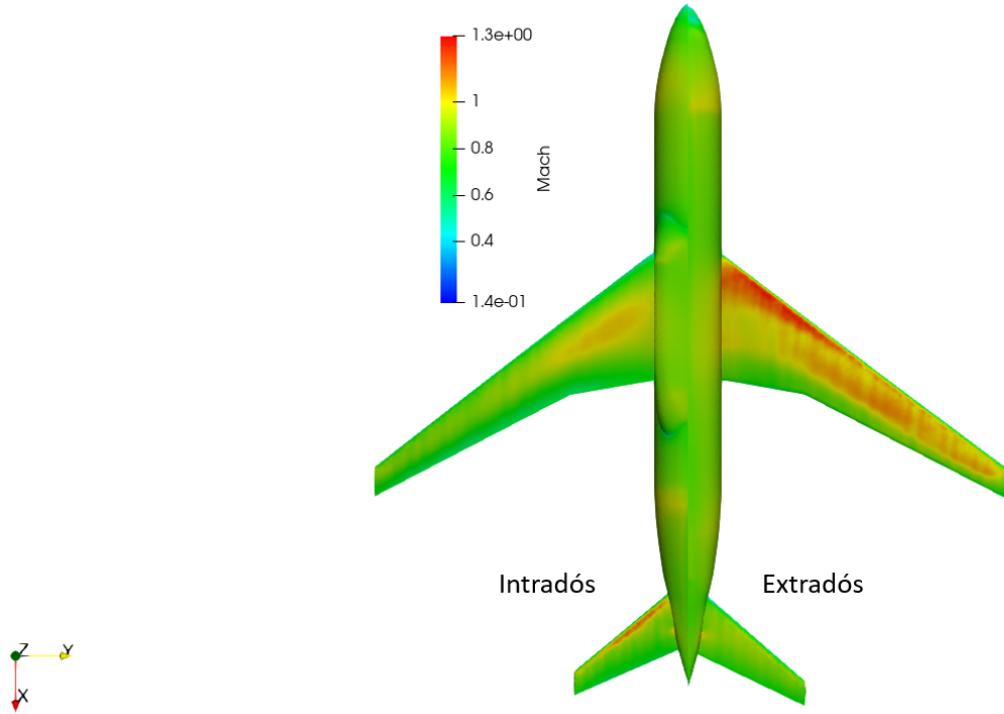


Figura 39: Distribución del número de Mach en extradós e intradós.

Puede reconocerse fácilmente la similitud entre las dos imágenes, pues la velocidad y la distribución de presiones son variables inversamente proporcionales, encontrando una alta velocidad del flujo en las zonas sustentadoras, y más baja en las zonas que no tienen dicha finalidad, como el fuselaje.

Esta similitud puede verse de manera más clara superponiendo los resultados, representando gracias a la simetría del avión, a la izquierda el coeficiente de presión y a la derecha el número de Mach, tanto para el intradós como para el extradós:

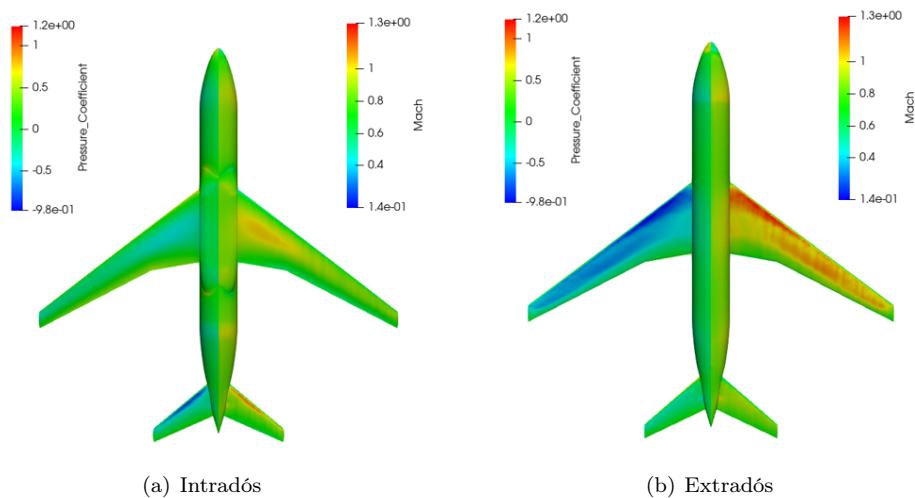


Figura 40: Aeronave en 3D.

Observando todos los resultados, puede comprobarse también la aparición de una onda de choque cercana a la mitad de la cuerda en el extradós. Este suceso es propio de la corriente en régimen transónico, debido a que se produce la aceleración de la corriente subsónica en el extradós, hasta alcanzar y superar condiciones sónicas, teniendo que cambiar bruscamente los parámetros para adaptarse a la corriente aguas abajo del ala por medio de una onda de choque. Debido al tipo de perfil que se utiliza en este ala, supercrítico, no se forma otra onda de choque en el intradós, lo cual resulta muy beneficioso pues reduce de forma considerable la resistencia de onda generada.

Referencias

- [1] Model NCR; 2021. <https://commonresearchmodel.larc.nasa.gov/> Consultado a 25/05/21.
- [2] Melissa Rivers JVRAW. Development of a Common Research Model for Applied CFD Validation Studies; 2008.
- [3] Ripoll AB, Ruiz JM, Andrés ÁS. Aerodinámica de altas velocidades. Garceta; 2011.
- [4] Mittal RC, Al-Kurdi AH. An efficient method for constructing and ILU preconditioner for solving large sparse nonsymmetric linear systems by the GMRES method; 2000.