icemm
SIMULATION ENGINEERING

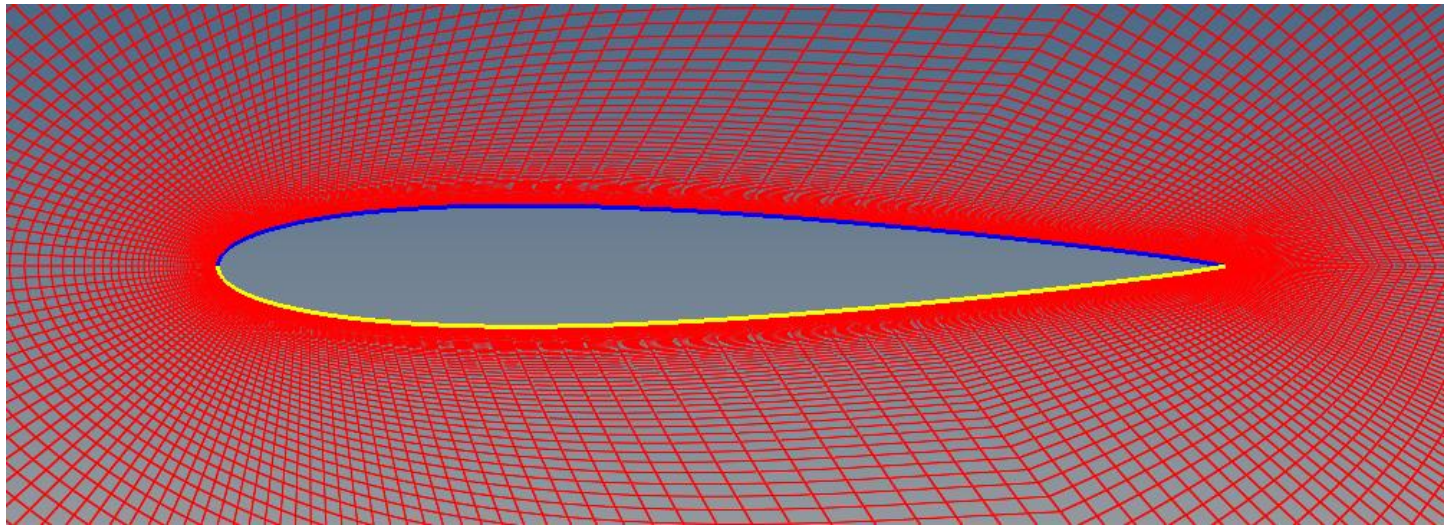
Tutorial CFD 06

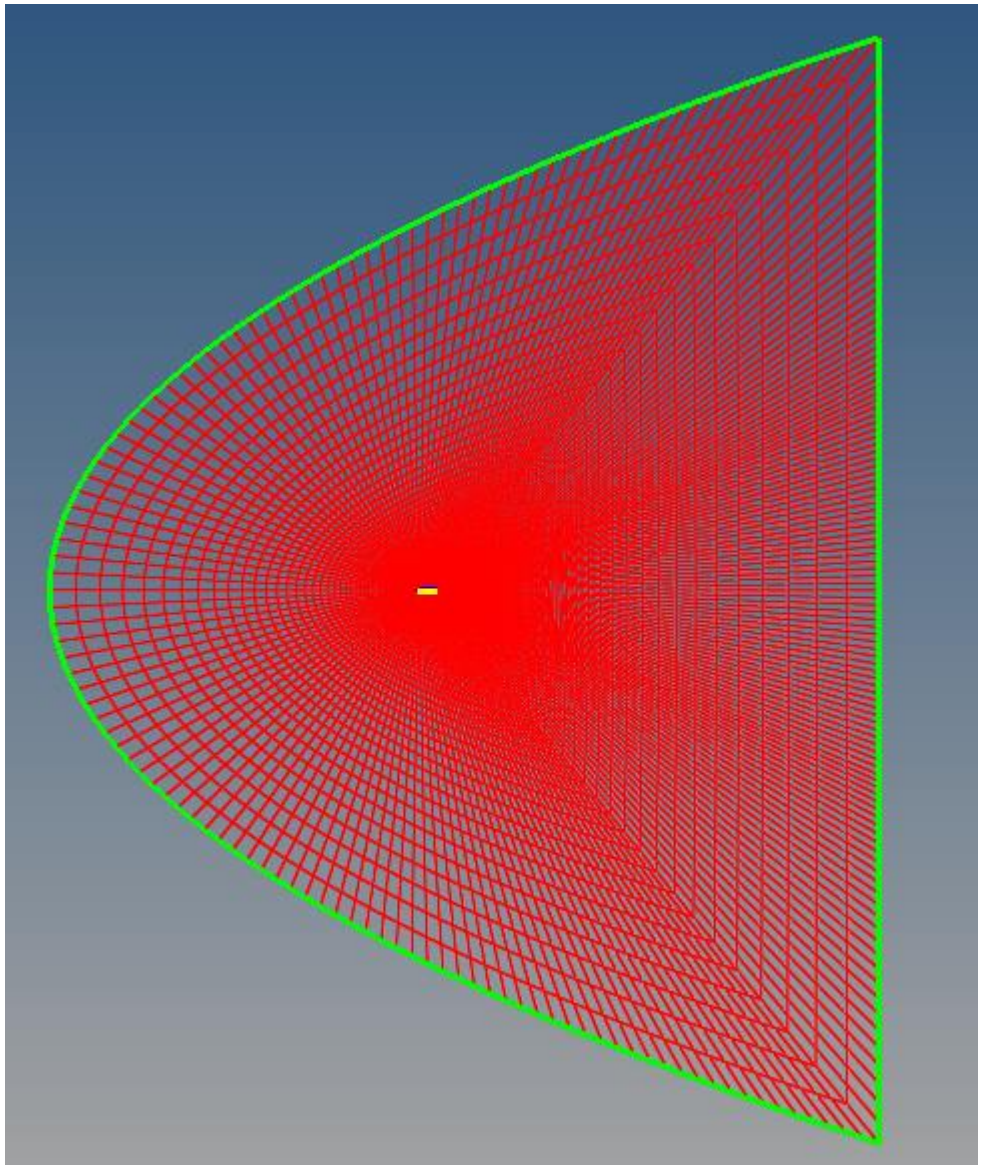
Perfil aerodinámico: Flujo compresible

CERTIFICACIÓN DEL SISTEMA DE CALIDAD
DNV·GL
ISO 9001
PYME INNOVADORA

Airfoil

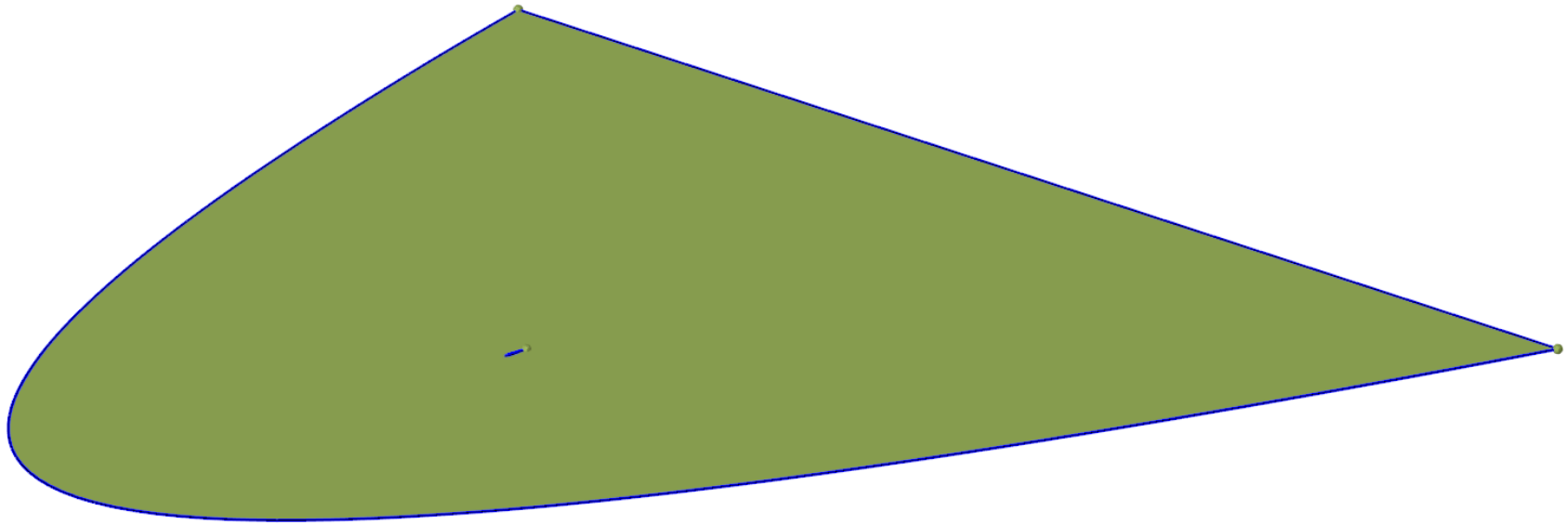
- En este caso se va a estudiar el flujo alrededor de un perfil NACA 0012, del cual se tiene la geometría junto con un mallado bidimensional generado en FLUENT.
- Sin embargo, como Acusolve solo trabaja con dominios 3D, se deberá adaptar el modelo al software.
- Se busca obtener la distribución de presiones y velocidades alrededor del perfil en ciertas condiciones correspondientes a un ensayo realizado.
- Se van a ver dos casos según como se tenga la geometría de partida.





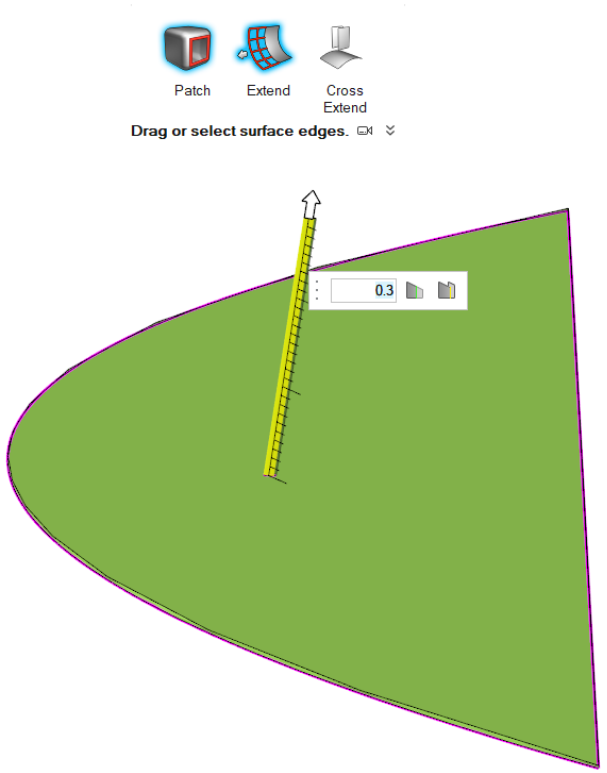
Caso 1: Se crea o se importa la geometría para mallarla con Hyperworks CFD

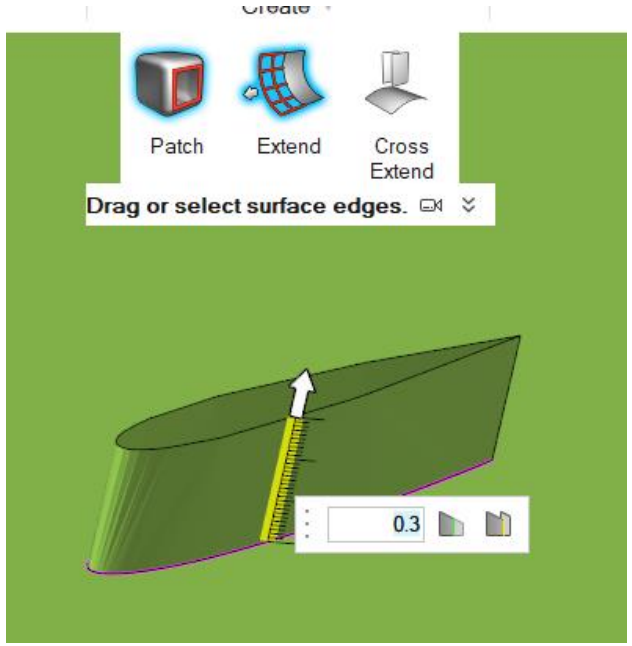
- Si la geometría del perfil 2D y el dominio se crean y se importan a Hyperworks CFD, el proceso pasa por extruir la superficie y mallar con tetraedros dominio resultante.
- Este enfoque puede presentar problemas de similitud entre la malla y la geometría si esta es muy compleja.



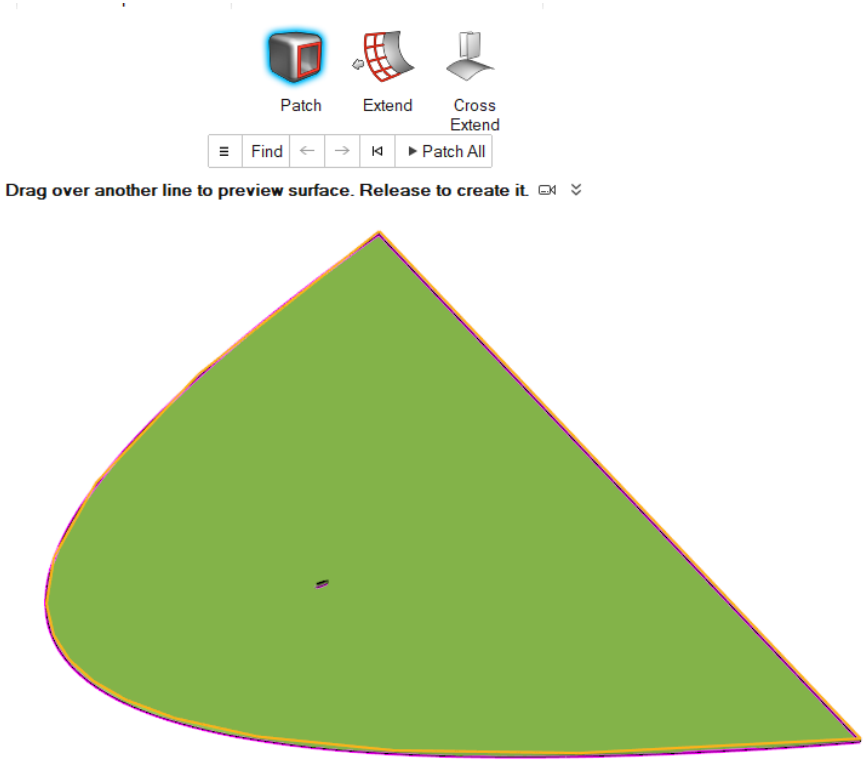
- Se debe generar el modelo 3D que permita simular en Acusolve.
- Dentro de las opciones probadas para esta tarea, la que menos problemas da y respeta la forma del perfil es la siguiente.
- En primer lugar se extiende (Surface>>Extend) el contorno exterior del dominio en perpendicular a la superficie.
- Tras ello se extiende en la misma dirección el contorno del perfil NACA. Puede ser necesario extender hasta colocar el ratón fuera de la superficie, y después introducir manualmente el espesor.
- Se escoge 0.3 m de extrusión ya que es el tamaño de elemento a emplear en la zona de baja importancia.

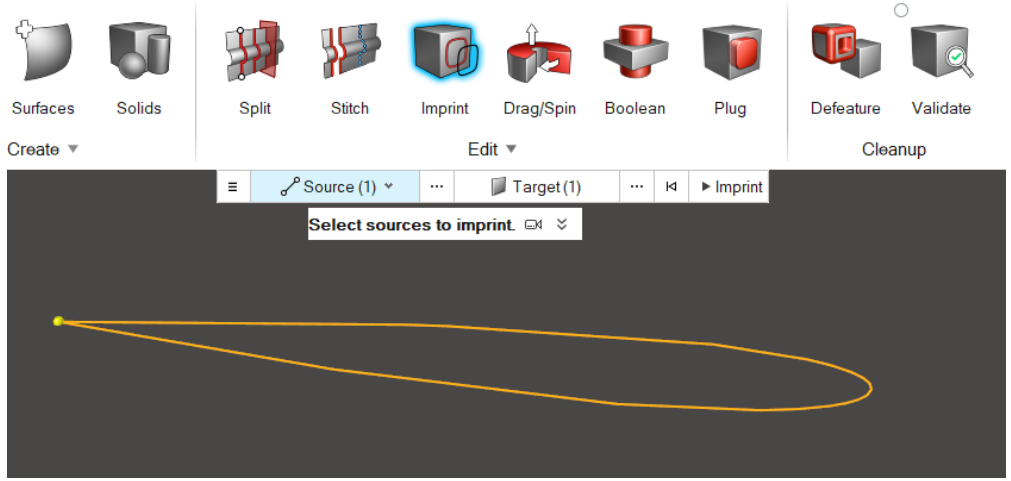




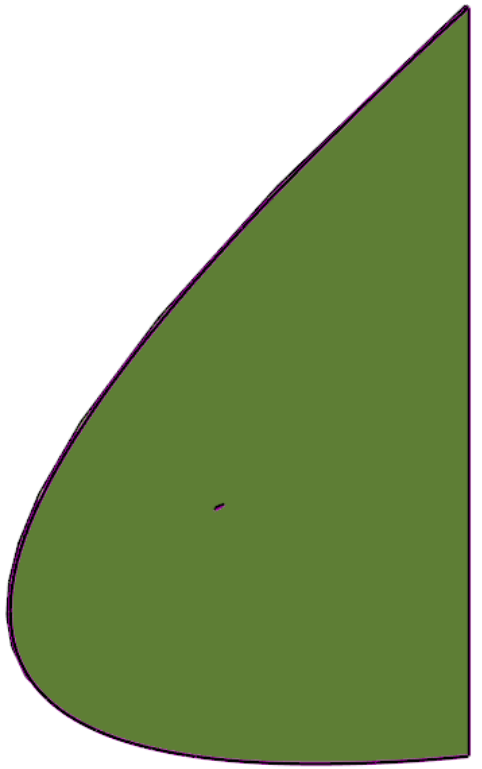


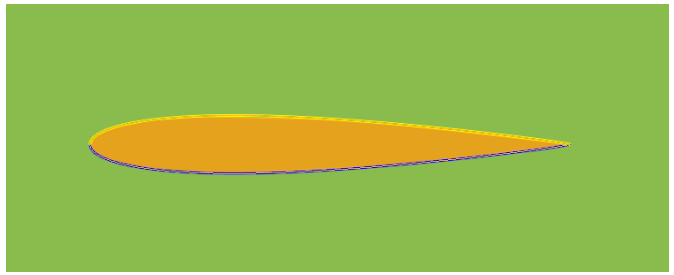
- A continuación se seleccionan los extremos libres de las superficies exteriores generadas y se utiliza la herramienta Surface>>Patch para generar la cara opuesta a la inicial.
- Se emplea la herramienta Imprint con Target esta superficie creada con Patch y Source el contorno de perfil que debería verse en ella sin agujero.

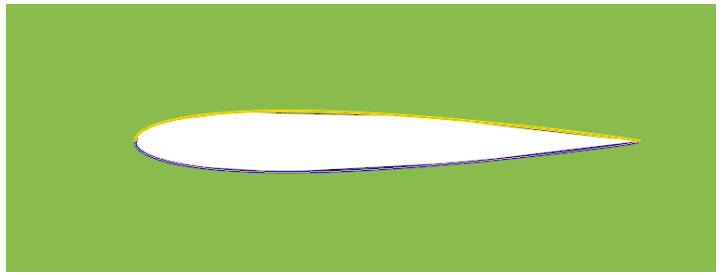


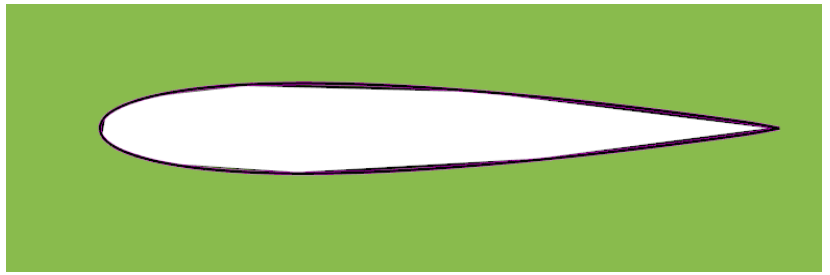


- Finalmente se selecciona la superficie y se borra con el botón suprimir.
- Finalmente se pulsa en validate y se hace el proceso habitual de Free Edges>>Stitch All y Closed Shells>>Create All.
- En Stitch se debe emplear la menor tolerancia posible y en todo caso comprobar que la forma del perfil se haya mantenido tras el proceso.

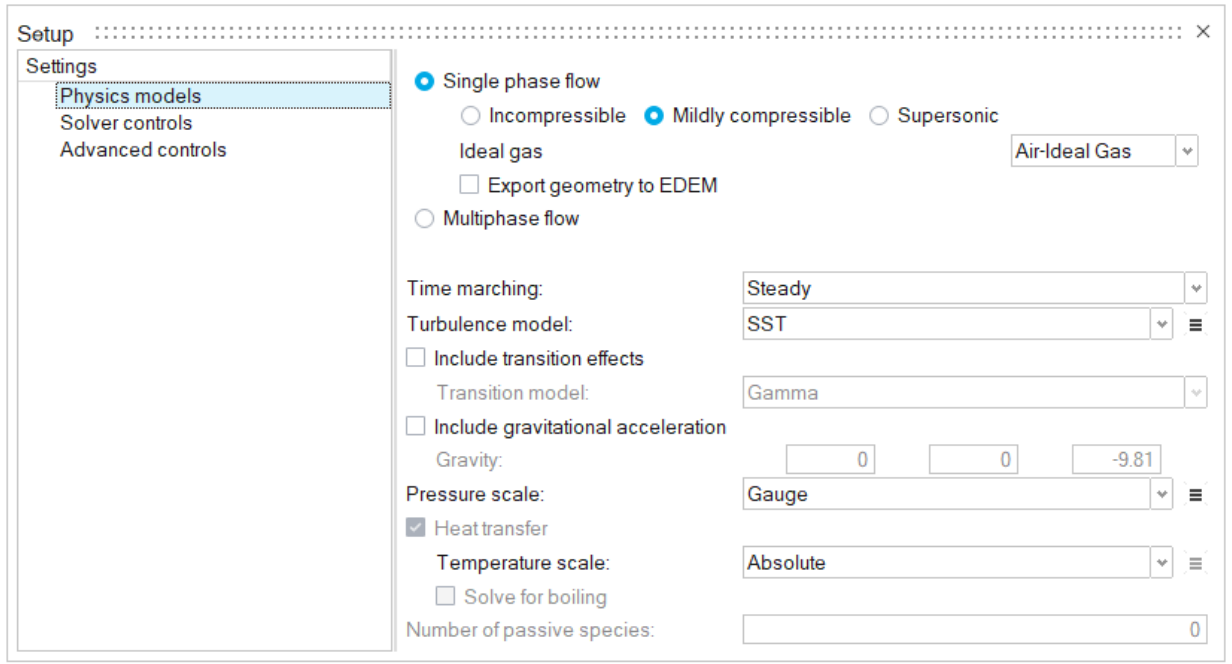


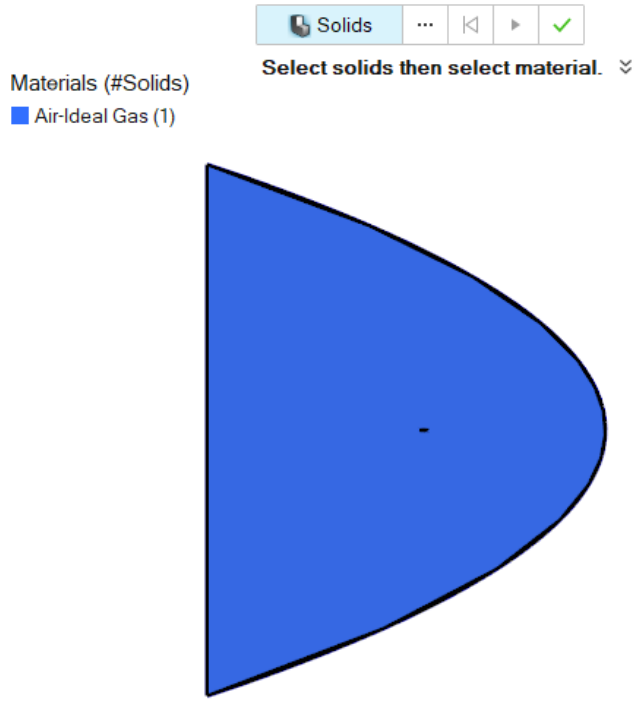






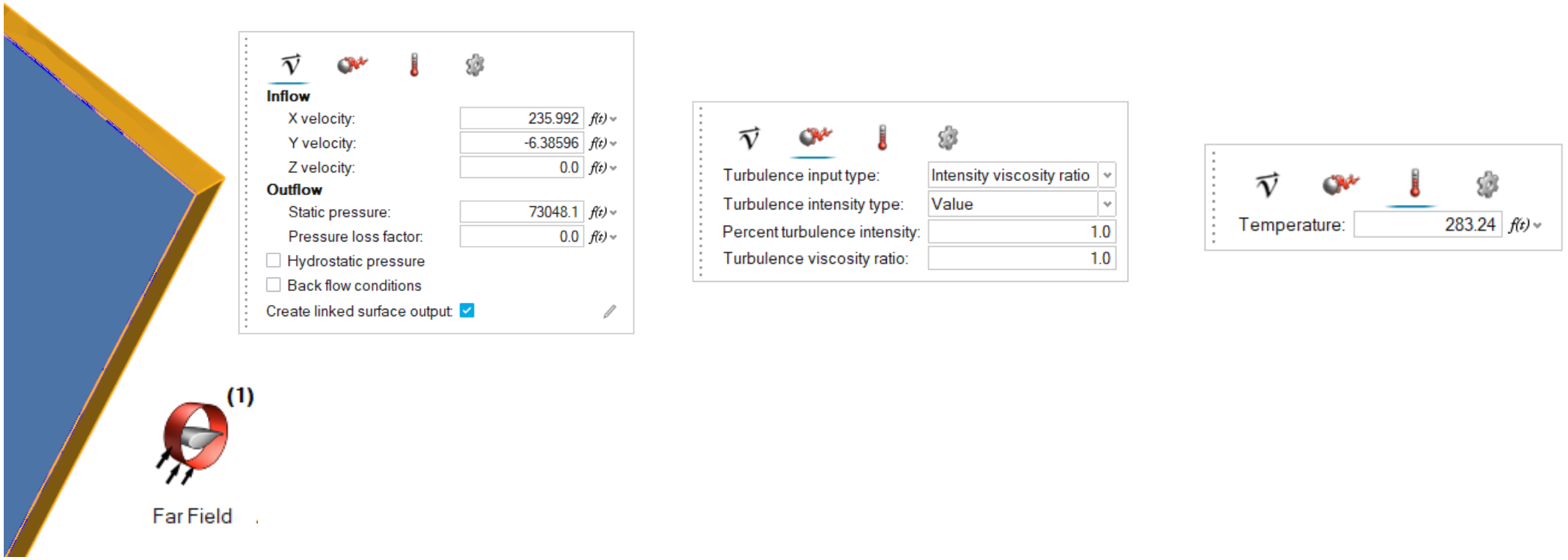
- Con la geometría validada se pasa al menú de Flow.
- En Physics se escoge un análisis de flujo compresible con Air-Ideal Gas, estacionario y con modelo de turbulencia SST.
- Se asigna este material al dominio desde la herramienta Materials.





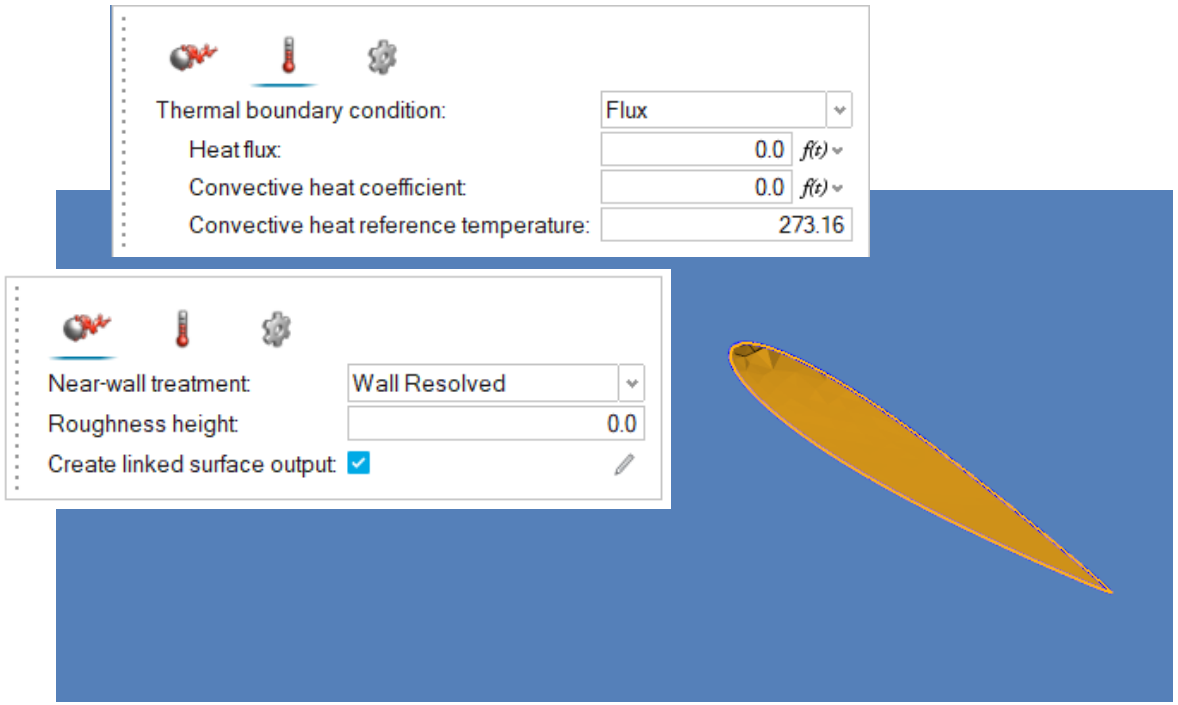
Condiciones de contorno: Campo Lejano (Far Field)

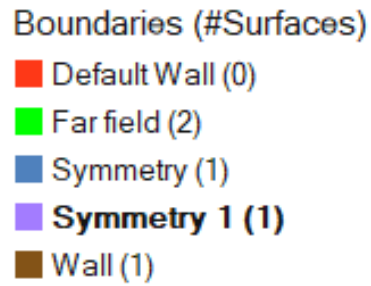
- Para las fronteras que corresponden al espesor del dominio se colocan condiciones de campo lejano (Far Field).
- Los parámetros de entrada son los mostrados en la imagen, correspondientes a un ensayo de validación del ejemplo en FLUENT.
- Estas condiciones sirven a la vez como inlet y outlet al dominio según la dirección del flujo.



Condiciones de contorno

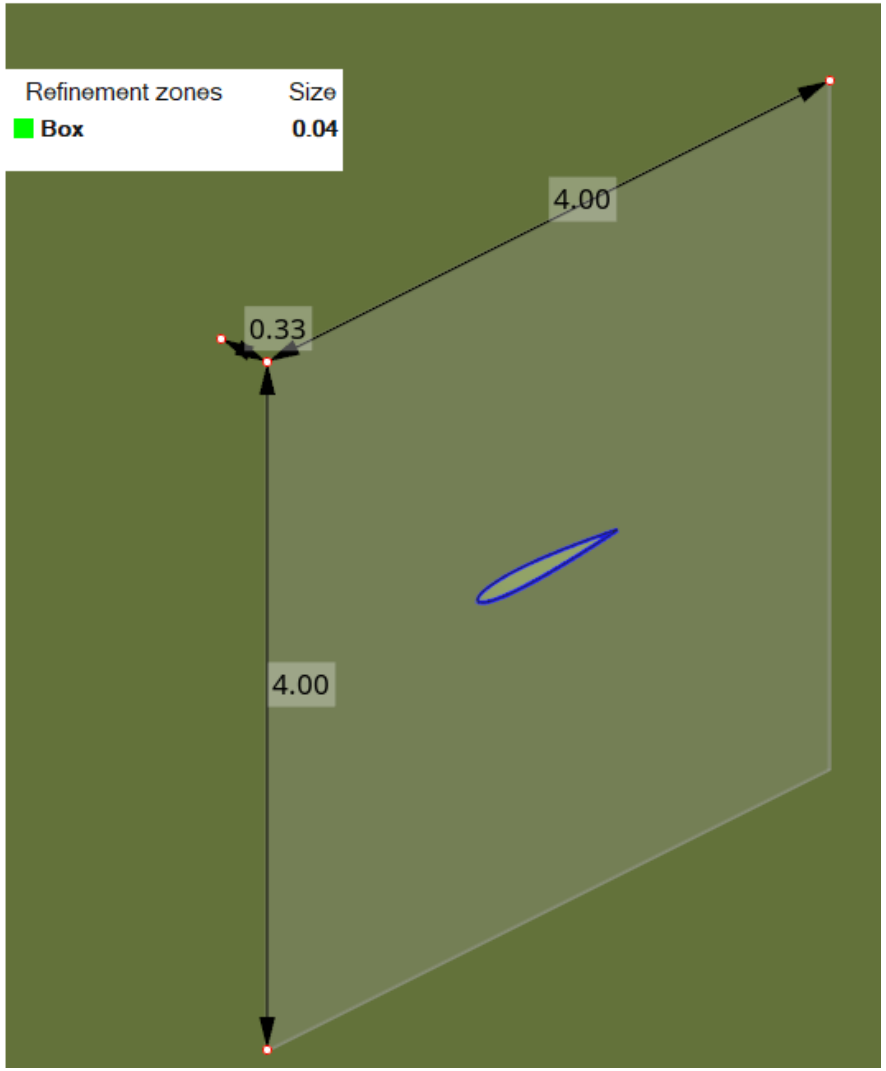
- Para la pared del perfil se aplican condiciones de tipo No-Slip Wall según se muestra en la imagen. El flujo de calor se desprecia en este caso.
- En ambas superficies laterales se aplican condiciones de simetría, en dos colectores independientes por ser planos distintos.
- La distribución de condiciones de contorno debe quedar como se muestra en la diapositiva.





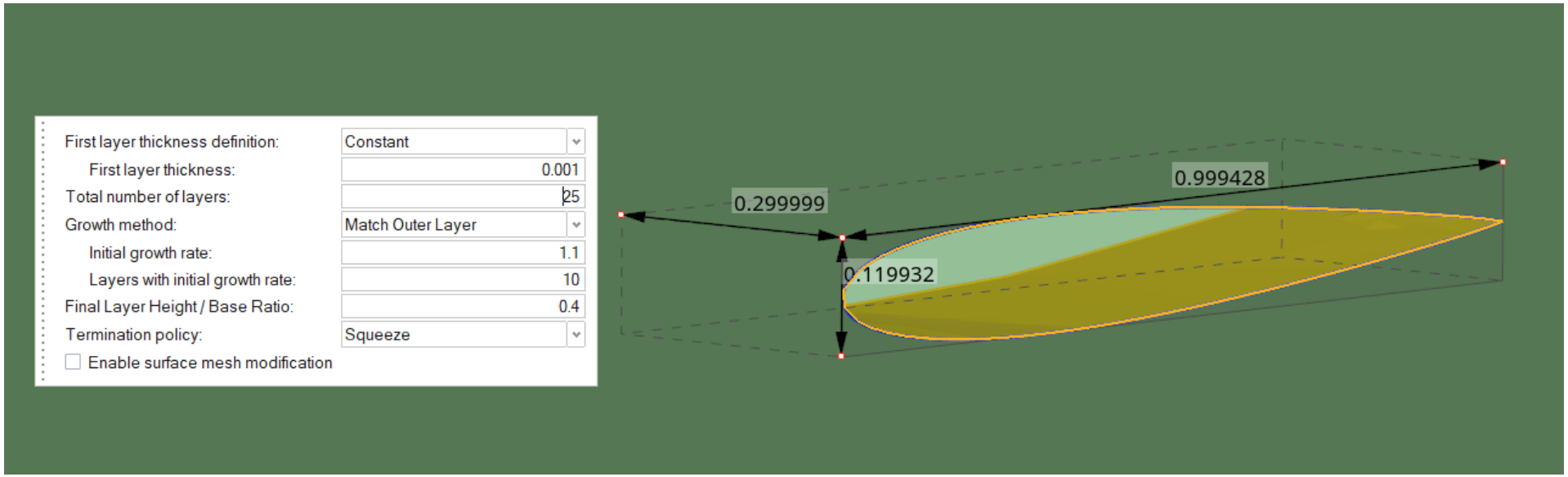
Mallado

- Para el mallado, se establece una refinement box alrededor del perfil que abarque todo el espesor y 2 m a cada lado del centro del perfil.
- Como tamaño de elemento en esta zona se escogen 40mm para que la simulación tarde un tiempo razonable.
- Para mayor precisión se podría escoger un menor tamaño y/o ampliar la zona refinada.



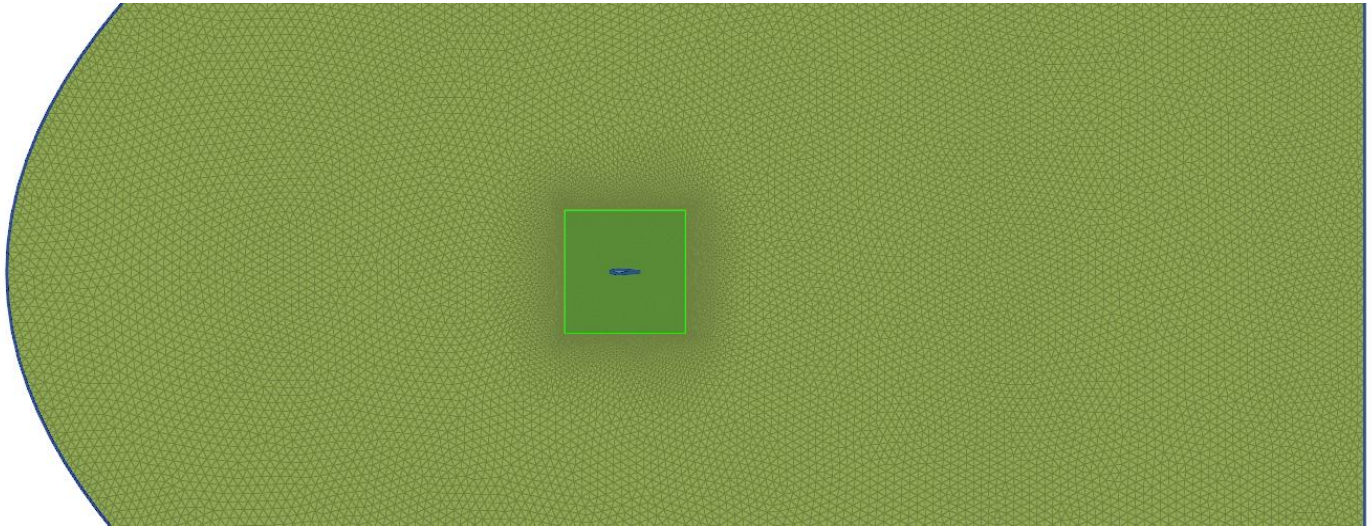
Mallado de la capa límite

- También se crea una capa límite en la pared del perfil como se muestra en la imagen.
- Se escoge un espesor de primera capa de 1mm y un total de 25 capas. La tasa de crecimiento inicial (r) marca el espesor de las siguientes capas ($h_{n+1} = r \cdot h_n$) durante las capas que se especifique, 10 en este caso. A partir de entonces la r varía para alcanzar en la última capa la relación altura/base marcada, siendo la base aproximadamente el tamaño de elemento en la zona.
- Aumentar la densidad de elementos de la capa límite también llevaría a mejores resultados a costa de tiempos de simulación mayores. Como referencia puede verse la malla original importada desde FLUENT.



Mallado

- Para el resto del dominio se escoge un tamaño de elemento de 0.3m, igual al espesor.
- La malla generada se muestra en las imágenes de esta diapositiva.

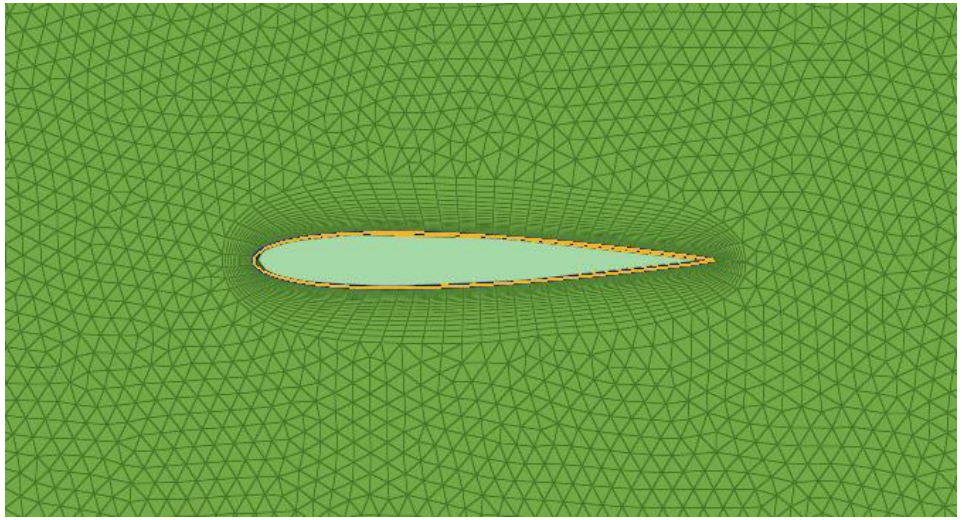


Meshing Operations

Mesh size:	Average Size
Average element size:	0.3
Curvature based surface refinement	
Minimum size factor:	0.1
Geometric feature angle:	22.5
Mesh growth rate:	1.3
Retain existing surface mesh	
Generate boundary layers on fluid domains only	

Advanced

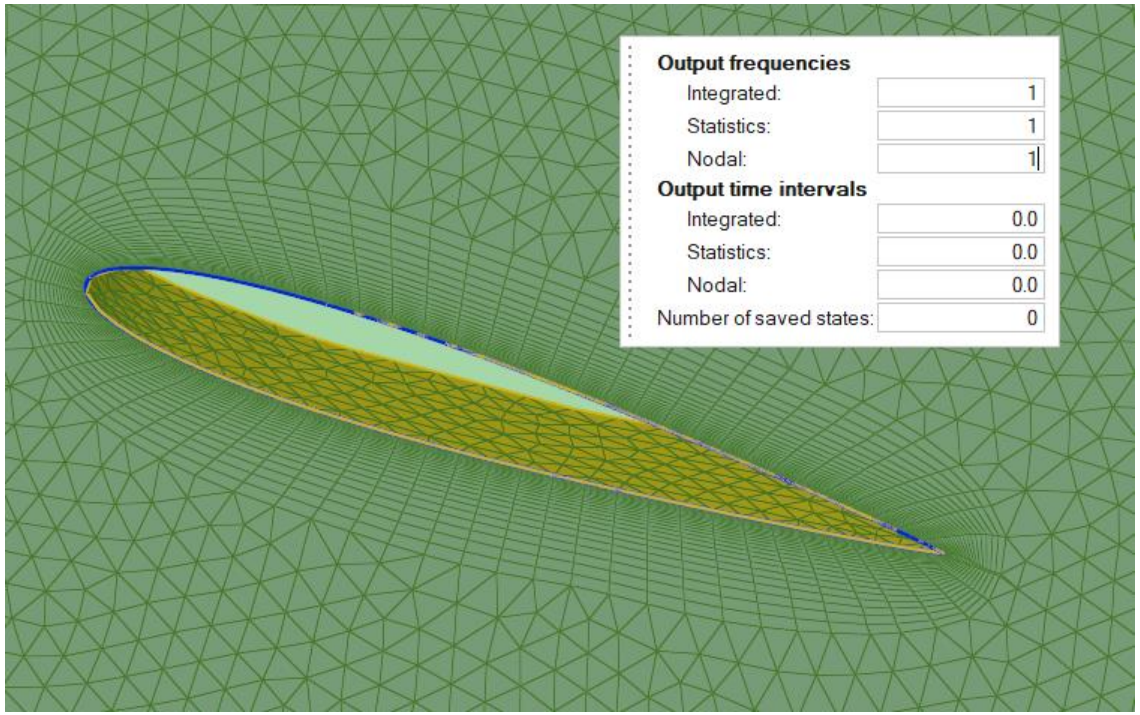
Mesh

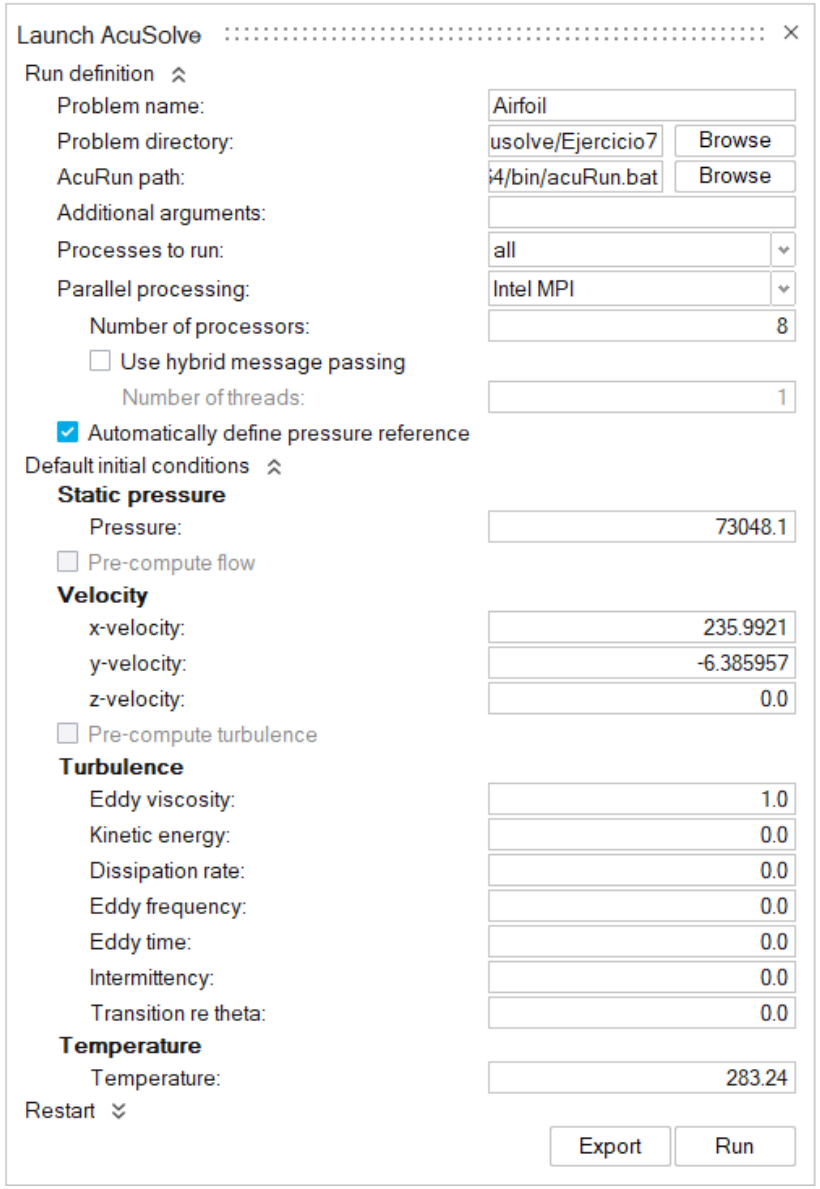


Entity Count

Entity	Count
Points	7
Lines	9
Surfaces	5
Solids	1
Parts	2
Nodes	239637
2d Elements	142825
3d Elements	1166482

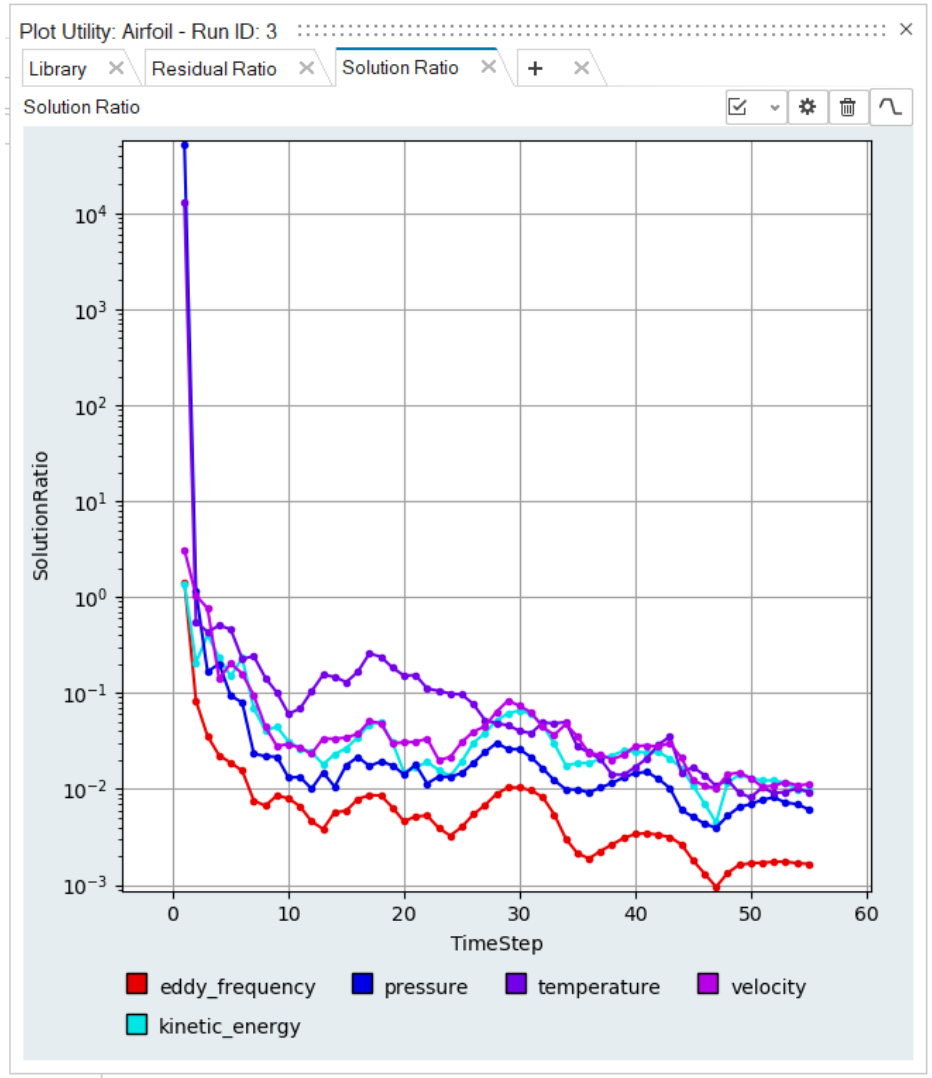
- Se define como Surface output (Monitor) el perfil NACA.
- Antes de lanzar la simulación, se definen como condiciones iniciales por defecto en el dominio las mismas que se han introducido en el Campo Lejano para facilitar la convergencia.
- Tras ello se pulsa el botón Run para comenzar la simulación.

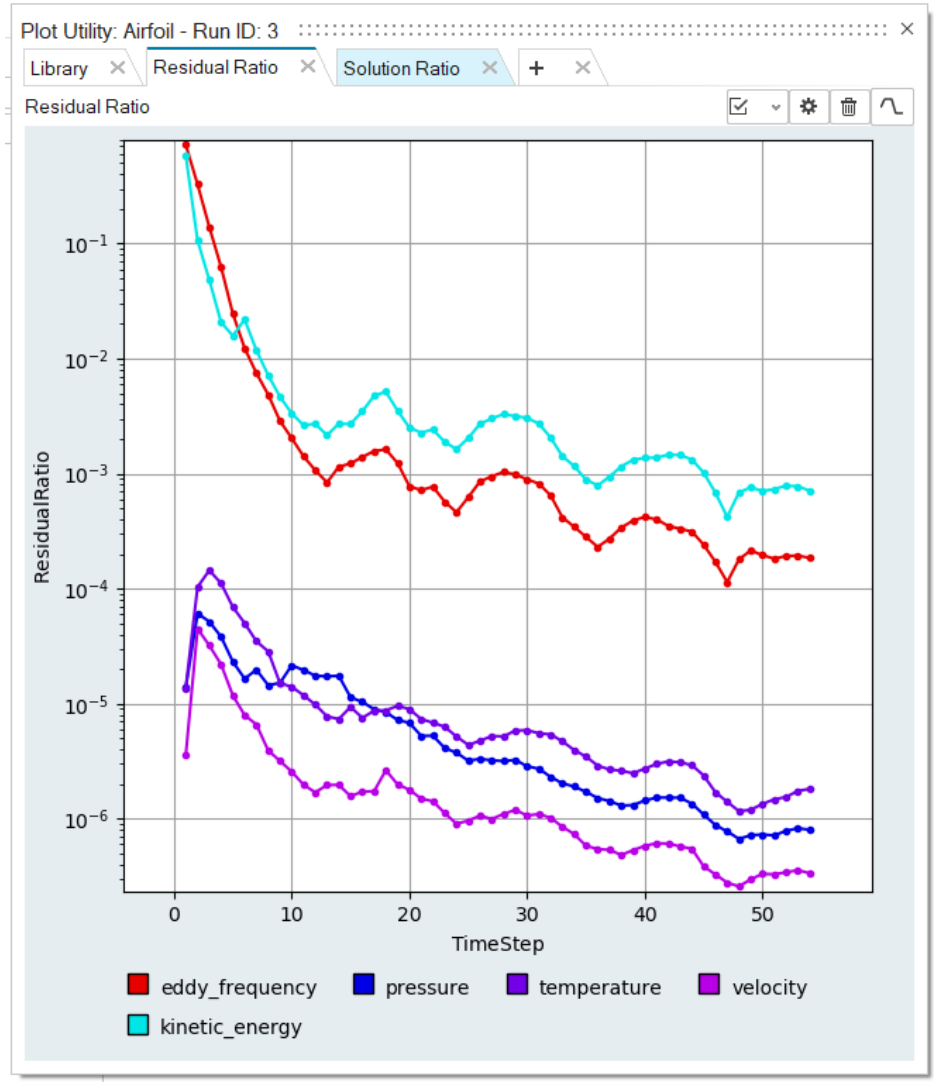




Convergencia

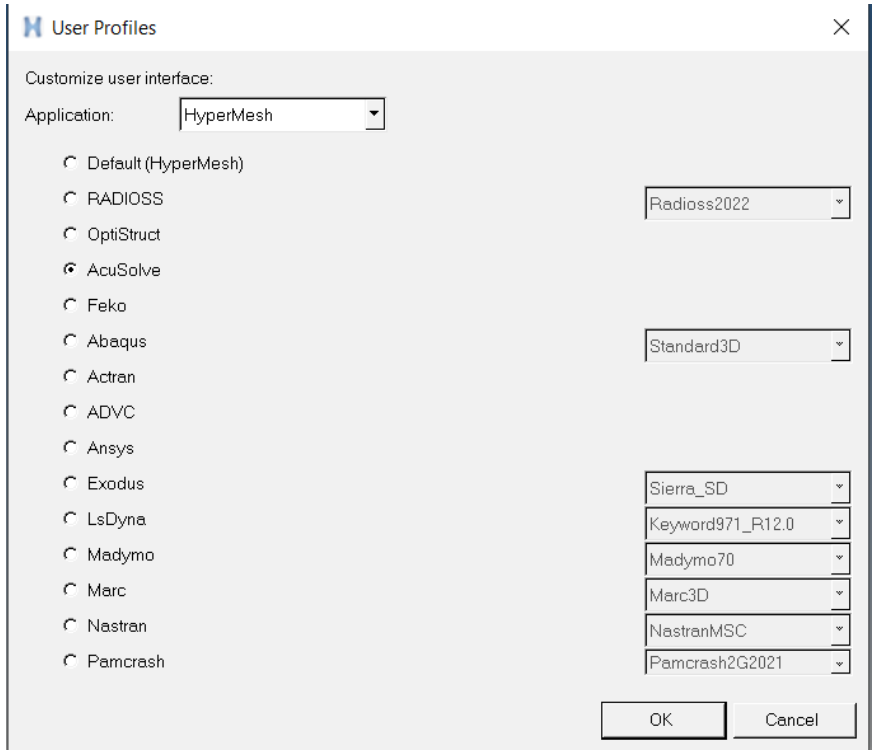
- Los gráficos de convergencia muestran un buen comportamiento del modelo.



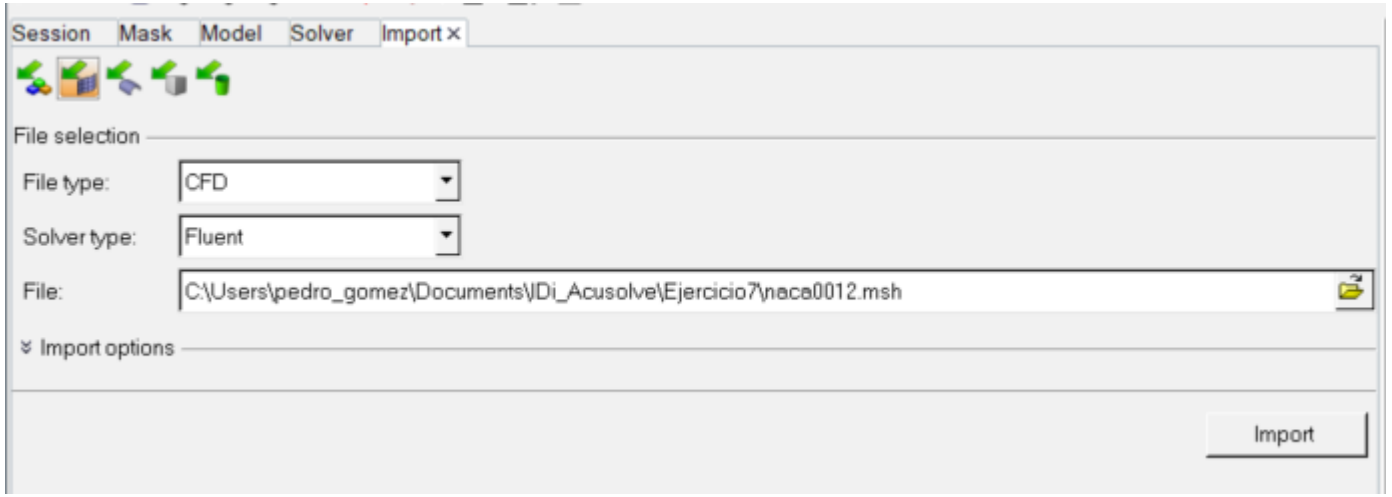


Caso 2: Se malla en Hypermesh y se importa a Hyperworks CFD

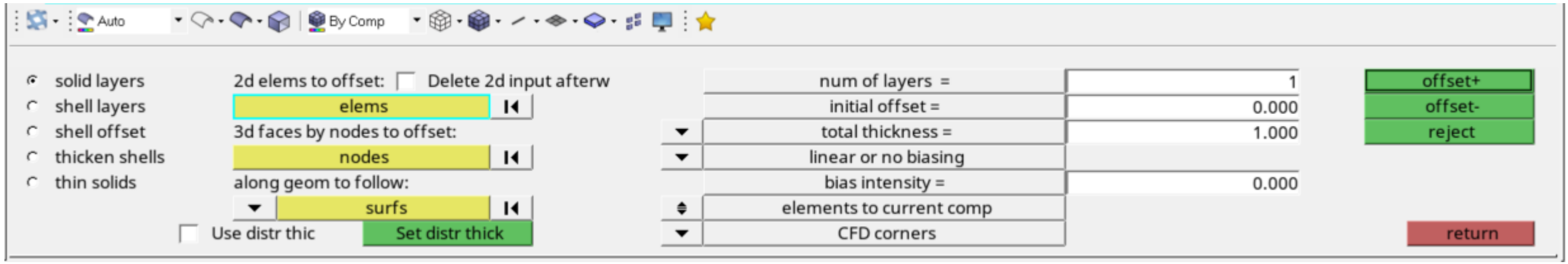
- Se parte de un mallado 2D en Fluent en el archivo naca0012.msh.
- Se abre Hypermesh y se escoge como User Profile: Acusolve.
- Se importa el archivo de Fluent como Solver Deck escogiendo como File Type: CFD y Solver type: Fluent.



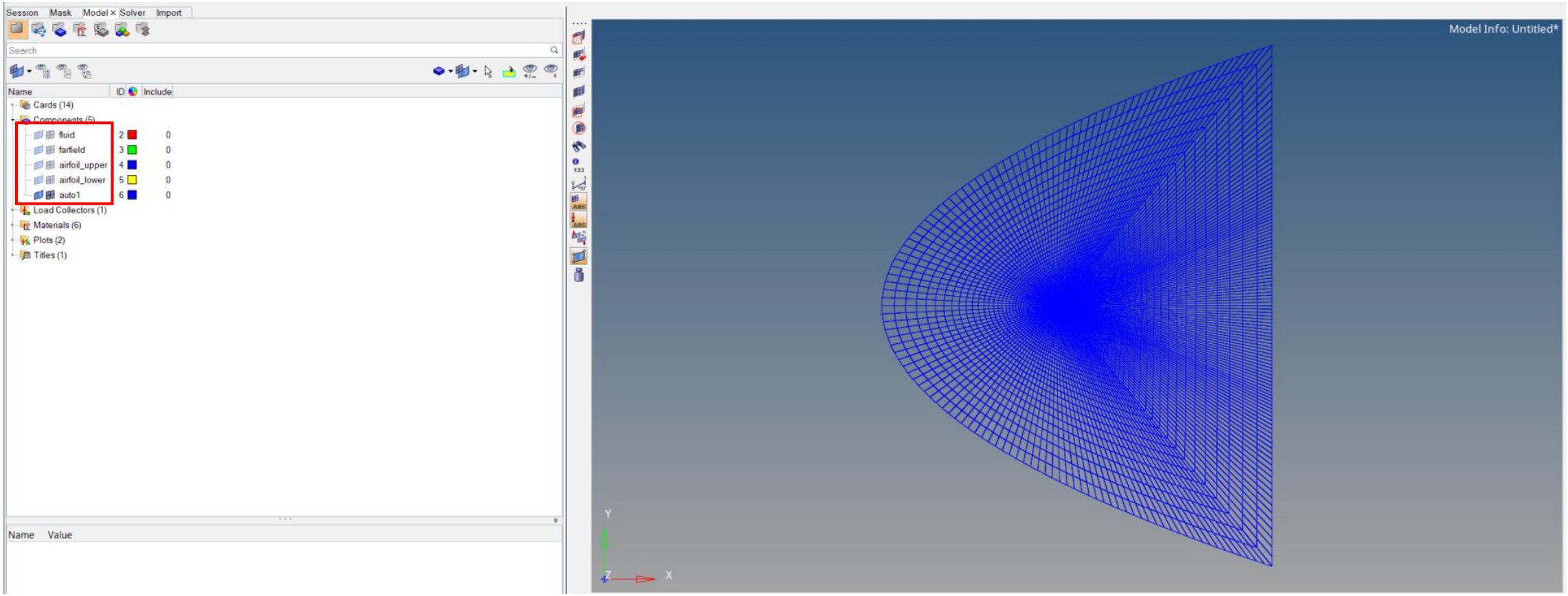




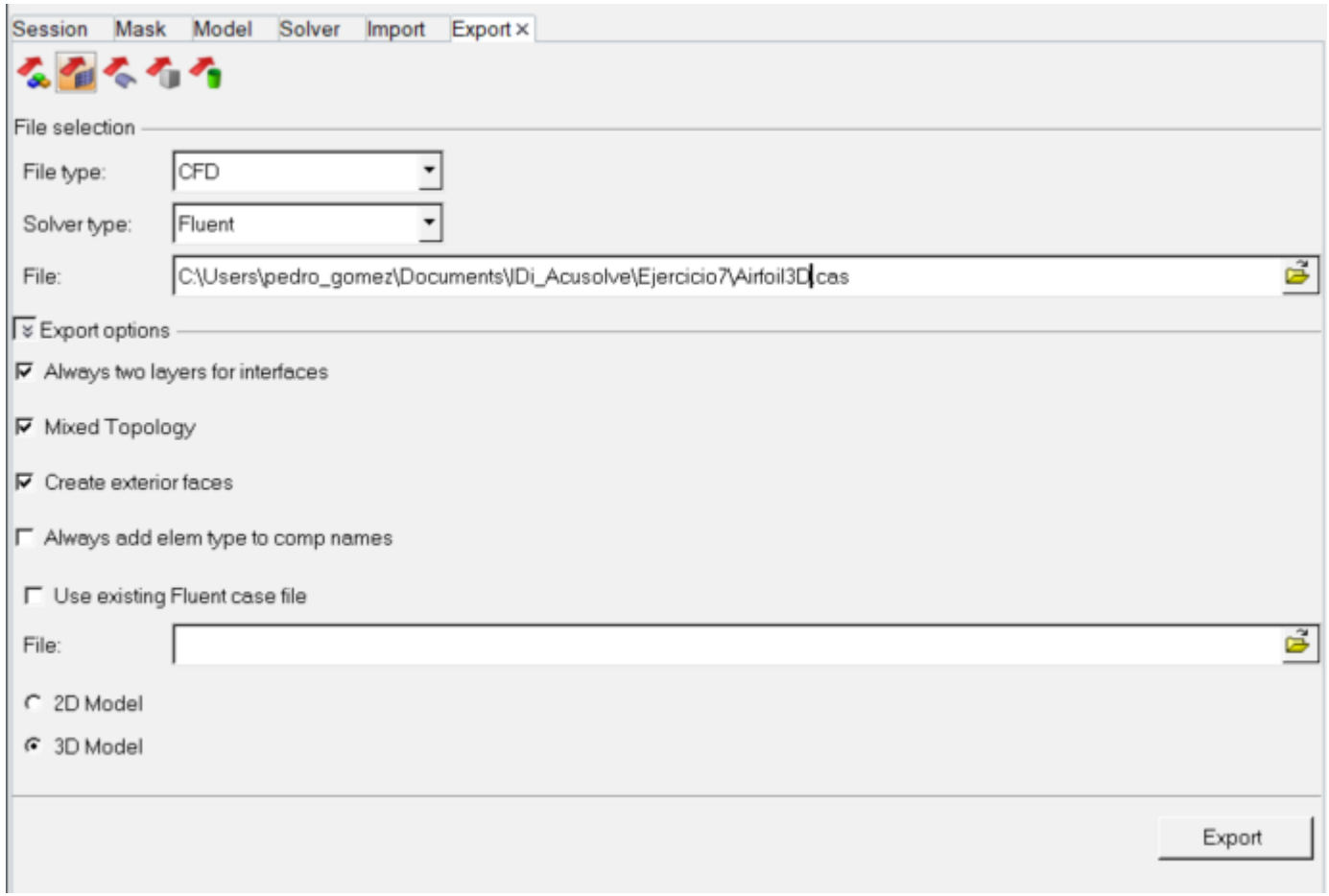
- Desde la barra de herramientas superior se escoge Mesh>>Volume mesh (3D)>>Element Offset. Se comprueba que el selector esté en solid layers. Se seleccionan todos los elementos 2D como displayed y se escogen num of layers=1 y total thickness=0.3.
- A continuación se selecciona Offset+ para generar los nuevos elementos 3D.



- Para exportar la malla con estos elementos hexaedro, se deben ocultar todos los componentes salvo el mallado 3D

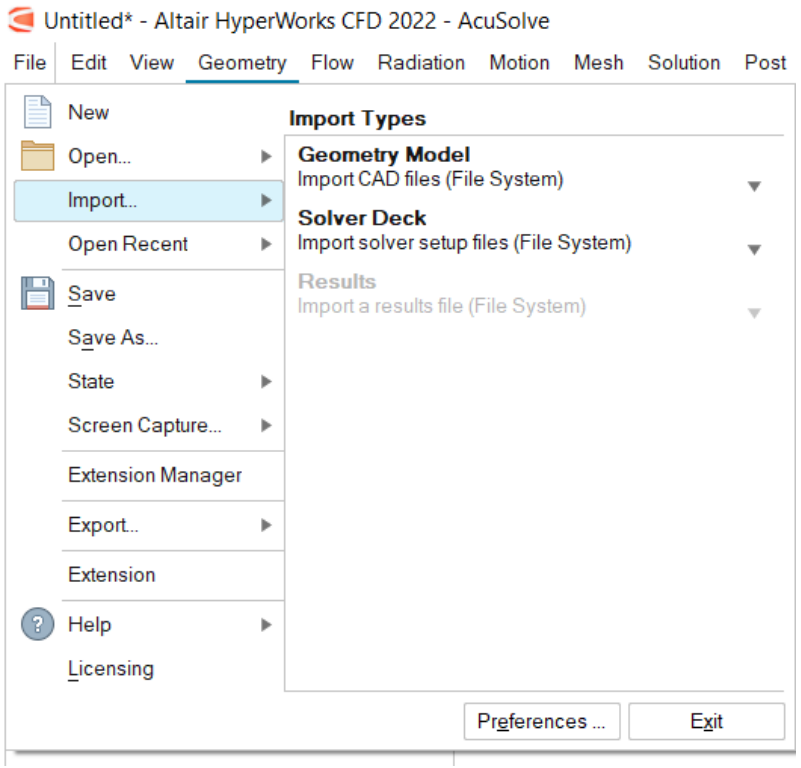


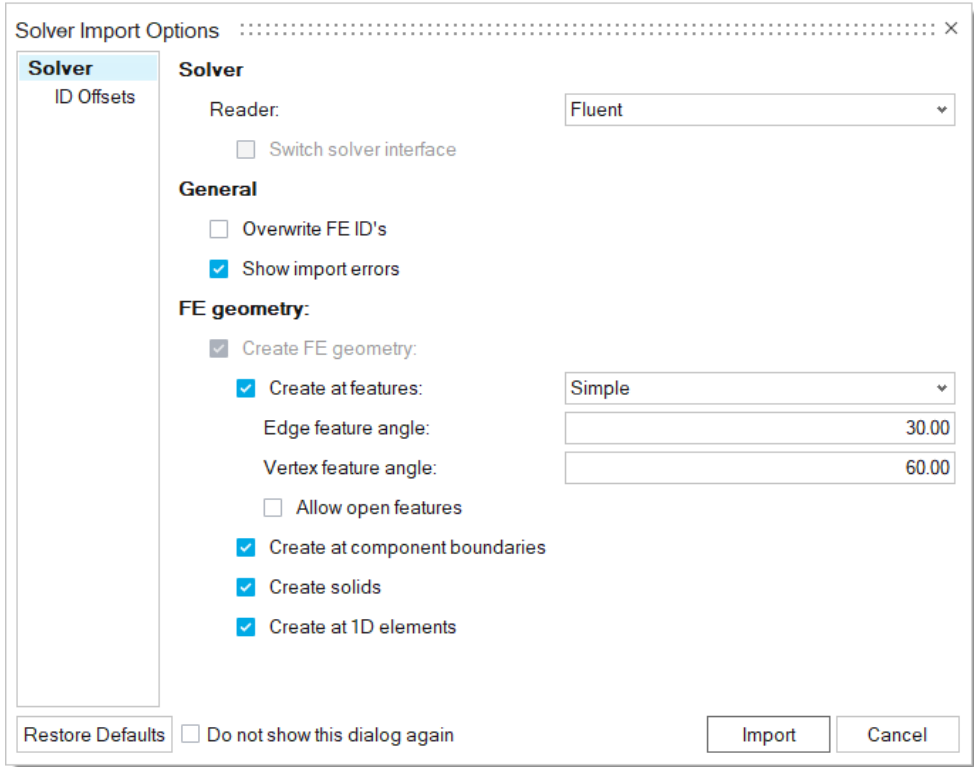
- Como último paso en Hypermesh se exporta este mallado de nuevo como Solver Deck de Fluent.



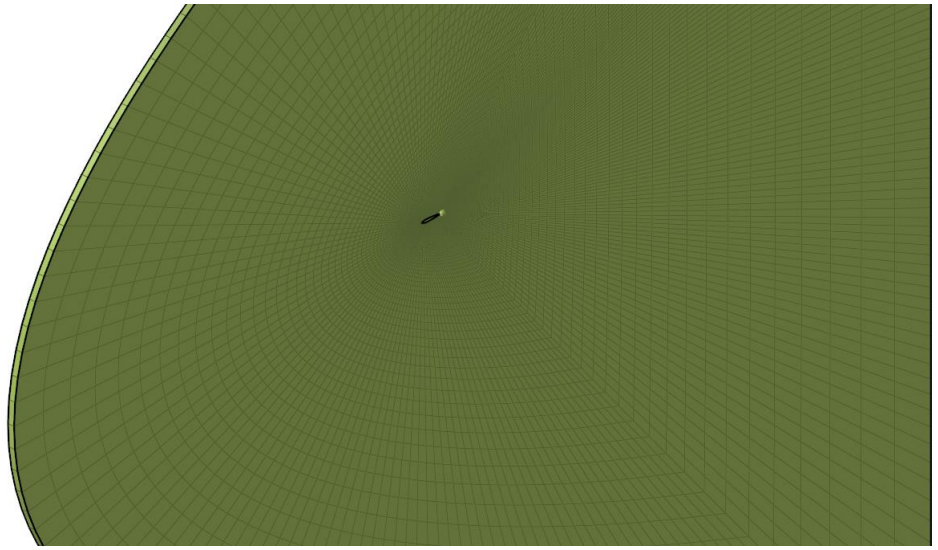
Importar Solver Deck

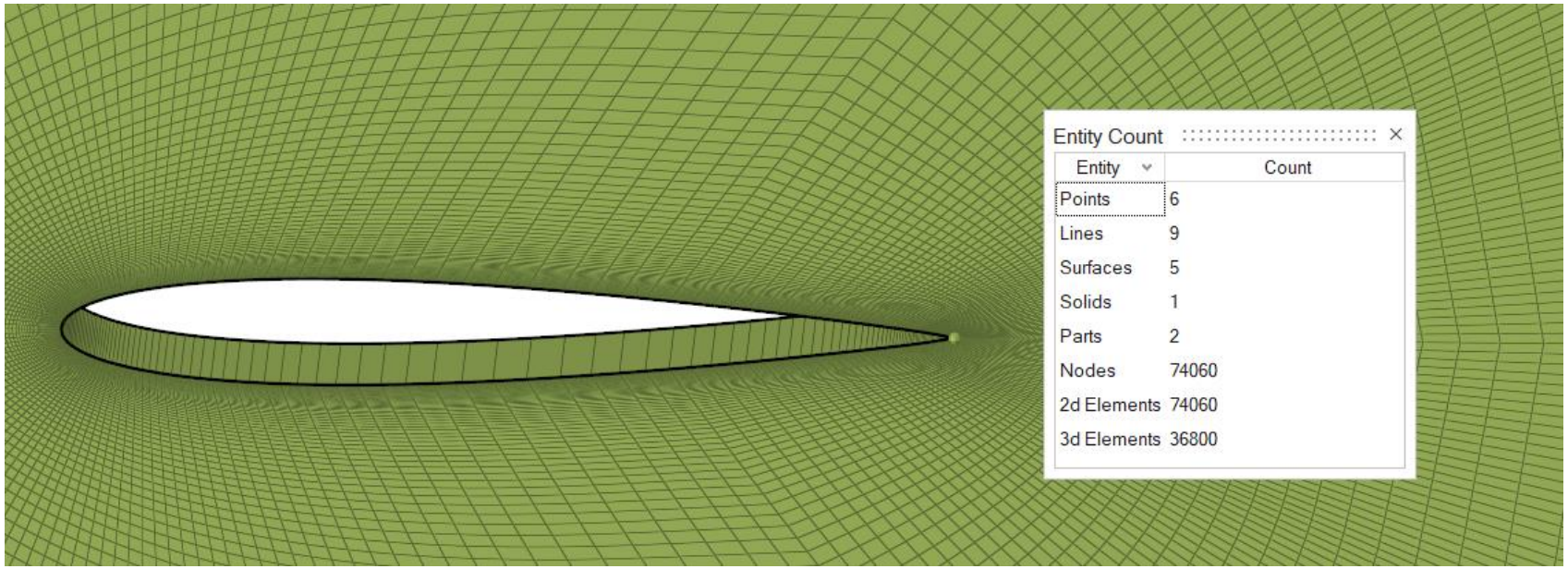
- En Hyperworks CFD, desde File>>Import se escoge la opción Solver Deck y se selecciona el archivo Airfoil3d.cas
- En las opciones de importación se selecciona Reader: Fluent y se mantienen las opciones restantes en sus valores por defecto.



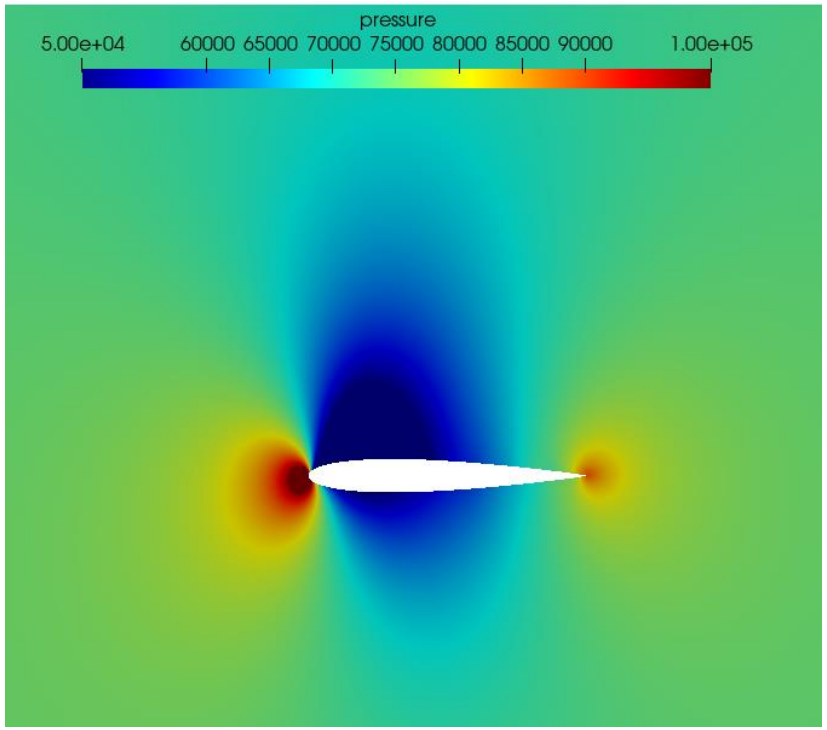


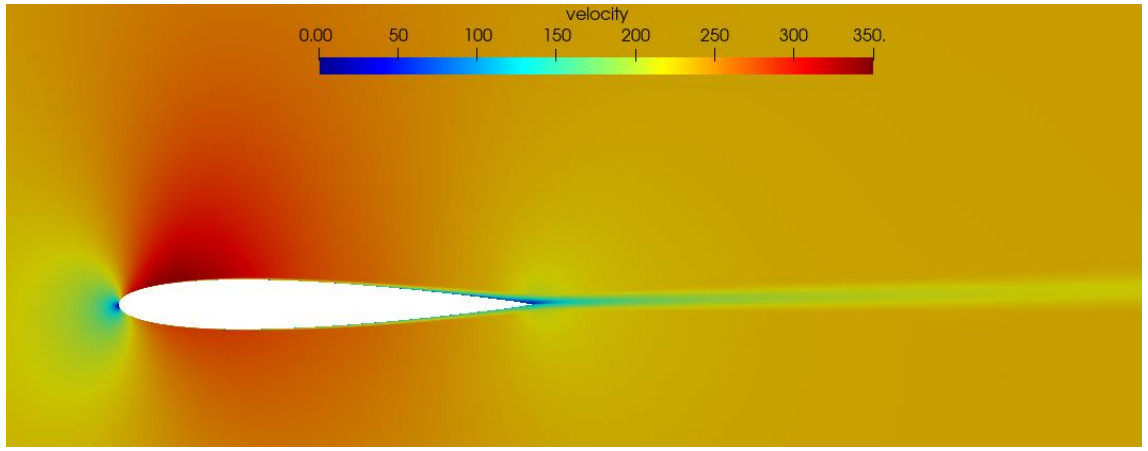
- El modelo creado tiene ya un mallado de hexaedros con un único elemento en el espesor.
- Además en este caso, la malla se adapta sin problema a la geometría.
- A continuación deben asignarse al modelo las condiciones de contorno antes descritas, saltarse el proceso de mallado y simular con condiciones iniciales iguales al campo lejano, igual que en el caso de geometría creada.

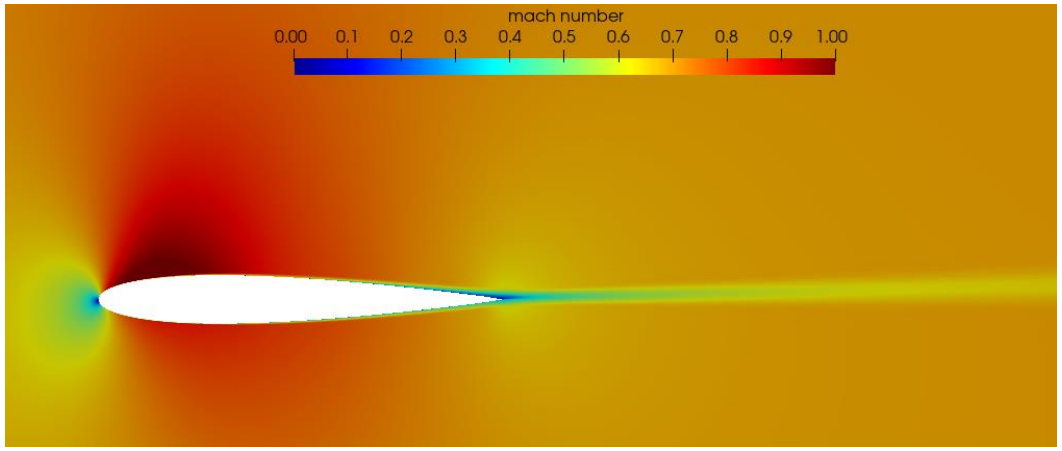




- Se visualizan los resultados del segundo enfoque planteado, que es más preciso.
- En él menú Post pueden verse los gráficos de presión, velocidad, Número de Mach, etc. en la zona del perfil.
- Los resultados se encuentran dentro de lo esperado. Podría repetirse la simulación con diferentes parámetros de entrada para observar la evolución.

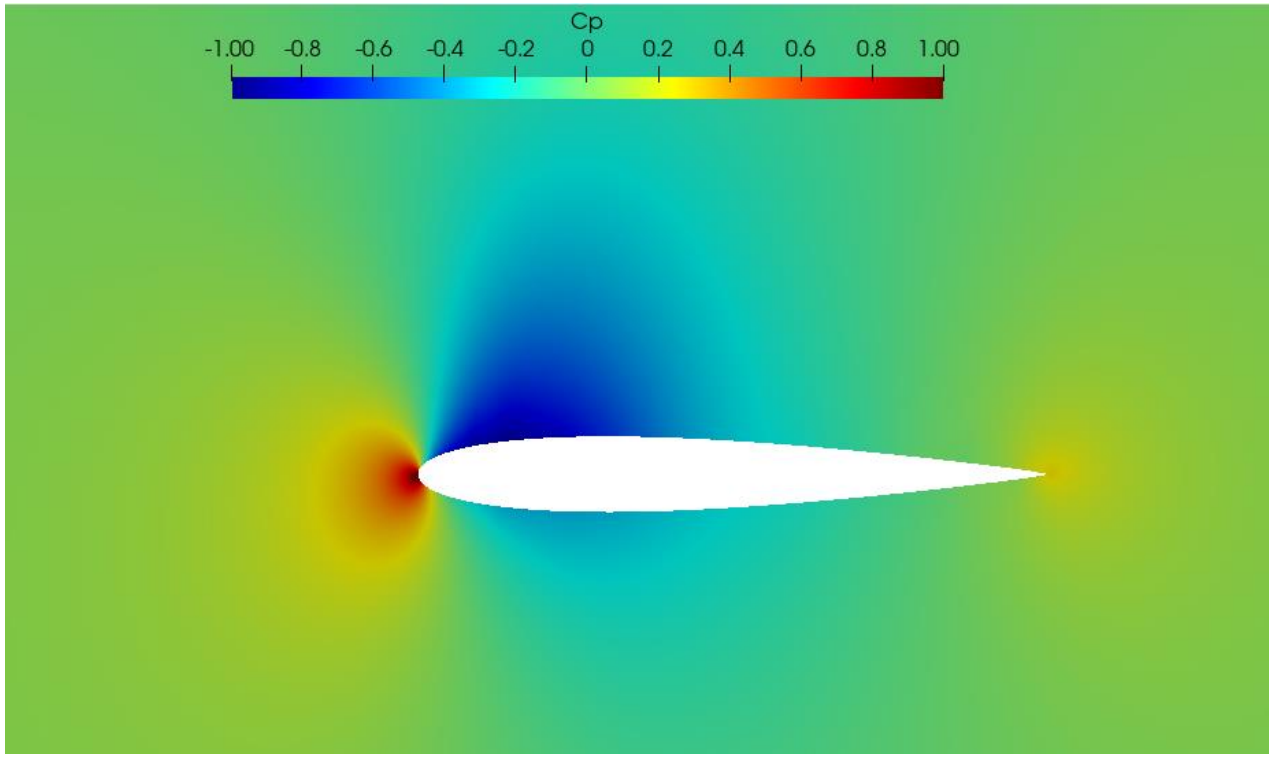






- Para ver un contorno del coeficiente de presión, este puede definirse como magnitud derivada desde la Derived Data Calculator y hacer su Contour Plot en cualquiera de las superficies de simetría.
- Se tiene:

$$C_P = \frac{2(P - P_\infty)}{\rho_\infty U_\infty^2}$$



- En perfiles aerodinámicos, es muy común calcular los coeficientes de sustentación y empuje. Para ello, desde la consola de Acusolve se puede usar la función predefinida acuLiftDrag, llevando antes la consola hasta la carpeta del problema.
- La instrucción a emplear es la siguiente, cambiando los textos en rojo por su valor en el problema:

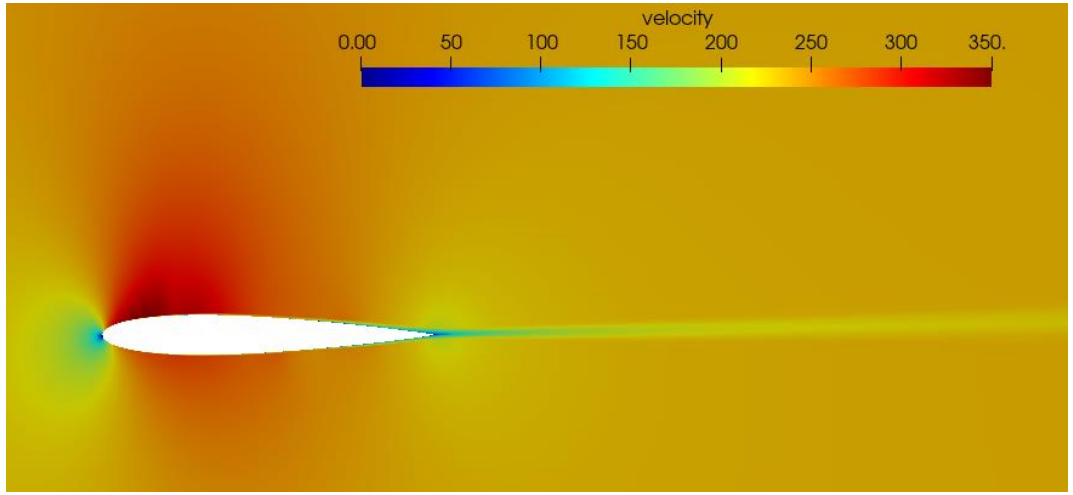
acuLiftDrag -pb Nombre del problema -run Número de la simulación -osis "Nombre de la superficie donde calcular" -aoa Ángulo de ataque -ref_rho Densidad en campo lejano -ref_vel Velocidad en campo lejano –span Longitud del perfil –chord Espesor del perfil –lift_dir Eje de suspensión –drag_dir Eje de empuje

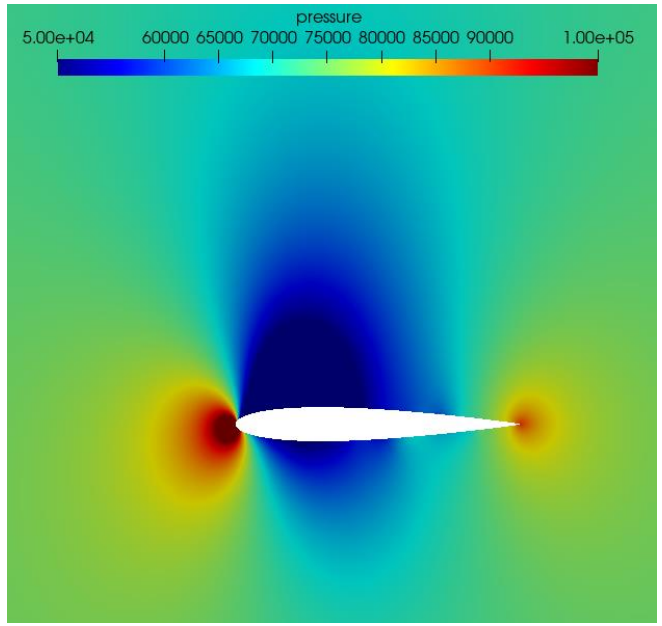
```
C:\Users\pedro_gomez\Documents\IDi_Acusolve\Ejercicio7>acuLiftDrag -pb Airfoil3D -run 2 -osis "Surface output" -aoa 1.55 -ref_rho 2.15 -ref_vel 236.08 -span 1 -chord 0.3 -drag_dir x -lift_dir y
acuLiftDrag:
acuLiftDrag:  Opening the AcuSolve solution data base
acuLiftDrag:  Problem <Airfoil3D> directory <ACUSIM.DIR> runId <2>
acuLiftDrag:
acuLiftDrag:  Opened run id <2>
acuLiftDrag:
acuLiftDrag:  Processing surface output variable:  traction
acuLiftDrag:    Processing surface output:  Surface output
acuLiftDrag:    Writing file: Airfoil3D.liftDrag.dat
acuLiftDrag:
acuLiftDrag:    C_l - final: 0.183127210976
acuLiftDrag:      C_l - min: 0.0595721311008
acuLiftDrag:      C_l - max: 0.183543662962
acuLiftDrag:      C_l - ave: 0.147483884032
acuLiftDrag:      C_l'- rms: 0.0404470747208
acuLiftDrag:
acuLiftDrag:    C_d - final: 0.00868624150321
acuLiftDrag:      C_d - min: 0.00715334644113
acuLiftDrag:      C_d - max: 0.150822879493
acuLiftDrag:      C_d - ave: 0.0218573814877
acuLiftDrag:      C_d'- rms: 0.0269066685728
acuLiftDrag:
acuLiftDrag:  Total elapsed time <0.0730> seconds
acuLiftDrag:
```

- Los valores teóricos en este caso son C_D=0.0079 y C_L=0.24. Este segundo se aleja considerablemente del resultado del modelo, por lo que podría ser necesario refinar la malla o dejar al solver realizar más iteraciones.

https://2021.help.altair.com/2021/hwsolvers/acusolve/topics/acusolve/post_processing_programs_aculiftdrag.htm

- Repitiendo la simulación dejando en este caso que el proceso llegue hasta las 1000 iteraciones, se observan pequeñas modificaciones en los campos de presión y velocidad.
- Sin embargo, los coeficientes de suspensión y de empuje sí se acercan ahora mucho más al resultado teórico.






```
C:\Users\pedro_gomez\Documents\IDi_Acusolve\Ejercicio7>acuLiftDrag -pb Airfoil3D -run 6 -osis "Wall - Output" -aoa 1.55 -ref_rho 2.15 -ref_vel 236.08 -span 1 -chord 0.3 -lift_dir y -drag_dir x
acuLiftDrag:
acuLiftDrag:  Opening the AcuSolve solution data base
acuLiftDrag:  Problem <Airfoil3D> directory <ACUSIM.DIR> runId <6>
acuLiftDrag:
acuLiftDrag:  Opened run id <6>
acuLiftDrag:
acuLiftDrag:  Processing surface output variable:  traction
acuLiftDrag:    Processing surface output:  Wall - Output
acuLiftDrag:    Writing file: Airfoil3D.liftDrag.dat
acuLiftDrag:
acuLiftDrag:    C_l - final: 0.232060086219
acuLiftDrag:      C_l - min: 0.0575175338679
acuLiftDrag:      C_l - max: 0.232062727635
acuLiftDrag:      C_l - ave: 0.190598001236
acuLiftDrag:      C_l'- rms: 0.0308113008423
acuLiftDrag:
acuLiftDrag:    C_d - final: 0.00811655013866
acuLiftDrag:      C_d - min: 0.00807791880112
acuLiftDrag:      C_d - max: 0.153128590424
acuLiftDrag:      C_d - ave: 0.0103692011188
acuLiftDrag:      C_d'- rms: 0.00950526419782
acuLiftDrag:
acuLiftDrag:  Total elapsed time <0.2520> seconds
acuLiftDrag:
```

EDIFICIO ANTARES

C/ INDUSTRIAS, 8

28923 – ALCORCÓN (Madrid) – España

Tel.(+ 34) 910 569 228 – (+ 34) 629 87 94 37

. . . . .

info@icemm.es

www.icemm.com