

UNIVERSIDAD MIGUEL HERNÁNDEZ DE ELCHE

ESCUELA POLITÉCNICA SUPERIOR DE ELCHE

GRADO EN INGENIERÍA MECÁNICA



Biblioteca

"MEJORA AERODINÁMICA DEL PERFIL
NACA 4412 MEDIANTE HOYUELOS
ESFÉRICOS: ESTUDIO CFD"

TRABAJO FIN DE GRADO

Diciembre-2022

AUTOR: Andrés Alejandro Silva Carrero.

DIRECTOR: Arturo Serna Ballester.

Agradecimientos

Primeramente, me gustaría comenzar estos agradecimientos, haciendo referencia a mi familia, mis padres y mi hermana. Ellos han sido las personas que me han ayudado, apoyado y querido durante cada una de esas etapas que he pasado, sin ellos no hubiese llegado a donde me encuentro en la actualidad.

Seguidamente, quería agradecerles a todos estos compañeros que me han ayudado durante mi recorrido académico en la Universidad Miguel Hernández. También, a todos esos profesores que formaron parte de mi aprendizaje.

Finalmente, quiero agradecer enormemente a mi tutor, Arturo Serna Ballester, por abrirme las puertas para la realización de este proyecto, y no menos, por darme la ayuda, consejos, disponibilidad durante toda la realización.



Glosario:

ρ Densidad [kg/m^3]

F_A Fuerza de arrastre [N]

v Velocidad [m/s]

A Área [m^2]

P_e Presión de entrada [Pa]

P_s Presión de salida [Pa]

g Gravedad [m/s^2]

m Metros [m]

u, v, w Componentes de la velocidad en cada eje [m/s]

μ Viscosidad [Ns/m^2]

K coeficiente de forma

k conductividad

C_p calor específico a presión constante del fluido



ÍNDICE

1.INTRODUCCIÓN	7
1.1 ANTECEDENTES:.....	7
1.2 PERFIL AERODINÁMICO:	8
1.2.1 TERMINOLOGÍA NACA DE LOS PERFILES:	9
1.2.2 EXPRESIÓN MATEMÁTICA DE LOS PERFILES NACA:	11
1.3 COEFICIENTES AERODINÁMICOS:.....	12
1.3.1 CAPA LÍMITE:	13
1.3.2 FUERZA DE ARRASTRE	14
1.3.3 FUERZA DE SUSTENTACIÓN:	17
1.4 OBJETIVOS:	19
1.5 ESTADO ACTUAL DEL TEMA:	20
2. PROCEDIMIENTO CFD: VALIDACIÓN	23
2.1 SIMULACIONES CFD AUTODESK:	23
2.2 DESCRIPCIÓN DEL PROCEDIMIENTO EN AUTODESK CFD	24
2.2.1 ECUACIÓN DE CONTINUIDAD:	24
2.2.2 ECUACIÓN DE LA CANTIDAD DE MOVIMIENTO	25
2.2.3 ECUACIÓN DE CONSERVACIÓN DE LA ENERGÍA	28
2.3 MODELO DE TURBULENCIA:	31
2.3.1 SHEAR STRESS TRANSPORT (SST k- ω)	31
2.4 DISEÑO DE PERFIL ALAR NACA 4412.....	33
2.4.1 CÁLCULO DE LAS COORDENADAS DEL PERFIL ALAR A PARTIR DE LAS FÓRMULAS MATEMÁTICAS	33
2.4.2 DISEÑO 2D Y 3D DEL PERFIL AERODINÁMICO NACA 4412	35
2.5 ESTUDIO NUMÉRICO MEDIANTE AUTODESK CFD.....	36
2.5.1 GEOMETRY TOOLS Y MATERIALES	36
2.5.2 BOUNDARY CONDITIONS Y MALLADO	37
2.5.3 CONFIGURACIONES Y CONDICIONES DE CÁLCULO	38
2.6 SIMULACIONES DE VALIDACIÓN CON ÁNGULOS DE ATAQUE DE 0, 5 Y 10°:	39
2.6.1 SIMULACIÓN CFD CON ÁNGULO DE ATAQUE DE 0°:	40

2.6.2 SIMULACIÓN CFD CON ÁNGULO DE ATAQUE DE 5°:	42
2.6.3 SIMULACIÓN CFD CON ÁNGULO DE ATAQUE DE 10°:	45
2.7 DISCUSIÓN Y CONCLUSIONES	47
3. RESULTADOS: PERFILES NACA 4412 MODIFICADOS CON HOYUELOS	54
3.1 SIMULACIÓN CFD CON HOYUELOS.....	54
3.2 HOYUELOS DE BAJA PROFUNDIDAD A 65% DE CUERDA.	55
3.2.1 SIMULACIÓN CON HOYUELOS DE BAJA PROFUNDIDAD UBICADOS A 65% DE LA CUERDA: ÁNGULO DE ATAQUE DE 0°.	55
3.2.2 SIMULACIÓN CON HOYUELOS DE BAJA PROFUNDIDAD UBICADOS A 65% DE LA CUERDA: ÁNGULO DE ATAQUE DE 5°.	57
3.2.3 SIMULACIÓN CON HOYUELOS DE BAJA PROFUNDIDAD UBICADOS A 65% DE LA CUERDA: ÁNGULO DE ATAQUE DE 10°.	59
3.3 HOYUELOS DE ALTA PROFUNDIDAD A 65% DE CUERDA.	60
3.3.1 SIMULACIÓN CON HOYUELOS DE ALTA PROFUNDIDAD UBICADOS A 65% DE LA CUERDA: ÁNGULO DE ATAQUE DE 0°.	60
3.3.2 SIMULACIÓN CON HOYUELOS DE ALTA PROFUNDIDAD UBICADOS A 65% DE LA CUERDA: ÁNGULO DE ATAQUE DE 5°.	62
3.3.3 SIMULACIÓN CON HOYUELOS DE ALTA PROFUNDIDAD UBICADOS A 65% DE LA CUERDA: ÁNGULO DE ATAQUE DE 10°.	63
3.4 HOYUELOS DE BAJA PROFUNDIDAD A 75% DE CUERDA.	65
3.4.1 SIMULACIÓN CON HOYUELOS DE BAJA PROFUNDIDAD UBICADOS A 75% DE LA CUERDA: ÁNGULO DE ATAQUE DE 0°.	65
3.4.2 SIMULACIÓN CON HOYUELOS DE BAJA PROFUNDIDAD UBICADOS A 75% DE LA CUERDA: ÁNGULO DE ATAQUE DE 5°.	66
3.4.3 SIMULACIÓN CON HOYUELOS DE BAJA PROFUNDIDAD UBICADOS A 75% DE LA CUERDA: ÁNGULO DE ATAQUE DE 10°.	68
3.5 HOYUELOS DE ALTA PROFUNDIDAD A 75% DE CUERDA.	69
3.5.1 SIMULACIÓN CON HOYUELOS DE ALTA PROFUNDIDAD UBICADOS A 75% DE LA CUERDA: ÁNGULO DE ATAQUE DE 0°.	69
3.5.2 SIMULACIÓN CON HOYUELOS DE ALTA PROFUNDIDAD UBICADOS A 75% DE LA CUERDA: ÁNGULO DE ATAQUE DE 5°.	71
3.5.3 SIMULACIÓN CON HOYUELOS DE ALTA PROFUNDIDAD UBICADOS A 75% DE LA CUERDA: ÁNGULO DE ATAQUE DE 10°.	72
3.6 EFICIENCIA AERODINÁMICA: RESUMEN DE RESULTADOS	74
4. CONCLUSIÓN GENERAL	79
5. ANEXO	81

6. BIBLIOGRAFÍA	85
6.1 LIBROS:.....	85
6.2 ARTÍCULOS:.....	85
6.3 TRABAJOS ACADÉMICOS:.....	87



1.INTRODUCCIÓN

1.1 ANTECEDENTES:

Doce años separaron el primer vuelo a motor de los hermanos Wright en 1903 de la creación de la NACA - *National Advisory Committee for Aeronautics*-sigla que hace referencia al Comité Asesor Nacional de Aeronáutica. Estos años de separación entre dichos acontecimientos solamente se puede explicar desde la actitud de los dirigentes americanos que, de haber reconocido y entendido la importancia del logro de los hermanos Wright, habrían podido institucionalizar las investigaciones aeronáuticas con mucha más rapidez. Por el contrario, los dirigentes americanos decidieron ignorar y despreciar a los hermanos Wright y su logro; esto trajo como consecuencia que quedase el camino despejado para que los europeos tomaran la delantera en el desarrollo aeronáutico. Tras varios conflictos y discrepancias internas del gobierno, la NACA fue finalmente creada en 1915, teniendo que ponerse al día con la tecnología aeronáutica del resto del mundo.

En el tiempo transcurrido luego de la Primera Guerra Mundial, específicamente en 1920, la NACA incorporó a Max Michael Munk a su línea de investigación, quien era un ingeniero aeroespacial alemán reconocido en el mundo de la aeronáutica por su planteamiento de la superficie aerodinámica delgada. En los primeros momentos de la investigación, Munk usó túneles de densidad variable para poder estudiar y comprobar su nueva teoría sobre superficies aerodinámicas. De los resultados de sus estudios y trabajos fue la raíz de donde surgió el logro por el que NACA posiblemente es más conocida entre los diseñadores de sistemas aeronáuticos. NACA fue capaz de proporcionar los diseños de una gran variedad de secciones cuyas características individuales estaban descritas con precisión, permitiendo la posibilidad de que un diseñador pudiera simplemente seleccionar del catálogo anteriormente descrito la sección que mejor se adaptaba a la aeronave que estaba diseñado.

Entre finales de 1920 y comienzos de 1930, la NACA desarrolló una serie de superficies aerodinámicas probadas minuciosamente, resultando en la creación de una designación numérica para cada superficie aerodinámica. Dicha designación numérica consiste en un número de cuatro dígitos que representan las propiedades geométricas críticas de la sección aerodinámica. En 1929, el Centro de Investigación de Langley había desarrollado este sistema hasta el punto en el que la designación numérica se complementa con una sección transversal aerodinámica, y el catálogo de 78 perfiles aerodinámicos apareció en el reporte anual de NACA en 1933 (Ronald, A 1978).

Los ingenieros encargados del diseño aerodinámico podían fácilmente ver las peculiaridades de la forma de cada superficie aerodinámica, pues la nomenclatura numérica especificaba las líneas de inclinación, el grosor máximo y las características especiales de la punta. Estas superficies y formas proporcionaron el tipo de información necesaria a los ingenieros, permitiéndoles seleccionar los perfiles aerodinámicos específicos para obtener las características de rendimiento deseado para aeronaves con características específicas.

1.2 PERFIL AERODINÁMICO:

En aeronáutica se llama perfil aerodinámico, o perfil, a la forma del área transversal de un elemento, que al desplazarse a través del aire es capaz de crear a su alrededor una distribución de presiones que genera sustentación. Es una de las consideraciones más importantes en el diseño de superficies sustentadoras como por ejemplo las alas de una aeronave, o de otros cuerpos similares como los álabes de una turbina o compresor, palas de hélices o de rotores de helicópteros y estabilizadores. Según el propósito que se persiga en el diseño, los perfiles pueden ser más finos o gruesos, curvos o poligonales, simétricos o no, e incluso el perfil puede ir variando a lo largo del ala.

1.2.1 TERMINOLOGÍA NACA DE LOS PERFILES:

Para poder entender el funcionamiento de los perfiles primero es necesario definir cada uno de sus elementos y regiones que componen un perfil, así como sus parámetros. Carmona, A. I., los define en la **figura 1.1**:

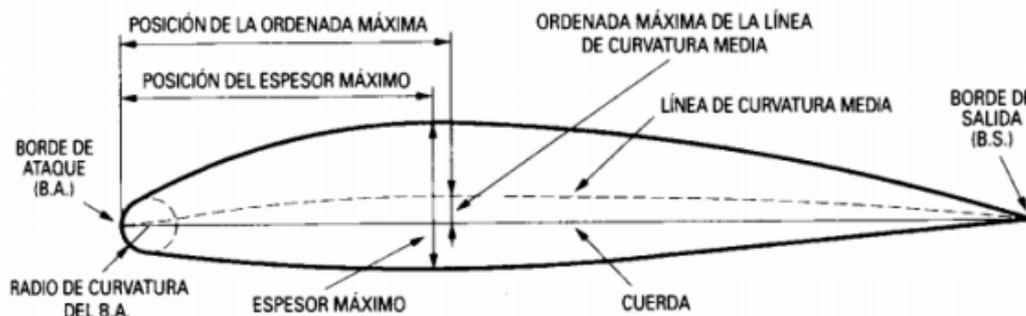


Figura 1.1: Terminología de un perfil aerodinámico. (Carmona, A. I. 2000)

- Cuerda:** Es la línea recta que une el borde de ataque (B.A) con el borde de salida (B.S). Es una dimensión característica del perfil.
- Línea de curvatura media:** Es una línea equidistante entre el extradós y el intradós. La forma de esta línea es muy importante en las características aerodinámicas del perfil; en definitiva, “fija” la curvatura del perfil. Si la línea de curvatura media cae por encima de la cuerda, se dice que la curvatura es positiva, negativa si va por debajo y de doble curvatura si va en un tramo por arriba y en otro por debajo.
- Ordenada máxima de la línea de curvatura media:** Es la máxima distancia entre la línea de curvatura media y la cuerda; este valor y su posición a lo largo de la cuerda ayuda a definir la forma de la línea de curvatura media. El valor de la ordenada máxima, y su posición suelen darse en forma de porcentaje (%) de cuerda.
- El espesor y la distribución de espesor:** Son dos características importantes. El valor del espesor máximo y su posición se expresan en porcentaje (%) de la cuerda. El valor del espesor varía desde un 3% en los muy delgados hasta un 18% en los muy gruesos.

- e) El radio de curvatura del B.A.: Define la forma del B.A., y es el radio de un círculo tangente al extradós e intradós, y con su centro situado en la línea tangente en el origen a la línea de curvatura media. Su magnitud define la agudeza del B.A. y tiene efectos importantes en las características de pérdida. Un radio de curvatura de B.A. de valor pequeño significa un B.A. agudo y puede causar una separación temprana de la capa límite del B.A.
- f) Espesor máximo: Es la distancia máxima entre el extradós y el intradós. Su valor se expresa en porcentaje (%) de la cuerda y varía desde un 3% en los muy delgados hasta un 18% en los muy gruesos.
- g) Ángulo de ataque: Es el que existe entre la cuerda, y la dirección de la corriente libre de aire. **Figura 1.2:**

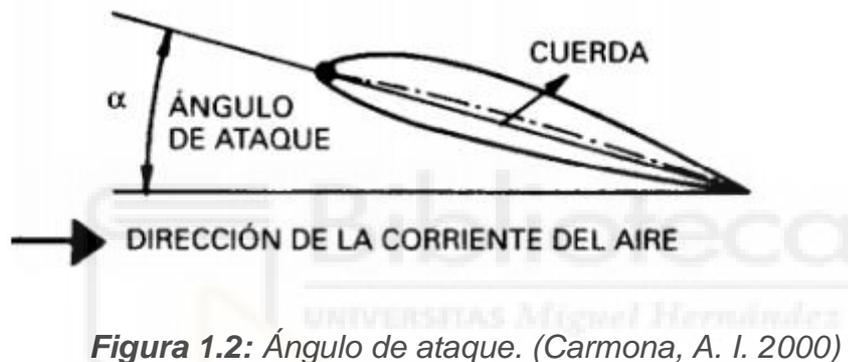


Figura 1.2: Ángulo de ataque. (Carmona, A. I. 2000)

Las primeras series de perfiles aerodinámicos de NACA, los de 4 dígitos, 5 dígitos y 4/5 dígitos modificados, se generaron utilizando ecuaciones analíticas que describen la inclinación de la línea media de la sección del perfil alar, así como la distribución del espesor de la sección a lo largo del perfil aerodinámico. Luego, familias, incluida la serie 6, son formas más complicadas derivadas del uso teórico en lugar de métodos geométricos. Antes que NACA desarrollara estas series, el diseño de la superficie aerodinámica era bastante arbitrario sin nada que guiara el estudio del diseñador, un método basado en el ensayo y error, en la propia experiencia con las formas y superficies conocidas y la propia experimentación del diseñador añadiendo con modificaciones a esas formas antes conocidas.

1.2.2 EXPRESIÓN MATEMÁTICA DE LOS PERFILES NACA:

La primera familia de perfiles aerodinámicos diseñados con este enfoque se conoció como el catálogo NACA de cuatro dígitos. El primer dígito especifica la inclinación máxima (m) en porcentaje de la cuerda (longitud del perfil alar); el segundo indica la posición de la máxima comba (p) en décimas de cuerda; y los dos últimos proporcionan el espesor máximo (t) de la superficie aerodinámica en porcentaje de cuerda. Podemos calcular las coordenadas para un perfil aerodinámico completo usando las siguientes relaciones:

- 1) Elija valores de “ x ” desde 0 hasta la cuerda máxima c .
- 2) Calcule las coordenadas medias de la línea de inclinación sustituyendo los valores de m y p en la siguiente ecuación para cada una de las coordenadas en x .

$$y_c = \frac{m}{p^2}(2px - x^2) \text{ desde } x = 0 \text{ a } x = p \quad (1.1)$$

$$y_c = \frac{m}{(1-p)^2}[(1-2p) + 2px - x^2] \text{ desde } x = p \text{ a } x = c. \quad (1.2)$$

Donde:

x = Coordenadas a lo largo de la superficie aerodinámica, de 0 a c (que significa cuerda o longitud).

y = Coordenadas por encima y por debajo de la línea que se extiende a lo largo de la superficie aerodinámica, estas son ya sea y_t para las coordenadas de espesor o y_c para las coordenadas de camber

t = espesor máximo del perfil aerodinámico en décimas de cuerda, es decir, un perfil aerodinámico con un espesor de 12% sería 0,12; m =peralte máximo en décimas de la cuerda; p = posición máxima comba a lo largo de la cuerda en décimas de cuerda.

- 3) Calcule la distribución de espesor encima y por debajo de la línea media conectando el valor de “ t ” en la siguiente ecuación para cada una de las coordenadas “ x ”.

$$\begin{aligned}
y_t &= \frac{m}{p^2}(2px - x^2) \text{ desde } x = 0 \text{ a } x = py_t \\
&= \frac{t}{0,2}(0,2969\sqrt{x} - 0,1260x - 0,3516x^2 \\
&\quad + 0,2843x^3 - 0,1015x^4)
\end{aligned}
\tag{1.3}$$

- 4) Determine las coordenadas finales para la superficie superior del perfil alar (x_u, y_u) y la superficie inferior (x_L, y_L) utilizando las siguientes relaciones.

$$x_u = x - y_t \sin \theta \tag{1.4}$$

$$y_u = y_c + y_t \cos \theta \tag{1.5}$$

$$x_L = x + y_t \sin \theta \tag{1.6}$$

$$y_L = y_c - y_t \cos \theta \tag{1.7}$$

$$\text{Donde: } \theta = \frac{dy_c}{dx} \tag{1.8}$$

1.3 COEFICIENTES AERODINÁMICOS:

Tras haber explicado las principales características y regiones del ala, se concluye que la inclinación y la forma del perfil respecto a la dirección de la corriente de aire genera diversas fuerzas aerodinámicas sobre dicho perfil.

Definimos el flujo externo como el movimiento de un fluido que se desarrolla libremente, es decir, sin restricciones impuestas por las superficies adyacentes. Contrariamente al interno, donde el fluido está confinado por una superficie. En nuestro caso de estudio, el perfil de ala de avión que se mueve en una corriente de aire, podemos afirmar que se trata de flujo externo, ya que la única limitación del fluido es que se ve obligado a rodear el sólido. Cabe tener

en cuenta que desde el punto de vista del sólido es lo mismo que sea el fluido el que se encuentra en movimiento respecto un cuerpo sólido, o el sólido el que se mueve en un medio donde existe un fluido.

Para un flujo externo, el aspecto importante a estudiar es la fuerza ejercida por el fluido sobre el sólido. La dirección de dicha fuerza depende de diversos factores, como la forma o la orientación del objeto, entre otros (**Figura 1.3.**). En cualquier caso, la fuerza neta que actúa sobre el sólido siempre puede considerarse como la suma de dos componentes: la paralela y la perpendicular al flujo. La componente paralela recibe el nombre de fuerza de arrastre o Drag, mientras que la componente perpendicular se denomina fuerza de sustentación o Lift. (Serna, A. 2019)

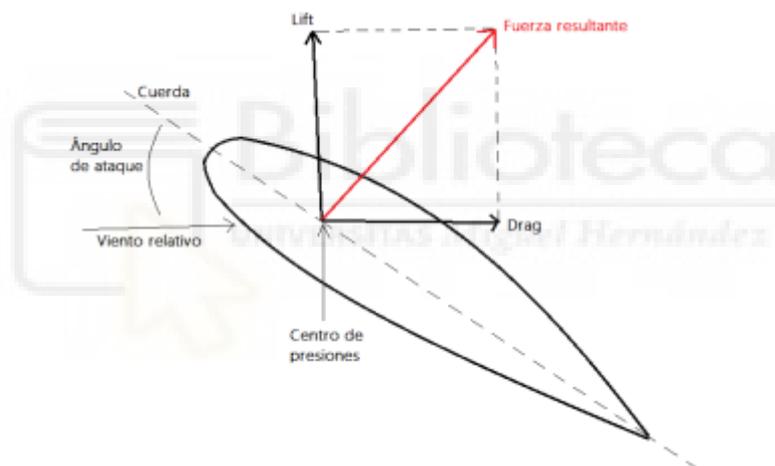


Figura 1.3: Fuerzas resultantes en un perfil alar. (Pazo, M 2018)

1.3.1 CAPA LÍMITE:

Se puede distinguir dos tipos de fuerzas de atracción intermolecular. Por un lado, las fuerzas cohesivas se dan entre moléculas iguales, es decir, entre moléculas del líquido. Por otro lado, las fuerzas adhesivas ocurren entre moléculas diferentes, en otras palabras, entre el líquido y el sólido alrededor del que fluye o que lo contiene.

Debido a la existencia de dichas fuerzas, cuando un líquido fluye sobre una superficie estacionaria, el fluido que está en contacto con la superficie

tenderá a adherirse a ella provocando un efecto de fricción. Es decir, hay un esfuerzo cortante que ralentiza el movimiento del fluido cerca del sólido (Figura 1.4).

Se define la capa límite como la región en la que el fluido está afectado por las fuerzas cohesivas y adhesivas, es decir por los esfuerzos viscosos. En otras palabras, la región en la que existe un gradiente de velocidades. La capa límite depende de las propiedades del fluido: a igualdad de tiempo transcurrido, la región será muy grande en fluidos muy viscosos, mientras que será más estrecha en fluidos de baja. (Serna, A. 2019)

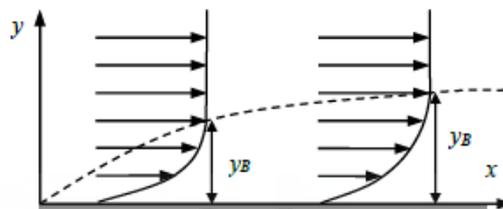


Figura 1.4: Flujo viscoso sobre una lámina plana. (Serna, A. 2019)

1.3.2 FUERZA DE ARRASTRE

Como se ha mencionado anteriormente, la fuerza de arrastre es la componente tangencial de la fuerza neta sobre el objeto. Es decir, la paralela al flujo. Dicha fuerza puede ser originada por varias causas.

En primer lugar, cuando un fluido se mueve por la superficie de un sólido éste se va frenando dentro de la capa límite debido a los efectos viscosos. En otras palabras, el sólido ejerce una fuerza de fricción, $F_{L/F}$, sobre el fluido en sentido opuesto al flujo. Consecuentemente, por la Ley de Acción-Reacción, el fluido también ejercerá una fuerza sobre el sólido de la misma magnitud, pero sentido opuesto, $F_{F/L}$ (Figura 1.5a). Dicha fuerza es denominada *arrastre de fricción*. Contribuirá en la fuerza de arrastre siempre que el sólido no esté orientado perpendicularmente al flujo, ya que en ese caso las fuerzas generadas se anulan entre sí por simetría.

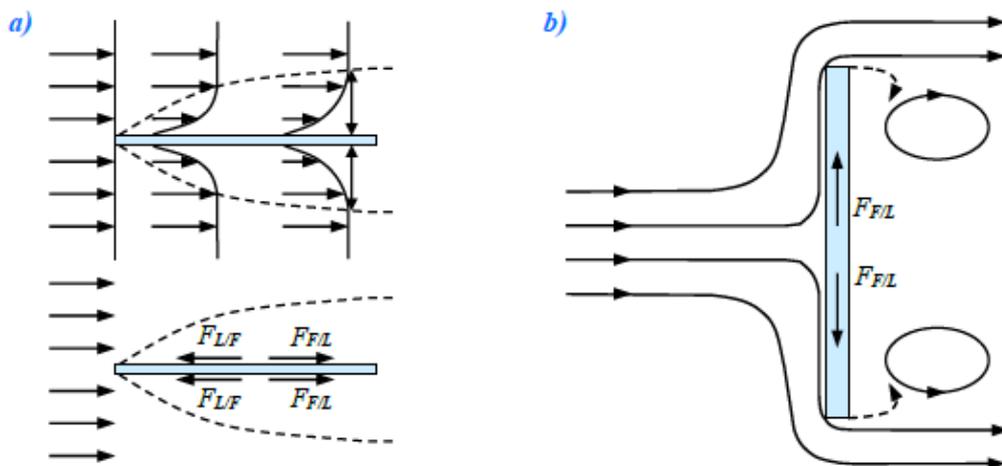


Figura 1.5: Fuerza de arrastre de fricción y de forma. (Serna, A. 2019)

En segundo lugar, también contribuye en la fuerza de arrastre el *arrastre de forma* (Figura 1.5b). Éste ocurre cuando las fuerzas de adhesión no son capaces de vencer la inercia que lleva el fluido en su movimiento, y por tanto éste se separa del sólido. Al haberse separado las líneas de corriente del sólido, detrás de él se forma una estela. Esto es una región de muy baja presión dominada por torbellinos turbulentos. Consecuentemente, la presión en la parte frontal del sólido es mayor que en la trasera generándose una fuerza de presión neta en la dirección del flujo. (Serna, A. 2019)

Definimos el punto de separación como el punto donde las líneas de corriente se separan del sólido. Cuanto más tarde ocurra el punto de separación, menor será la estela que se forma, y por tanto, menor será la fuerza de arrastre. Para modificar el punto de separación podemos, o bien jugar con la forma del objeto, o bien con la rugosidad del mismo. Por un lado, las formas suaves y alargadas en la parte posterior (a partir de la anchura máxima) en la dirección del flujo y sin cambios bruscos favorecen que el fluido se mantenga adherido, y por tanto, que se retrase el punto de separación. Por otro lado, si la superficie es rugosa se facilita la adhesión porque la superficie de contacto es mayor, así que se consigue retrasar el punto de separación. A cambio la fuerza de fricción aumenta, y por tanto, también lo hará el arrastre de fricción. Cabe puntualizar que generalmente la contribución a la fuerza de arrastre por arrastre de forma es más significativa que por fricción, así que una ligera rugosidad puede conducir a

una disminución en la fuerza de arrastre. Éste sería, por ejemplo, el caso de las pelotas de golf, donde los pequeños hoyuelos que tienen en la superficie mejoran la adherencia del aire a la superficie, disminuyendo la fuerza de arrastre.

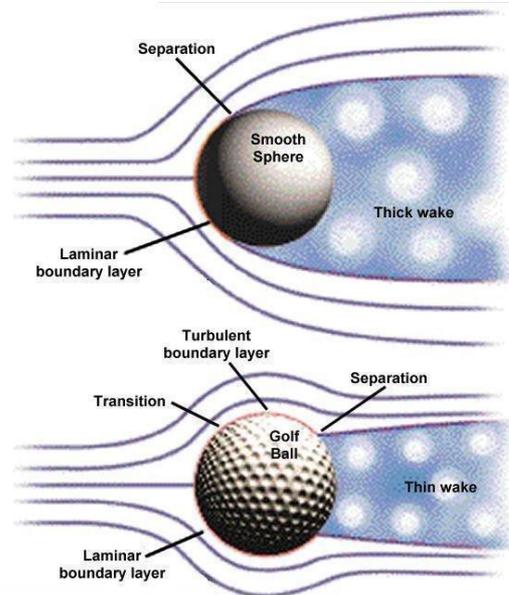


Figura 1.6: Diferencia entre pelota de golf con y sin hoyuelos, y comportamiento del flujo.

En cuanto al cálculo de la fuerza de arrastre, generalmente se debe recurrir a experimentos en túneles de viento o de agua. Para un objeto con una geometría y orientación dada se puede expresar la fuerza de arrastre como:

$$F_A = C_D A \frac{\rho v^2}{2} \quad (1.9)$$

Donde:

- A: es un área de referencia, generalmente el área transversal del sólido. En el caso de los perfiles de ala de avión se utiliza el área de planta, es decir, la proyección sobre un plano horizontal.
- ρ : es la densidad del fluido
- v: es la velocidad relativa entre el sólido y el fluido
- C_D : es el coeficiente de arrastre que generalmente debe ser determinado experimentalmente. Es un coeficiente adimensional. Su valor depende del

número de Reynolds y del caso en concreto que se está estudiando: forma, orientación y rugosidad del objeto

1.3.3 FUERZA DE SUSTENTACIÓN:

Como se ha mencionado anteriormente, la fuerza de sustentación es la componente normal de la fuerza neta sobre el objeto. Es decir, la perpendicular al fluido. La fuerza de sustentación se origina por un flujo asimétrico respecto a un plano horizontal. Es decir, las líneas de corriente son distintas según van por encima o por debajo del punto de estancamiento (punto en el que se separan las partículas de fluido que pasan por debajo y por encima del sólido). Por tanto, la distancia que deben recorrer las partículas según vayan por debajo o por encima del sólido serán diferentes. Pero como en ambos casos deben tardar lo mismo porque se juntan al bordearlo, por el lado que más distancia haya las partículas tendrán mayor velocidad.

La ecuación de Bernoulli nos dice que en un flujo ideal la energía mecánica debe conservarse, en la sección de entrada y salida es la misma:

$$\frac{P_e}{\rho} + \frac{1}{2}v_e^2 + gz_e = \frac{P_s}{\rho} + \frac{1}{2}v_s^2 + gz_s \quad (1.10)$$

El primer término recoge a las fuerzas de presión, que son las únicas que realizan trabajo. El segundo es la energía cinética y el tercero la potencial. Cabe puntualizar que para un flujo ideal no hay efectos térmicos, entonces el intercambio de calor con el entorno será nulo y no habrá variación de la energía interna.

En el caso particular de un flujo horizontal, no habrá variación en la energía potencial. Por tanto, se puede simplificar la ecuación de Bernoulli obteniendo:

$$P_1 - P_2 = \frac{\rho}{2}(v_2^2 - v_1^2) \quad (1.11)$$

Así que se puede afirmar que al aumentar la velocidad de un fluido disminuye la presión, y viceversa. Este fenómeno se denomina efecto Venturi.

Volviendo a nuestro objeto que es bordeado por un flujo asimétrico podemos afirmar entonces que por el efecto Venturi, la diferencia de velocidades entre las superficies implicará una diferencia de presiones. Consecuentemente, sobre el sólido existirá una fuerza de presión neta dirigida hacia la superficie donde la presión es menor. Esta fuerza ocasionada por la diferencia de presiones es la llamada fuerza de sustentación. En el caso de los perfiles de ala de avión nos interesará que vaya hacia arriba.

Las causas que pueden provocar un flujo asimétrico pueden ser diversas. Por un lado, se puede conseguir tener un flujo asimétrico jugando con la forma del objeto. Si el sólido no es simétrico respecto el plano horizontal, el recorrido que hacen las partículas por encima y por debajo no coincide. Por otro lado, la orientación del objeto también puede influir. Por más que el sólido sea simétrico al variar su orientación respecto a la dirección de incidencia del flujo (Figura 1.7b), el punto de estancamiento se desplaza del plano horizontal. Por tanto, el trayecto por la parte superior e inferior no será el mismo.

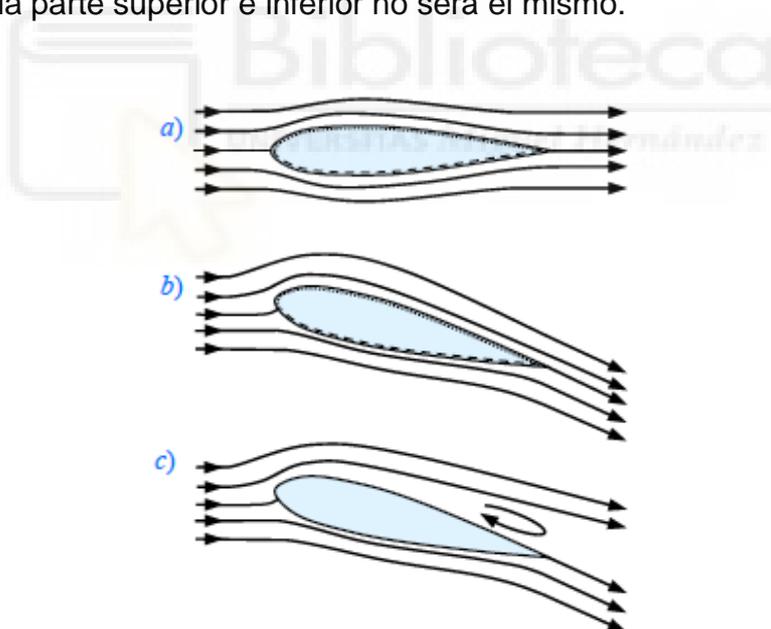


Figura 1.7: Sustentación en un perfil alar de avión (Serna, A. 2019)

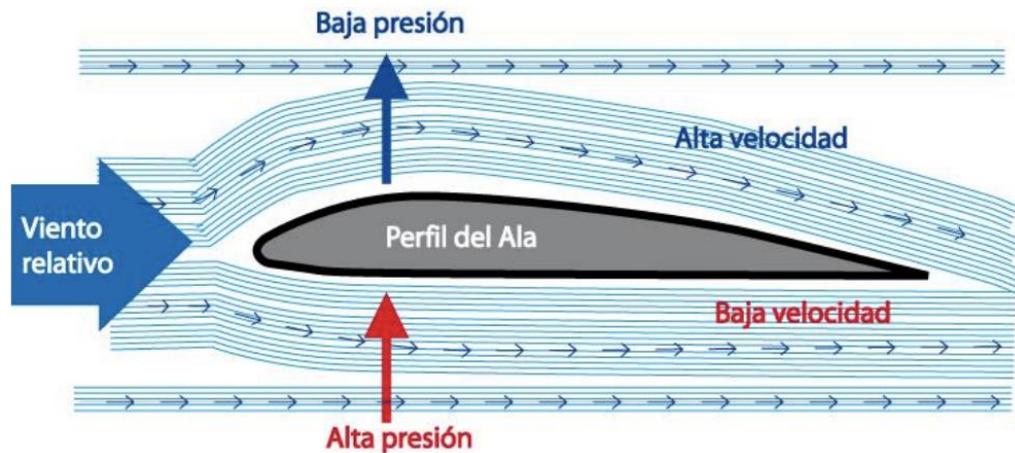


Figura 1.8: Principio de Bernoulli aplicado al perfil alar. (Serna, A. 2019)

En cuanto al cálculo de la fuerza de sustentación, por las mismas razones expuestas para las fuerzas de arrastre, las fuerzas de sustentación pueden expresarse como:

$$F_L = C_L A_p \frac{\rho v^2}{2} \quad (1.12)$$

Donde A_p es el área de planta (proyección sobre un plano horizontal paralelo al flujo) del sólido. Mientras que C_L es el *coeficiente de sustentación*. Al igual que ocurría con C_D , el valor de C_L depende de múltiples factores, por lo que generalmente debe ser determinado de forma experimental.

1.4 OBJETIVOS:

En la sección anterior, hemos visto que la introducción de hoyuelos en una pelota de golf favorece que el aire tarde más en separarse de ella y, por tanto, contribuye a que la estela posterior sea más pequeña. Es decir, los hoyuelos hacen disminuir la fuerza de frenado (de arrastre) producida por el aire sobre la pelota. Con ello, se mejora la aerodinámica y la pelota alcanzará una mayor distancia.

El objetivo fundamental del presente proyecto es estudiar si la introducción de una fila de hoyuelos esféricos en un perfil de ala de avión puede llegar a producir un efecto similar al observado en una pelota de golf. Dicho de otro modo, estudiar si podemos conseguir una mejora en la eficiencia

aerodinámica de un perfil NACA mediante una alteración tan sencilla como introducir una fila de hoyuelos sobre la superficie del perfil. En caso de obtener una respuesta positiva, analizaremos también el modo óptimo de incorporar esa fila de hoyuelos. Es decir, analizaremos en qué posición debemos situar dicha fila, y qué profundidad deben tener los hoyuelos, para maximizar la mejora en la eficiencia aerodinámica.

Para el presente proyecto se escogió el perfil NACA 4412, siendo el mismo un perfil asimétrico. Exactamente, posee un máximo espesor del 12% con una inclinación del 4% ubicada al 40% hacia atrás desde el borde de ataque del perfil aerodinámico. El motivo de su elección fue principalmente porque es uno de los perfiles NACA de 4 dígitos más usados hasta la fecha en el diseño y fabricación de aeronaves. Concretamente, según un estudio realizado por la Universidad de Illinois Urbana-Champaign en 2010, el perfil alar NACA 4412 es el segundo más utilizado, justo por detrás del perfil aerodinámico NACA 221. Estamos hablando de que dichos perfiles están presentes en 109 y 116 aeronaves respectivamente, frente a los 105 o 74 que se corresponden con los siguientes perfiles – NACA 2412 y NACA 4415-. Algunas de las aeronaves que usan el perfil aerodinámico NACA 4412 son: Avtech Jabiru LSA/St, Aeronca 11-AC Chief, Stinson 105 Voyager, Barrows Bearhawk, además de muchas más.

1.5 ESTADO ACTUAL DEL TEMA:

En la actualidad, son muy pocos los estudios que podemos encontrar en la literatura sobre la implementación de hoyuelos en perfiles aerodinámicos NACA diseñados en 3D. A continuación, se procederá a explicar brevemente algunos de estos estudios realizados con diseños 2D y 3D de varios perfiles NACA tales como el modelo 0012, 0017, 6615.

Mehtar y Altaf (2020) han analizado el efecto en la separación de la capa límite de hoyuelos y bultos con formas esféricas y piramidales. Se diseñaron 6 tipos de modificaciones en el perfil alar. El perfil NACA 0012 fue diseñado en 3D con Solidworks y simulado con CFD análisis de Ansys Fluent. Las modificaciones fueron realizadas directamente en el perfil simétrico NACA 0012 con una cuerda

de 0,25 m y una envergadura de 0,25 m. El objetivo del estudio era entender el flujo de aire alrededor del perfil alar y cómo la introducción de hoyuelos y bultos afectan el flujo. En todos los casos, los hoyuelos o bultos fueron introducidos cerca de la parte frontal del perfil, a menos de un 30% de la longitud de cuerda. Llegaron a la conclusión de que, aunque en todas las modificaciones se observa un retraso en la separación de la capa límite, sólo los hoyuelos esféricos producían un aumento en el coeficiente de sustentación, aunque casi irrelevante: en el caso más favorable de un ángulo de ataque de 10° , encuentran $C_L=0,512$ (sin hoyuelos) frente a $C_L=0,516$ (con hoyuelos).

Lewthwaite y Amaechi (2021) han analizado el “efecto hoyuelo” en alas de los aviones con el perfil alar NACA 0017. Para ello, utilizaron un diseño 2D en el que implementaron una pequeña cavidad ubicada a 92% de la cuerda. Para este estudio se diseñaron cuatro geometrías partiendo del perfil alar antes mencionado, en la que una de sus geometrías era la implantación de hoyuelos elípticos por extrádos e intrádos del perfil alar, una segunda geometría era un hoyuelo cuadrado implantado en los extrádos del perfil, la tercera geometría aplicada era un hoyuelo triangular ubicado por los intrádos y la cuarta geometría era sin la colocación de hoyuelos en el perfil. Luego de su simulación utilizando CFD software utilizando Autodesk CFD, concluyeron que cada extremo del hoyuelo tenía un efecto característico diferente en la distribución del flujo alrededor del hoyuelo. Además, hubo cierto retraso en el punto de separación que condujo a mayor rendimiento aerodinámico.

Finalmente, Allarton, Yao, Clifford, Hitchborn, Parker y Shaw (2020) realizaron una investigación la modificación de la superficie de un perfil alar a través de hoyuelos, en la que se aplican tres tipos de hoyuelos con un tamaño de 5, 10, 15 mm en la superficie del perfil aerodinámico NACA 6615 a una longitud del 25% de la cuerda desde el borde de ataque, en la que el estudio numérico se realizó con CFD ANSYS software. Luego, un modelo físico hecho a través de la fabricación aditiva de impresión 3D, se probaron ángulos de ataque entre 0 y 20° , y una velocidad de viento de hasta 30 m/s en un túnel de viento subsónico. Los resultados experimentales obtenidos y de CFD muestran que el

tamaño del hoyuelo más pequeño proporciona el aumento más significativo en la relación sustentación resistencia con un ángulo de ataque por encima de 10° . Esta relación aumenta aún más con la velocidad del viento, lo que indica que el ángulo de ataque alta favorece a la carga aerodinámica para mejorar el rendimiento de reducción de la resistencia. En cambio, no encontraron ningún efecto significativo de los hoyuelos para ángulos de ataque inferiores a 10° , que son los habituales en aviones comerciales.

En resumen, entre los pocos estudios previos que hemos localizado, encontramos que dos de ellos (Mehtar y Altaf 2030; Allarton et al. 2020) han efectuado simulaciones 3D, pero en ambos casos encuentran que la mejora en el coeficiente de sustentación es muy moderada, casi insignificante para ángulos de ataque inferiores a 10° . No obstante, en ambos casos, los hoyuelos fueron situados cerca del borde de ataque, en el primer tercio del recorrido del flujo (posiciones inferiores al 30% de la cuerda). Nuestra hipótesis de trabajo es que, para conseguir una mayor mejora en la eficiencia aerodinámica del perfil alar, los hoyuelos deberían estar situados cerca del punto de separación del flujo. Es decir, en la segunda mitad del recorrido del flujo (posiciones superiores a un 60% o 70% de la cuerda). Aunque el estudio 2D de Lewthwaite y Amaechi (2021) parece apoyar esta hipótesis, es necesario efectuar un análisis completo mediante simulaciones 3D del problema. Esto es lo que haremos en este TFG.

2. PROCEDIMIENTO CFD: VALIDACIÓN

El objetivo de esta parte de la memoria es describir la metodología empleada: Dinámica de Fluidos Computacional. Para validar el procedimiento y la elección de los distintos parámetros de simulación, el primer paso será aplicarlo a perfiles NACA 4412 no modificados. La eficiencia aerodinámica de estos perfiles no modificados, a distintos ángulos de ataque, ha sido estudiada previamente por otros autores. La comparación de los resultados obtenidos aquí con los encontrados por estos autores permitirá comprobar que ambos coinciden razonablemente y, por tanto, que las herramientas de simulación empleadas en esta memoria consiguen reproducir correctamente las características aerodinámicas de estos perfiles alares.

2.1 SIMULACIONES CFD AUTODESK:

La mecánica de fluidos es un área de la física que estudia el movimiento de los fluidos y las fuerzas que los provocan. Para describir el movimiento de los fluidos se recurre a nivel teórico a ecuaciones como la de Navier-Stokes. De manera que a partir de unas condiciones iniciales (valor de las propiedades del fluido en el instante inicial); condiciones dinámicas (fuerzas que actúan sobre el fluido); y condiciones de frontera (cualquier aspecto externo que limite el movimiento del fluido) la resolución de tales ecuaciones permite determinar cómo se va a mover el fluido en instantes posteriores. El problema es que son de una elevada complejidad matemática y, por tanto, imposibles de resolver excepto para geometrías muy simples. Consecuentemente se debe recurrir a las simulaciones: experimentales o por ordenador.

Mediante una simulación experimental se pretende reproducir, mediante maquetas de tamaño reducido, una situación para la que no hemos podido obtener la solución teórica. Aquí, la solución se obtiene midiéndola directamente, para luego extrapolar los resultados a tamaño real. Como alternativa, o complemento, también se pueden realizar las simulaciones por ordenador. En este caso se analiza el comportamiento de un fluido mediante métodos numéricos, es decir, se aplican las ecuaciones básicas en muchos puntos. Son

evidentes las múltiples ventajas que nos da este último procedimiento respecto al experimental. Como pueden ser que permite modificar parámetros del modelo o de las condiciones y que son más baratas, entre otras. Como contrapartida, los resultados no siempre son 100% fiables.

En este proyecto se hizo uso de simulaciones CFD (Computational Fluid Dynamics). Concretamente, de la herramienta Autodesk CFD para realizar el estudio aerodinámico del perfil NACA 4412 y de las modificaciones que le haremos. Este software permite además calcular las transferencias térmicas. Asimismo, para la realización del diseño del perfil se utilizó SolidWorks 2021 y en algunas ocasiones Autodesk Inventor 2021. Igualmente, se empleó Fusión 360 versión 2021 para corregir orientaciones con respecto al origen, simplificaciones del diseño.

2.2 DESCRIPCIÓN DEL PROCEDIMIENTO EN AUTODESK CFD

La mecánica de fluidos, como antes se mencionó, se rige por un conjunto de ecuaciones matemáticas que definen el comportamiento de los fluidos en movimiento. Estas ecuaciones se basan en la aplicación a un fluido de tres principios fundamentales: ecuación de conservación de la masa (o ecuación de continuidad), ecuación de conservación de la cantidad de movimiento, y ecuación de conservación de la energía. El problema es que son ecuaciones diferenciales parciales que están íntimamente relacionadas unas con otras y no son lineales, lo que hace que sea imposible obtener una solución analítica general. Por ello se recurre a algoritmos numéricos para determinar la solución de estas ecuaciones. Hay numerosos métodos disponibles, en el caso particular de la herramienta Autodesk CFD se recurre al análisis numérico diferencial que describiremos a continuación.

2.2.1 ECUACIÓN DE CONTINUIDAD:

La ecuación de continuidad es una expresión matemática del principio de conservación de la masa. Este principio proclama que la masa no puede ser creada ni destruida, sólo se transforma.

En el caso particular de la dinámica de fluidos el principio de conservación de la masa establece que la diferencia entre los flujos máscicos entrantes y los flujos máscicos salientes de un volumen de control debe ser igual a la tasa de cambio de masa observada dentro de dicho volumen. Expresándolo de forma diferencial:

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho \vec{v}) = 0 \quad (2.1)$$

Donde:

- El primer término expresa el ritmo de acumulación de masa: es decir la variación de la masa con el tiempo (el flujo no tiene por qué ser constante)
- El segundo término expresa el caudal máscico neto: flujo máscico que entra menos el que sale del volumen de control

A su vez expresando este último término desarrollado y no en notación vectorial, se obtiene:

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \frac{\partial \rho u}{\partial x} + \frac{\partial \rho v}{\partial y} + \frac{\partial \rho w}{\partial z} = 0 \quad (2.2)$$

Esta es la expresión de la ecuación de continuidad de la que hará uso Autodesk CFD.

2.2.2 ECUACIÓN DE LA CANTIDAD DE MOVIMIENTO:

La ecuación de la cantidad de movimiento es la ecuación de la dinámica de Newton y describe la dinámica del medio fluido. La segunda ley de Newton nos dice que la variación temporal de la cantidad de movimiento es igual a la fuerza. Los casos en los que no varía la masa, se puede formular según la conocida expresión:

$$F = m \cdot a \quad (2.3)$$

Que viene a decir que la fuerza es igual a la masa por la aceleración.

$$\begin{aligned}
\rho \frac{du_i}{dt} + \rho u_i \nabla \vec{V} &= \rho g_i - \frac{d\rho}{dx_i} + \frac{d}{dx_i} \left[2\mu \frac{du_i}{dx_i} \right] \\
&+ \frac{d}{dx_j} \left[\mu \left(\frac{du_i}{dx_j} + \frac{du_j}{dx_i} \right) \right] \\
&+ \frac{d}{dx_k} \left[\mu \left(\frac{du_i}{dx_k} + \frac{du_k}{dx_i} \right) \right] + S_\omega + S_{DR}
\end{aligned} \tag{2.4}$$

El término antes del igual es la variación temporal de la cantidad de movimiento.

Las distintas fuerzas sobre el sistema son:

- La fuerza de la gravedad, o peso: ρg_i
- Las fuerzas de presión:

$$\begin{aligned}
-\frac{d\rho}{dx_i} + \frac{d}{dx_i} \left[2\mu \frac{du_i}{dx_i} \right] + \frac{d}{dx_j} \left[\mu \left(\frac{du_i}{dx_j} + \frac{du_j}{dx_i} \right) \right] \\
+ \frac{d}{dx_k} \left[\mu \left(\frac{du_i}{dx_k} + \frac{du_k}{dx_i} \right) \right]
\end{aligned} \tag{2.5}$$

- Las fuerzas inerciales: S_ω
- Las fuerzas viscosas: S_{DR}

Las fuerzas inerciales, por el principio de D'Allambert, aparecen cuando el sistema de referencia no es inercial. Estas están compuestas por:

- La fuerza de Coriolis: $2\rho\omega_i \times V_i$
- La fuerza centrífuga: $\rho\omega_i \times \omega_i \times r_i$

Quedando la siguiente expresión:

$$S_\omega = -2\rho\omega_i \times V_i - \rho\omega_i \times \omega_i \times r_i \tag{2.6}$$

Las fuerzas viscosas se pueden modelar mediante la siguiente ecuación:

$$S_{DR} = -\left(K_i + \frac{f}{D_H}\right) \frac{\rho V_i^2}{2} - C_\mu V_i \tag{2.7}$$

El primer término es la pérdida por el coeficiente de forma, el segundo es el método del factor de fricción y el último sigue la relación de Darcy. Según la aplicación o/y la información de la que se dispone las fuerzas viscosas se modelizan con uno u otro término. Por ejemplo, el método del factor de fricción resulta conveniente cuando se conoce la caída de presión frente a la variación de flujo. Mientras que el método del factor de fricción es adecuado cuando se tiene un flujo interno con geometrías no regulares. Para flujos de cama, como se suele conocer la permeabilidad, la relación de Darcy es la utilizada. Por tanto, podemos concluir que como en nuestro estudio no cumplimos ni la segunda ni la tercera casuística las fuerzas viscosas se modelizarán mediante el método del factor de forma.

Finalmente, desarrollando la ecuación 2.4 para cada coordenada:

Momento en X:

$$\begin{aligned} & \rho \frac{\partial u}{\partial t} + \rho u \frac{\partial u}{\partial x} + \rho v \frac{\partial u}{\partial y} + \rho w \frac{\partial u}{\partial z} \\ = & \rho g_x - \frac{\partial p}{\partial x} + \frac{\partial}{\partial x} \left[2\mu \frac{\partial u}{\partial x} \right] + \frac{\partial}{\partial y} \left[\mu \left(\frac{\partial u}{\partial y} + \frac{\partial v}{\partial x} \right) \right] + \frac{\partial}{\partial z} \left[\mu \left(\frac{\partial u}{\partial z} + \frac{\partial w}{\partial x} \right) \right] \\ & + S_{\omega} + S_{DR} \end{aligned} \quad (2.8)$$

Momento en Y:

$$\begin{aligned} & \rho \frac{\partial v}{\partial t} + \rho u \frac{\partial v}{\partial x} + \rho v \frac{\partial v}{\partial y} + \rho w \frac{\partial v}{\partial z} \\ = & \rho g_y - \frac{\partial p}{\partial y} + \frac{\partial}{\partial x} \left[\mu \left(\frac{\partial u}{\partial y} + \frac{\partial v}{\partial x} \right) \right] + \frac{\partial}{\partial y} \left[2\mu \frac{\partial v}{\partial y} \right] + \frac{\partial}{\partial z} \left[\mu \left(\frac{\partial v}{\partial z} + \frac{\partial w}{\partial y} \right) \right] \\ & + S_{\omega} + S_{DR} \end{aligned} \quad (2.9)$$

Momento en Z:

$$\begin{aligned}
& \rho \frac{\partial w}{\partial t} + \rho u \frac{\partial w}{\partial x} + \rho v \frac{\partial w}{\partial y} + \rho w \frac{\partial w}{\partial z} \\
= & \rho g_z - \frac{\partial p}{\partial z} + \frac{\partial}{\partial x} \left[\mu \left(\frac{\partial u}{\partial z} + \frac{\partial w}{\partial x} \right) \right] + \frac{\partial}{\partial y} \left[\mu \left(\frac{\partial v}{\partial z} + \frac{\partial w}{\partial y} \right) \right] + \frac{\partial}{\partial z} \left[2\mu \frac{\partial w}{\partial z} \right] \\
& + S_\omega + S_{DR}
\end{aligned} \tag{2.10}$$

2.2.3 ECUACIÓN DE LA CONSERVACIÓN DE LA ENERGÍA:

La ecuación de conservación de la energía es una expresión matemática del principio de conservación de la energía. Este principio proclama que la energía no puede ser creada ni destruida, sólo se transforma. Es decir, que la cantidad de energía en un sistema físico cerrado permanece constante e invariable en el tiempo.

El primer principio de la termodinámica, que no es más que la aplicación del principio de la conservación de la energía, nos dice que la variación de energía en un sistema debe ser igual a la suma del calor y el trabajo intercambiado entre el sistema y el entorno:

$$dE = dQ - \delta W \tag{2.11}$$

Aplicando dicho principio a un volumen material de fluido, es decir, a un volumen que se mueve con el fluido y representa un conjunto de las mismas partículas a lo largo del tiempo:

Como fuerzas que ejercen un trabajo sobre el sistema tenemos la **gravedad** y las **fuerzas de superficie** (tensiones sobre la superficie del volumen).

En cuanto al calor, tendremos un **flujo de calor por conducción**. Además, puede haber un **flujo de calor por radiación** o debido a campos electromagnéticos. Asimismo, el sistema puede generar o absorber energía en forma de calor por reacciones químicas internas, un cambio de fase, reacciones nucleares, etc. Cabe aclarar que no hay flujo de calor por convección porque es el volumen el que se mueve transportando su propia energía a lo largo del fluido.

Respecto a la **energía** del sistema, ésta será la suma de la energía cinética, potencial e interna. Cabe puntualizar que para el desarrollo de la expresión la energía potencial se tendrá en cuenta en el trabajo realizado por la gravedad.

Asimismo, la variación de energía será respecto al tiempo, ya que el régimen es transitorio, y respecto a la posición, cada partícula puede tener una energía distinta.

Expresando cada uno de los términos descritos, como todos están integrados sobre el mismo volumen nos queda:

$$\begin{aligned} \rho \frac{d}{dt} \left(\hat{u} + \frac{u_i u_i}{2} \right) + \rho \frac{d}{dx_i} \left(\hat{u} + \frac{u_i u_i}{2} \right) \\ = \frac{d}{dx_i} \left(k \frac{dT}{dx_i} \right) + q_V + \frac{d(\tau_{ji} u_i)}{dx_j} \\ + \rho g_i u_i \end{aligned} \quad (2.12)$$

Si desarrollamos y reordenamos la ecuación:

$$\begin{aligned} u_i \left(\rho \frac{du_i}{dt} - \rho g_i - \frac{d\tau_{ij}}{dx_j} \right) + \rho \frac{d\hat{u}}{dt} + \rho u_i \frac{d\hat{u}}{dx_i} \\ = \frac{d}{dx_i} \left(k \frac{dT}{dx_i} \right) + q_V + \tau_{ji} \frac{du_i}{dx_j} \end{aligned} \quad (2.13)$$

Si nos fijamos en el primer paréntesis, nos damos cuenta de que coincide con la ecuación de la cantidad de movimiento. Por tanto, es igual a 0.

Desarrollando el tensor de tensiones para un fluido se puede expresar el último término como la suma del trabajo por unidad de tiempo de la presión asociado a la compresibilidad y el trabajo de deformación por unidad de tiempo de las tensiones viscosas:

$$\begin{aligned} \rho \frac{d\hat{u}}{dt} + \rho u_i \frac{d\hat{u}}{dx_i} \\ = \frac{d}{dx_i} \left(k \frac{dT}{dx_i} \right) + q_V - P \frac{d}{dx_i} (u_i) + \phi \end{aligned} \quad (2.14)$$

Asimismo, el término de la disipación viscosa (Φ) es despreciable en los problemas en los que la fricción no introduce cambios apreciables en la temperatura. Es decir, si la viscosidad del fluido a analizar es baja y/o el gradiente de velocidades también (que no llegue a ser un flujo supersónico). En nuestro caso particular, tenemos un flujo subsónico y el fluido es aire, por tanto, se puede despreciar.

Igualmente, el penúltimo término es nulo para los fluidos incompresibles debido a que está asociado a los esfuerzos por compresibilidad. En nuestro análisis también despreciaremos este término porque, pese a que el aire no es incompresible, para unas velocidades menores a 0,3 Mach se puede considerar incompresible sin cometer mucho error.

Finalmente, para fluidos incompresibles se puede expresar la energía interna en función de la entalpía. A su vez, asumiendo que el calor específico es constante, la entalpía es igual al producto de la temperatura por el calor específico. Por tanto, la ecuación nos queda:

$$\rho C_p \frac{dT}{dt} + \rho u_i C_p \frac{dT}{dx_i} = \frac{d}{dx_i} \left(k \frac{dT}{dx_i} \right) + q_v \quad (2.15)$$

Y si desarrollamos todos los términos para cada eje obtenemos la expresión de la ecuación de la conservación de la energía que usará CFD Autodesk para resolver nuestro estudio:

$$\rho C_p \frac{\partial T}{\partial t} + \rho C_p u \frac{\partial T}{\partial x} + \rho C_p v \frac{\partial T}{\partial y} + \rho C_p w \frac{\partial T}{\partial z} = \frac{\partial}{\partial x} \left[k \frac{\partial T}{\partial x} \right] + \frac{\partial}{\partial y} \left[k \frac{\partial T}{\partial y} \right] + \frac{\partial}{\partial z} \left[k \frac{\partial T}{\partial z} \right] + q_v \quad (2.16)$$

Donde q_v es el flujo de calor generado o absorbido por el sistema debido a reacciones químicas internas, cambios de fase o reacciones nucleares o intercambiado con el entorno por radiación o debido a campos electromagnéticos u otras posibles causas. En nuestro estudio este término será nulo.

En resumidas cuentas, la expresión nos viene a decir que la variación de energía interna con el tiempo es igual al flujo de calor neto intercambiado con el entorno por conducción más el flujo de calor generado/ absorbido por el sistema o intercambiado con el entorno por cualquier otra causa (radiación, reacciones químicas...).

Con la ecuación de la continuidad, de la cantidad de movimiento y de conservación de la energía tenemos 5 ecuaciones con 5 incógnitas: u , v , w , p , T . Pero al ser no lineales y estar interrelacionadas entre ellas CFD Autodesk las resuelve aplicándolas a todos los puntos del mallado y mediante múltiples iteraciones.

2.3 MODELO DE TURBULENCIA:

En la mecánica de fluidos, se llama flujo turbulento al movimiento de un fluido que se da de forma caótica en la que las partículas se mueven desordenadamente y las trayectorias de las partículas se encuentran formando remolinos aperiódicos, llamados vórtices. Esto ocurre en un gran número de configuraciones. Para este proyecto se va a estudiar el rendimiento aerodinámico del perfil NACA 4412 y esto incluye el comportamiento del fluido al insertar hoyuelos a diversos ángulos de ataque, por lo que resultaría conveniente incluir flujo turbulento a dicho estudio.

2.3.1 SHEAR STRESS TRANSPORT (SST k- ω)

Este modelo de transporte de esfuerzo cortante o SST combina las ventajas de los modelos: Modelo estándar k- ω y Modelo Standard k- ϵ (SKE), de manera que aplicando el modelo SKE para el cálculo del flujo libre lejano a la pared y se utiliza el modelo k- ω en las zonas próximas a las paredes. Por lo que los dos modelos anteriormente mencionados, se basan en la energía cinética turbulenta y en su disipación. En este modelo la viscosidad turbulenta se calcula de la siguiente expresión:

$$\mu_t = \frac{a_1 k_t}{\max(a_1 \omega, SF_2)} \quad (2.17)$$

Para poder obtener el valor de la energía cinética k_t y la tasa de disipación específica de turbulencia se utilizan las ecuaciones de transporte, que se describen a continuación:

- 1) Ecuación de transporte para la energía cinética turbulenta

$$\frac{d}{dt}(\rho k_t) + \frac{d}{dx_i}[\rho u_i k_t - (\mu + \sigma_k \mu_t) \frac{d\omega}{dx_i}] = P_k - \beta^* \rho k_t \quad (2.18)$$

- 2) Ecuación de transporte para la tasa específica de turbulencia es:

$$\begin{aligned} \frac{d}{dt}(\rho \omega) + \frac{d}{dx_i} \left[\rho u_i \omega - (\mu + \sigma_\omega \mu_t) \frac{d\omega}{dx_i} \right] \\ = \frac{\alpha}{\mu_t} P_k - \beta \rho \omega^2 + 2(1 - F_1) \frac{\rho \sigma_{\omega 2}}{\omega} \frac{dk_t}{dx_i} \frac{d\omega}{dx_i} \end{aligned} \quad (2.19)$$

En la que la tasa de variación de la producción por unidad de masa P_k se describe de la siguiente manera:

$$P_k = \min \left(\tau_{ij} \frac{du_i}{dx_j}, 10\beta^* k_t \omega \right) \quad (2.20)$$

F_1 y F_2 son funciones conocidas como blending functions que se calculan mediante interpolación:

$$F_1 = \tanh \left\{ \left[\left(\frac{\sqrt{k}}{\beta^* \omega y}, \frac{500\nu}{y^2 \omega} \right), \frac{4\sigma_{\omega 2} k_t}{CD_{k\omega} y^2} \right] \right\}^4 \quad (2.21)$$

$$F_2 = \tanh \left[\left[\max - \left(\frac{2\sqrt{k_t}}{\beta^* \omega y}, \frac{500\nu}{y^2 \omega} \right) \right]^2 \right] \quad (2.22)$$

La interpolación de ambas funciones se calcula de la siguiente manera:

$$\Phi = \Phi_1 F_1 + \Phi_2 (1 - F_1) \quad (2.23)$$

Donde $CD_{k\omega}$ es el coeficiente de difusión cruzada y se expresa de la siguiente forma:

$$CD_{k\omega} = \max \left(2\rho\sigma_{\omega 2} \frac{1}{\omega} \frac{dk}{dx_i} \frac{d\omega}{dx_i}, 10^{-10} \right) \quad (2.24)$$

Para estas ecuaciones existen valores que son constantes tales como:

$$a_1 = 0,31, \quad \beta^* = \frac{9}{100}, \quad \sigma_{k1} = 0,85, \quad \alpha = \frac{13}{25}, \quad \beta_1 = \frac{3}{40}, \quad \beta_2 = 0,0828, \\ \sigma_{k2} = 1, \quad \sigma_{\omega 1} = \frac{1}{2}, \quad \sigma_{\omega 2} = 0,856$$

Para la simulación numérica del proyecto se utilizará este modelo, ya que este modelo es una combinación de los modelos k- ϵ y k- ω , se aprovechará las mejores características de estos modelos, por lo que se tendrá un modelo que trabaje las regiones cercanas a las superficies y las regiones de flujo libre.

2.4 DISEÑO DE PERFIL ALAR NACA 4412

2.4.1 CÁLCULO DE LAS COORDENADAS DEL PERFIL ALAR A PARTIR DE LAS FÓRMULAS MATEMÁTICAS

El diseño del perfil alar NACA 4412 que se utilizará en este proyecto fue realizado con SolidWorks 2021. En la actualidad existen muchos sitios webs en la que podemos extraer el modelo 2D de nuestro perfil aerodinámico, pero para nuestro trabajo se decidió realizarlo a través de las fórmulas que se rigen estos perfiles NACA, en la que las fórmulas están descritas en el apartado 1.2.2.

Aplicando las fórmulas explicadas en el apartado 1.2.2. en orden se llegó a obtener los siguientes puntos para extrádos. Luego estos puntos se llevaron a una gráfica para su representación, obteniendo los siguientes valores:

x_u	y_u
1,000166526	0,001248947
0,950890696	0,014394904
0,901598736	0,026610849
0,802322503	0,048350383
0,702437194	0,066557917
0,602026164	0,081144243
0,50235058	0,091816074
0,4	0,098030108
0,297002881	0,097442385
0,245556548	0,093621026
0,194290931	0,087090687
0,143370145	0,077413842
0,093053557	0,063809619
0,06826352	0,055049012
0,043872421	0,044389737
0,020181371	0,030543104
0,008897557	0,021054193
0	0

Tabla 2.1: Coordenadas finales para la superficie de los extrádos.

Luego de obtener las coordenadas finales se procedió a representarlos en una gráfica obteniendo:

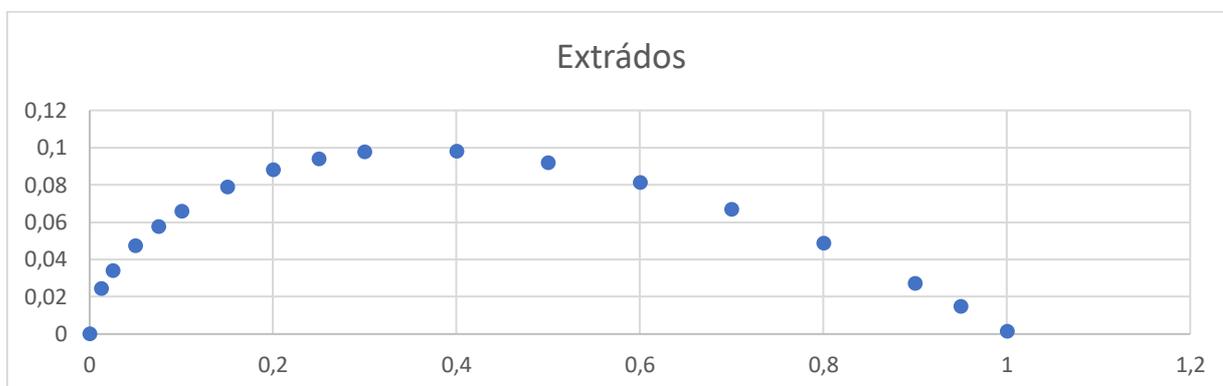


Figura 2.1: Coordenadas finales para la superficie de los extrados.

Para el cálculo de las coordenadas de los intrados, se aplicaron las fórmulas correspondientes del apartado 1.2.2., obteniendo los siguientes valores de coordenadas:

x_l	y_l
0,9998335	-0,0012489
0,9509785	-0,0016171
0,9015987	-0,0021664
0,8023225	-0,0039059
0,7024372	-0,0065579
0,6020262	-0,0100331
0,5011762	-0,0140383
0,4	-0,0180301
0,3029971	-0,0224424
0,2544435	-0,024871
0,2057091	-0,0270907
0,1566299	-0,0286638
0,1069464	-0,0288096
0,0817365	-0,0278615
0,0561276	-0,0256397
0,0298186	-0,0208556
0,0161024	-0,0161323
0	0

Tabla 2.2: Coordenadas finales para la superficie de los intrados.

Luego de obtener las coordenadas finales se procedió a representarlos en una gráfica obteniendo:

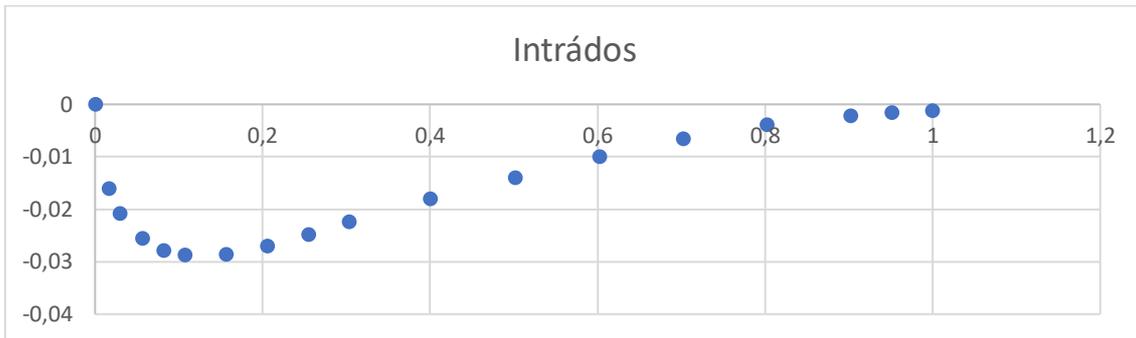


Figura 2.2: Coordenadas finales para la superficie de los intradós.

Uniendo las coordenadas finales obtenidas en los extradós e intradós obtenemos:

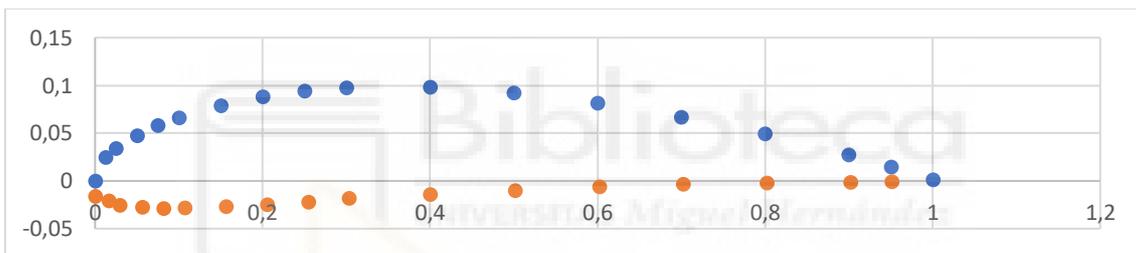


Figura 2.3: Perfil alar NACA 4412.

2.4.2 DISEÑO 2D Y 3D DEL PERFIL AERODINÁMICO NACA 4412

Luego de haber obtenido todas las coordenadas finales de los extradós e intradós del perfil aerodinámico a partir de sus ecuaciones matemáticas, se llevó estas coordenadas a SolidWorks de forma que con la opción de curva 3D se creó la curva del perfil alar. Luego, se procedió a dimensionar el mismo de manera que su cuerda fuese 1,3 m. Finalmente, con la herramienta de extrusión, se le dio la medida de 5,2 m de envergadura. Se decidió dar estas medidas, ya que son valores aproximados a la mitad de distancia del perfil alar completo de las aeronaves mencionadas con anterioridad.

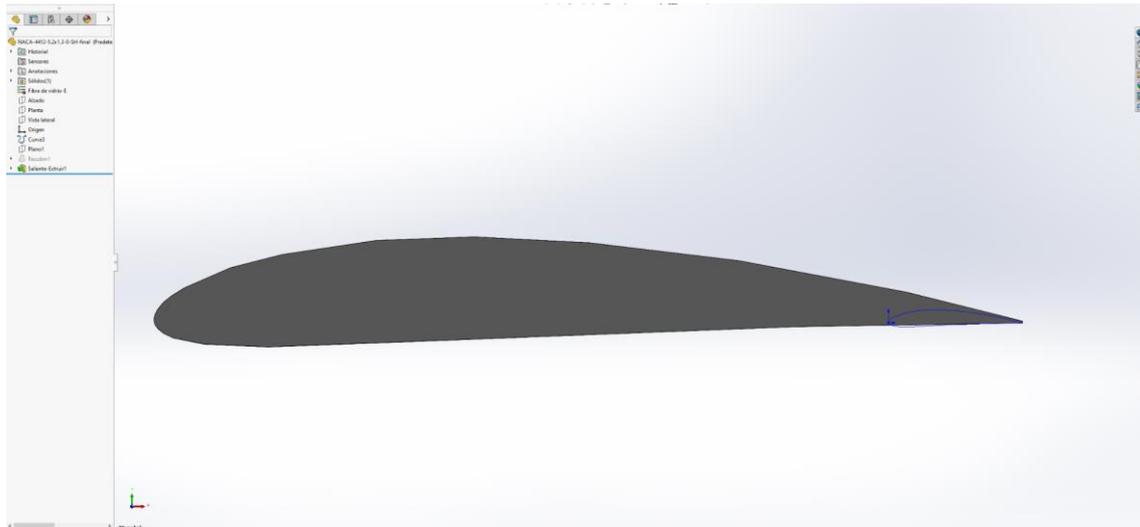


Figura 2.4: Diseño 3D del perfil alar NACA 4412.

2.5 ESTUDIO NUMÉRICO MEDIANTE AUTODESK CFD

2.5.1 GEOMETRY TOOLS Y MATERIALES

Primeramente, tenemos que definir el volumen de control donde se realizará la simulación. Dicho volumen de control será un prisma rectangular de dimensiones: en el eje X 780 mm (representan 6 veces la dimensión de la cuerda); en el eje Y 260 mm (representan 2 veces la dimensión de la cuerda); y para el eje Z 780 mm. Además, al eje X se le hizo un desplazamiento de 130 mm, con el fin de poder ver cómo se comporta el flujo cuando se separa del perfil y observar su estabilización.

En cuanto a los materiales, en el caso del volumen de control se definió el aire porque es el fluido que se hará circular alrededor de nuestro perfil alar. Respecto al del perfil alar, se eligió el aluminio, ya que este material es uno de los principales usados en el momento de fabricar las alas de las aeronaves. Esto se debe a que es un material muy ligero, que al alearlo con diversos materiales se obtienen buenas propiedades mecánicas.

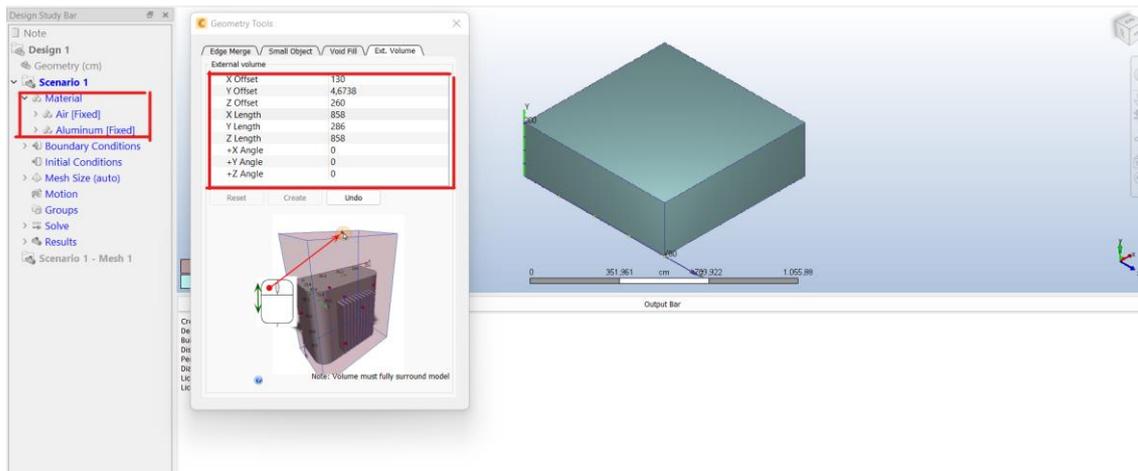


Figura 2.5: Dimensiones del volumen de control para la simulación en CFD.

2.5.2 BOUNDARY CONDITIONS Y MALLADO

A continuación, debemos establecer las condiciones de contorno. Primero, tendremos que definir la velocidad a la que circulará nuestro fluido. Específicamente, se le ha dado un valor de 54 m/s, que es equivalente aproximadamente a 194 Km/h. Esta es la velocidad crucero de la mayoría de las aeronaves que poseen el perfil alar NACA 4412, como el Aeronca 11-AC Chief o el Stinson 105 Voyager, entre otras aeronaves de este estilo. Esta condición de contorno se aplica en la cara frontal de nuestro volumen de control, ya que es por donde entra el fluido, chocando en primera instancia con el borde de ataque. Luego, a las cuatro caras laterales se le dará la condición de “Slip/symmetry”. Esto significa que, en ella, el flujo tiene una velocidad distinta de cero (no es una pared real), pero su dirección es paralela a la superficie por lo que el flujo no puede atravesar dicha superficie. Finalmente, se impuso la condición en la cara posterior de que tenga presión manométrica de valor 0, para que esta sea la salida del fluido que circulará por nuestro perfil alar.

Una vez obtenida la geometría y boundary conditions, procedemos a la realización del mallado. Esto es convertir la superficie del volumen de control y la del perfil alado en una red de cuadriláteros y triángulos cuyos vértices

representan los puntos del espacio en los que se resolverá numéricamente las ecuaciones. Por tanto, cuanto más refinada sea la malla, mayor será la precisión. En contrapartida, los requerimientos computacionales (memoria) y el tiempo que tarda el software en llevar a cabo la simulación aumentarán. Por tanto, es importante llegar a una relación adecuada entre eficiencia y calidad de la malla.

Para el caso concreto de este estudio se definió que el software hiciera un tamaño de malla automático en dos ciclos, de manera que para el segundo ciclo el CFD Autodesk adapta y refina el mallado anterior en función de los resultados obtenidos en el primer ciclo. Para su configuración se aumentó a 10 el número de wall layers (capas de mallado próximas a las superficies sólidas) y se ajustó el factor de resolución para que el número de nodos de cálculo no fuera superior a 500 000, que es el límite que la memoria de cálculo de un PC de sobremesa puede normalmente gestionar.

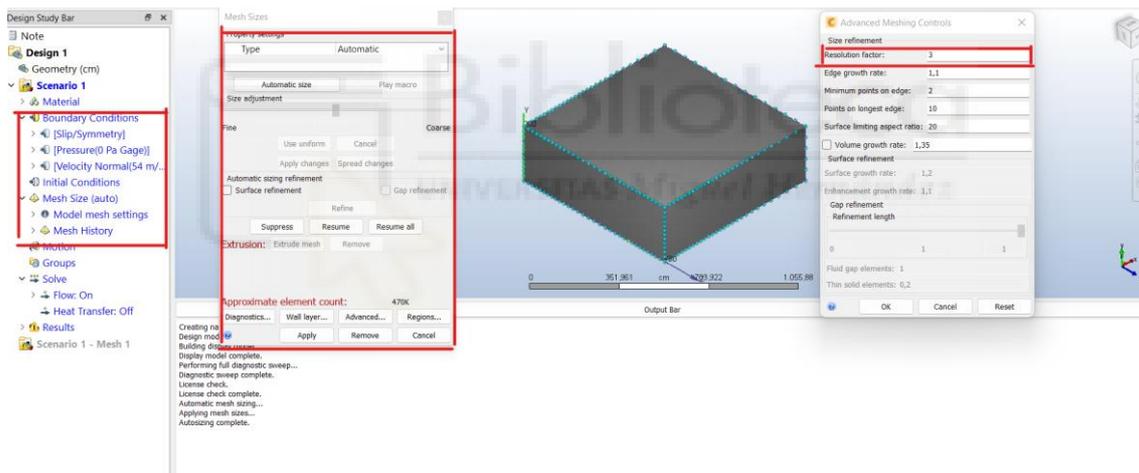


Figura 2.6: Boundary conditions del volumen de control.

2.5.3 CONFIGURACIONES Y CONDICIONES DE CÁLCULO

Establecemos las condiciones de cálculo como último paso de la etapa de preprocesado. Definimos 200 iteraciones como condición inicial, flujo incompresible debido a que la velocidad en la que nos encontramos es menor a 0,3 Mach - siendo 1 Mach = 340,3 m/s - una turbulencia SST k-omega. Para estas simulaciones se escogió SST k-omega, ya que como se explica en el apartado 2.2.1. este tipo de turbulencia es una combinación de los modelos k-ε y k-ω y se aprovecharán las mejores características de cada uno de estos

modelos. Finalmente, en la opción “Adaption” le daremos la condición de el software efectúe una segunda simulación con la misma cantidad de iteraciones, pero con la condición que mejore el mallado y así aumentar el número de elementos a analizar.

Luego de finalizada nuestras primera dos simulaciones, se procedió a prolongar a 800 iteraciones más, que serían en principio unas 1000 iteraciones en su totalidad, pero pudiendo cambiar, ya que se buscaba que error de las fuerzas en “x” e ”y” fuesen menor al 0,002% para tener así unos resultados fiables.

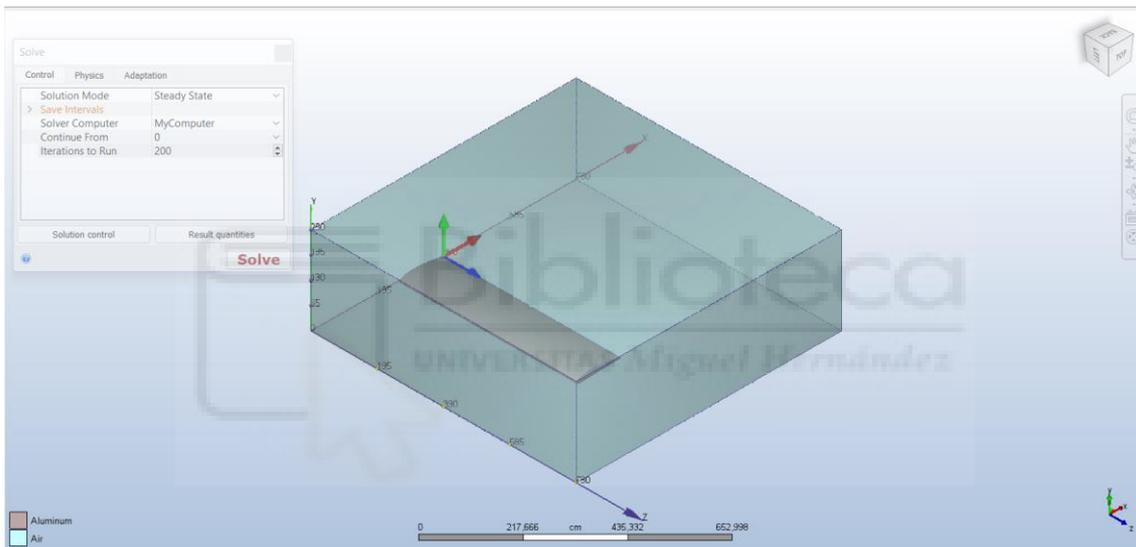


Figura 2.7: Configuración de iteraciones a resolver.

2.6 SIMULACIONES DE VALIDACIÓN CON ÁNGULOS DE ATAQUE DE 0, 5 Y 10°:

En este apartado hemos realizado las simulaciones correspondientes a ángulos de ataque de 0, 5 y 10°. Estas serán las de referencia para cada uno de los coeficientes aerodinámicos, ya que estos coeficientes son conocidos y estándares para todos los perfiles alares, que en nuestro caso será el perfil alar NACA 4412.

2.6.1 SIMULACIÓN CFD CON ÁNGULO DE ATAQUE DE 0°:

Primeramente, realizamos la simulación de comprobación con un ángulo de ataque de 0°. En el apartado 2.5 se describen todas las condiciones de contorno para la simulación.

En este caso, para conseguir unos resultados de fuerzas (F_x y F_y) fueran estables, con un error menor al 0,002%, la simulación necesitó llegar hasta la iteración 1050. Las figuras siguientes muestran una visualización del resultado:

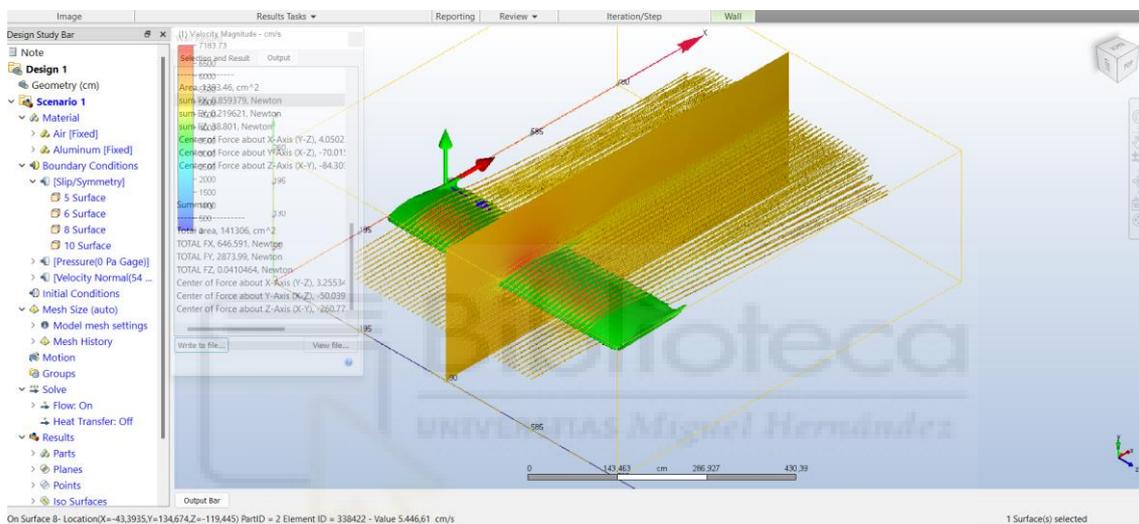


Figura 2.8: Visualización del flujo alrededor del perfil alar NACA 4412.

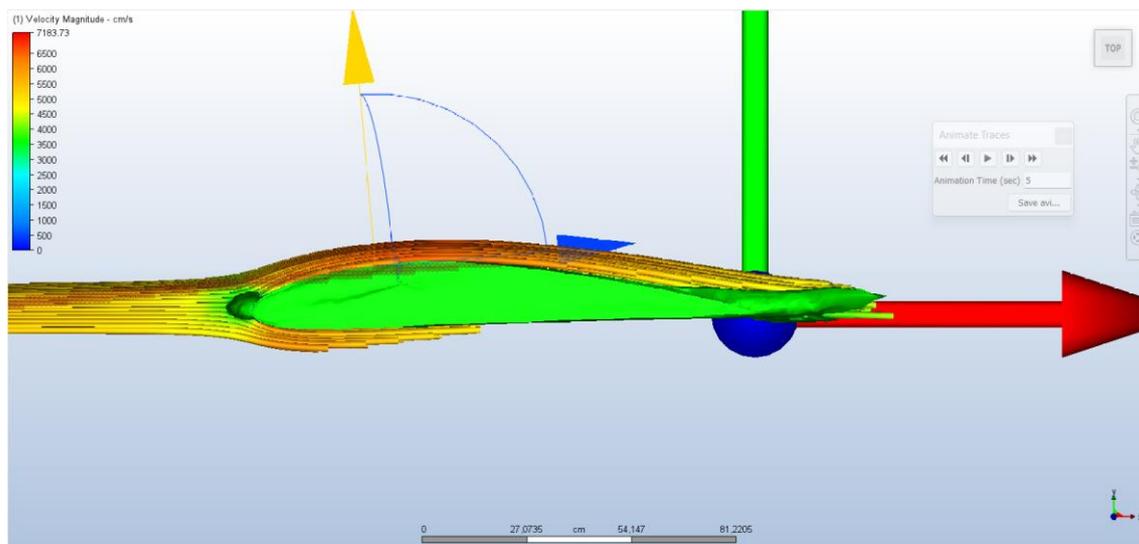


Figura 2.9: Detalle del flujo alrededor del perfil NACA 4412.

Resultados sobre los coeficientes aerodinámicos (ángulo de ataque 0°):

Utilizando las ecuaciones 1.9 y 1.12 se pudo obtener los valores de los coeficientes de sustentación (C_L) y de arrastre (C_D) de este perfil alar:

$$C_L = 0,24$$

$$C_D = 0,05$$

Si comparamos estos valores obtenidos con los estudios explicados en el punto 2.6, estos valores se asemejan a ellos. Sin embargo, los estudios de dichos apartados difieren en que no poseen el mismo número de Reynolds que aplicamos en nuestra simulación, pero aun así estos valores son válidos.

Luego, mediante la opción de “Traces” se presentó las líneas de flujo y con la herramienta de “ISO Surfaces”, la utilizamos para representar como el flujo se comporta y cuando se separa de nuestro perfil.

Identificación del punto de separación:

Con el uso de la herramienta “ISO Surfaces” podemos obtener que a una distancia de la cuerda el flujo se separa del perfil alar. Con la herramienta de “Points” tratamos de aproximar dicho punto.

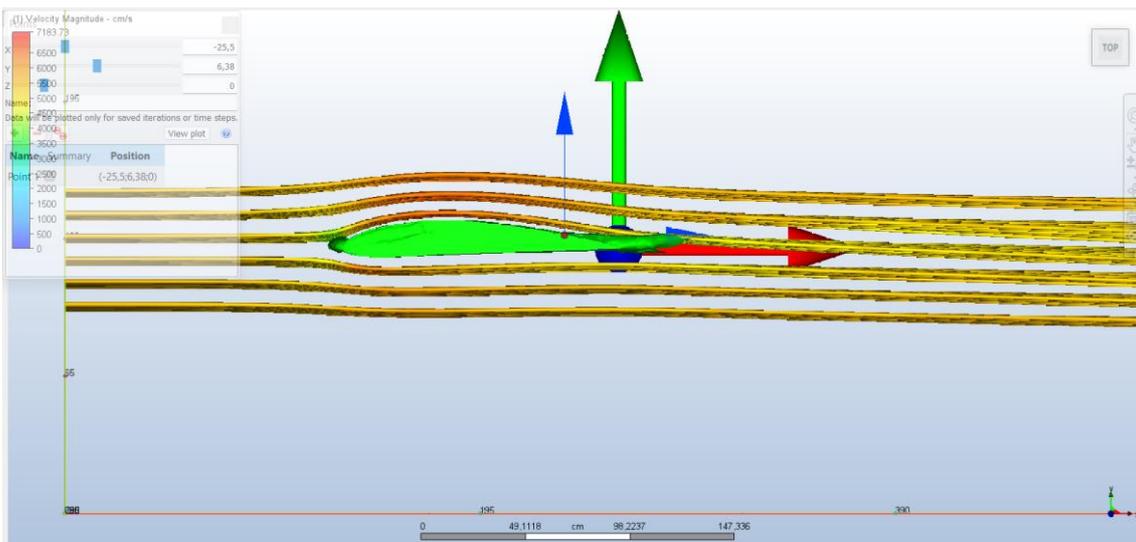


Figura 2.10: Representación del flujo mediante “Traces” e “ISO Superfcies”.

El punto obtenido fue (-25,5; 6,38;0) cm. Para estar seguros de la distancia de separación del flujo, llevamos dicho punto y el perfil alar a la aplicación Fusion 360 y poder, así, obtener la distancia de cuerda en la que se separa el flujo. Pudimos obtener que la distancia en la que se separa el flujo es 1045,05 mm \approx 1,045 m.

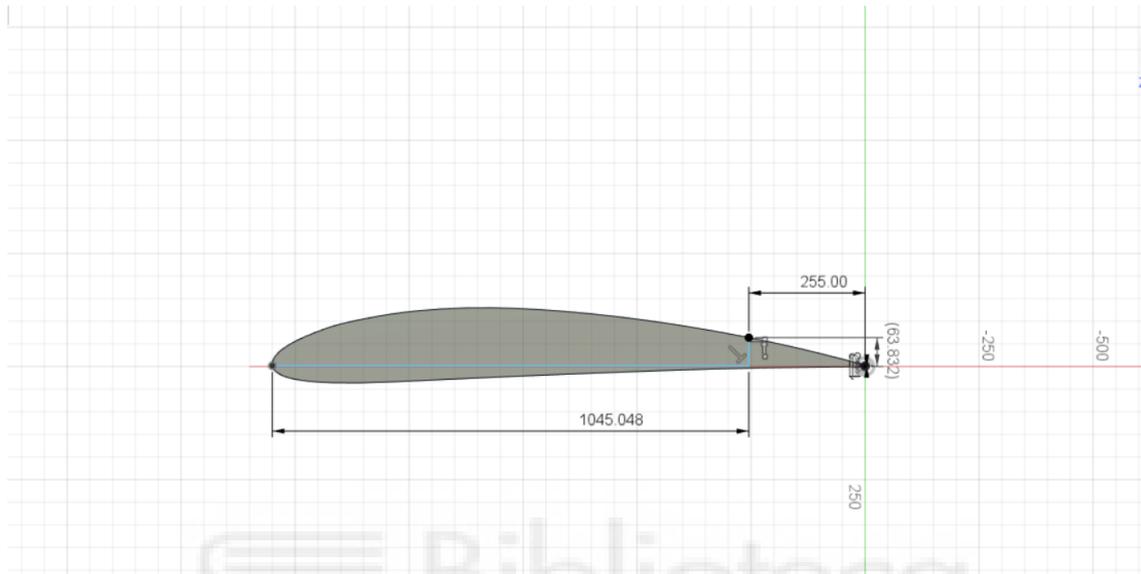


Figura 2.11: Comprobación de punto de separación del flujo con Fusion 360.

Cabe destacar, que el valor obtenido para el coeficiente de sustentación para el perfil NACA 4412 con un ángulo de ataque de 0° ha sido de 0,24, tal como se mencionó. Esto implica que la fuerza de sustentación es pequeña. Hay que mencionar que el coeficiente de sustentación aumenta linealmente con el ángulo de ataque hasta un valor máximo del coeficiente a partir del cual empieza a decrecer. Esto es debido a que a partir de cierto ángulo de ataque el punto de separación del flujo es muy pronto, formándose la estela, y por tanto la componente horizontal de la fuerza (arrastre) es mayor que la vertical (sustentación).

2.6.2 SIMULACIÓN CFD CON ÁNGULO DE ATAQUE DE 5° :

Para esta segunda simulación de validación utilizaremos el perfil alar con un ángulo de ataque de 5° . Se utilizaron las mismas condiciones de contorno

que el caso anterior. Esta simulación también necesitó llegar hasta la iteración 1050 para que las variaciones numéricas en F_x y F_y fueran inferiores al 0,002% por iteración. Obteniendo los siguientes valores:

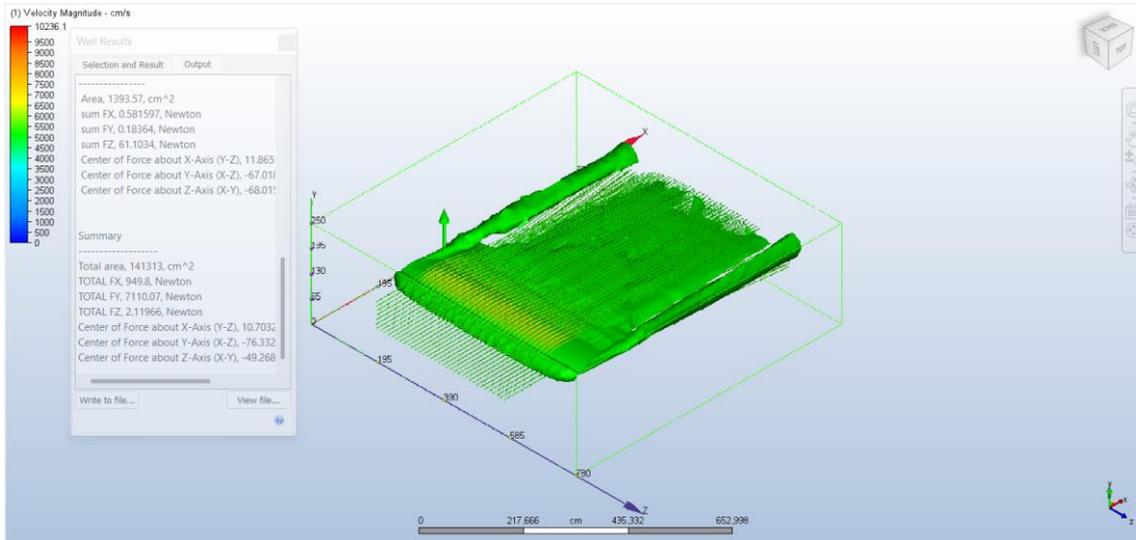


Figura 2.12: Visualización del flujo alrededor del perfil alar NACA 4412 con un ángulo de ataque de 5°.

Resultados sobre los coeficientes aerodinámicos (ángulo de ataque 5°):

Nuevamente, utilizando las ecuaciones 1.9 y 1.12 pudimos calcular los valores de los coeficientes de sustentación (C_L) y de arrastre (C_D), obteniendo:

$$C_L = 0,60$$

$$C_D = 0,08$$

Identificación del punto de separación:

Posteriormente, mediante las herramientas de “Traces” e “ISO Surfaces” pudimos observar cómo se comportaba el flujo alrededor de perfil aerodinámico, y pudimos localizar el punto de separación de flujo de dicho perfil alar.

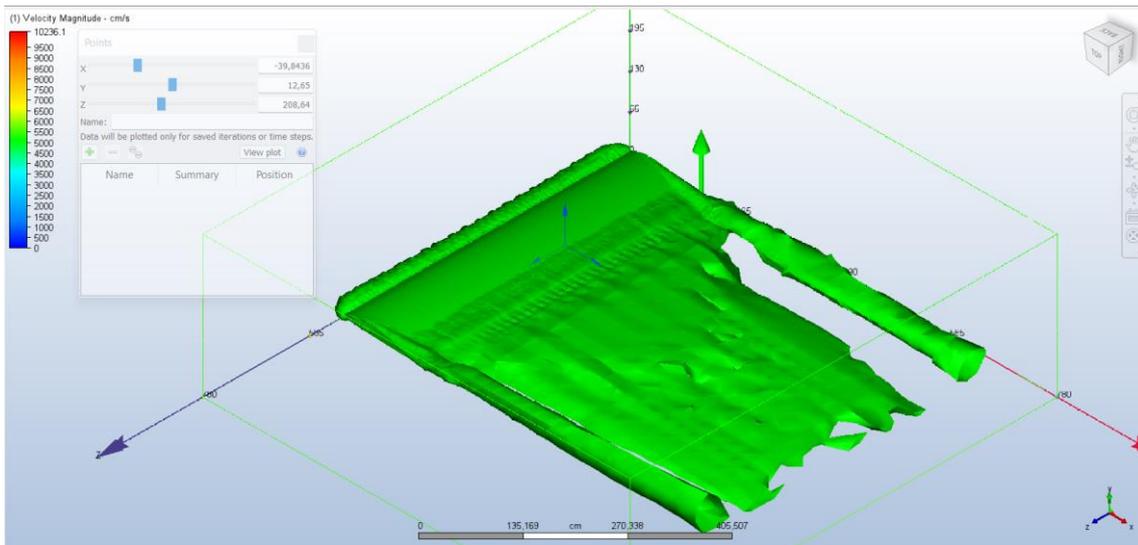


Figura 2.13: Representación del flujo mediante “Traces” e “ISO Superficies”.

Para estar seguros de nuestro punto de separación de nuestro perfil alar, se llevó el diseño del perfil alar a Fusion 360. Realizando un boceto en él y colocando dicho punto, pudimos comprobar que el flujo se comienza a separar a aproximadamente 891,597 mm \approx 0,892 m de cuerda.

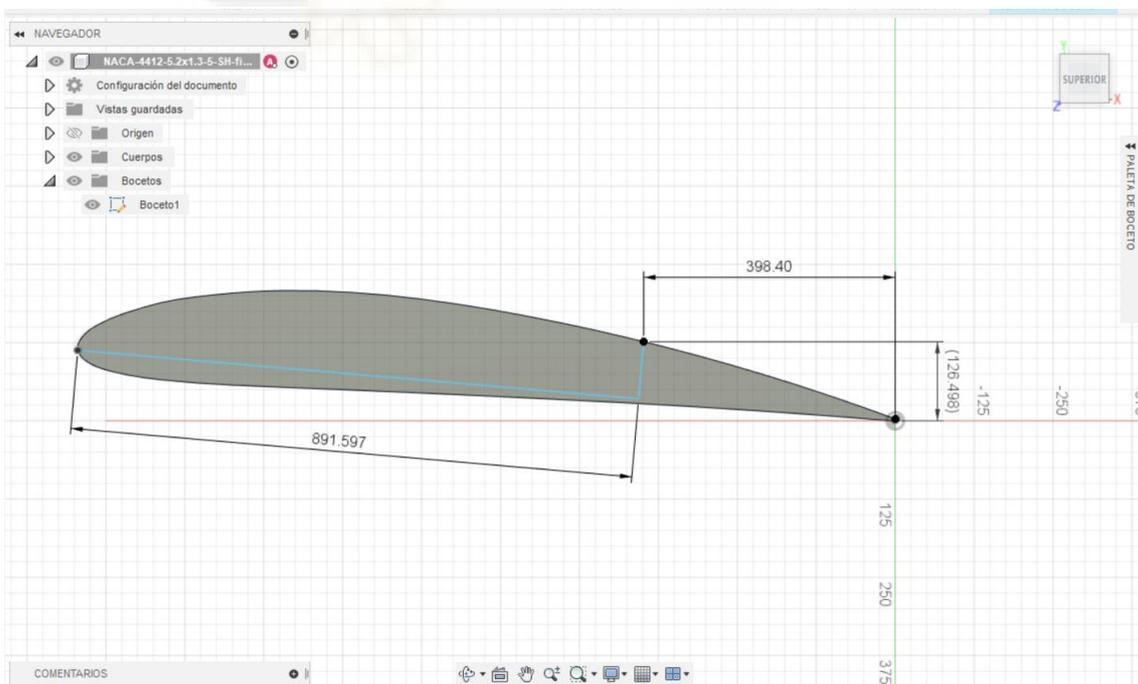


Figura 2.14: Comprobación de punto de separación del flujo con Fusion 360.

Cabe destacar, que el valor obtenido para el coeficiente de sustentación para el perfil NACA 4412 con un ángulo de ataque de 5° ha sido de 0,6, como se ha mencionado. Como era previsible ha aumentado respecto al ángulo de ataque de 0° . Esto es debido a que la diferencia entre la distancia que recorre el flujo por arriba y por debajo del ala aumenta, y por tanto también lo hace la diferencia de presiones que genera la fuerza de sustentación. Es por ello que se tendrá una fuerza de sustentación mayor, en este caso algo más del doble.

2.6.3 SIMULACIÓN CFD CON ÁNGULO DE ATAQUE DE 10° :

Finalmente, para nuestra última simulación de comprobación la haremos para un ángulo de ataque de 10° que, como las anteriores, también necesitó 1050 iteraciones para conseguir que los resultados en F_x y F_y fueran estables dentro de un 0,002%. La figura 2.15 muestra, mediante líneas de traza e isosuperficies, cómo es en esta caso la solución numérica del flujo:

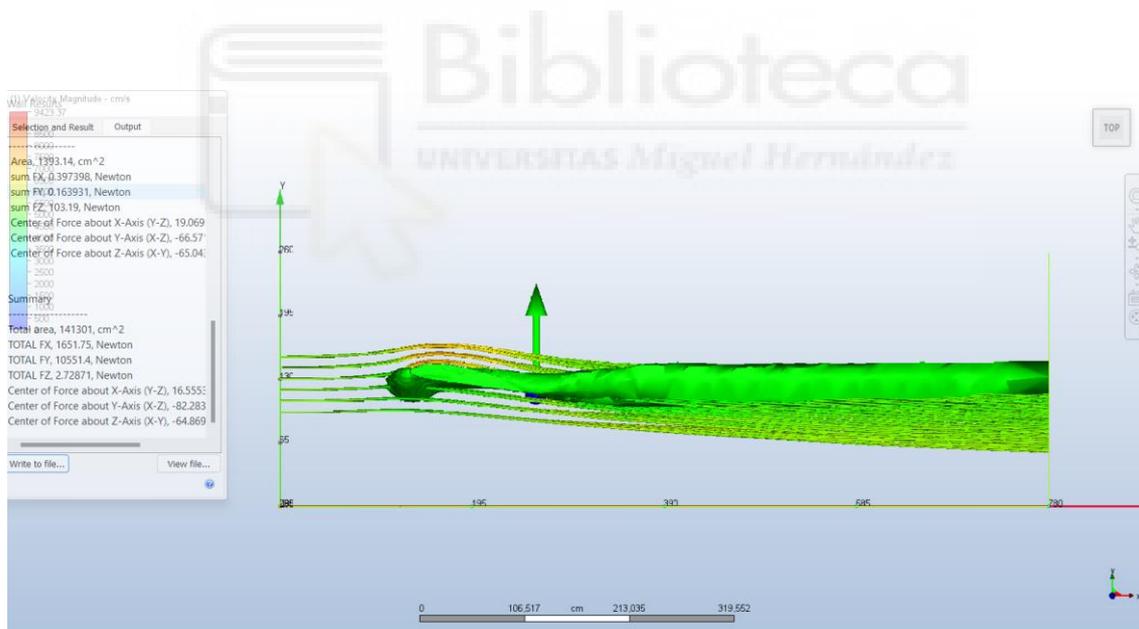


Figura 2.15: Visualización del flujo sobre el perfil alar NACA 4412 con ángulo de ataque de 10° .

Resultados sobre los coeficientes aerodinámicos (ángulo de ataque 10°):

Siguiente el mismo procedimiento que en los casos anteriores, los valores que obtenemos para los coeficientes de sustentación (C_L) y de arrastre (C_D) son:

$$C_L = 0,89$$

$$C_D = 0,14$$

Luego, pudimos obtener el punto de separación del flujo, obteniendo el punto (-58,7; 16,5; 235,2) cm.

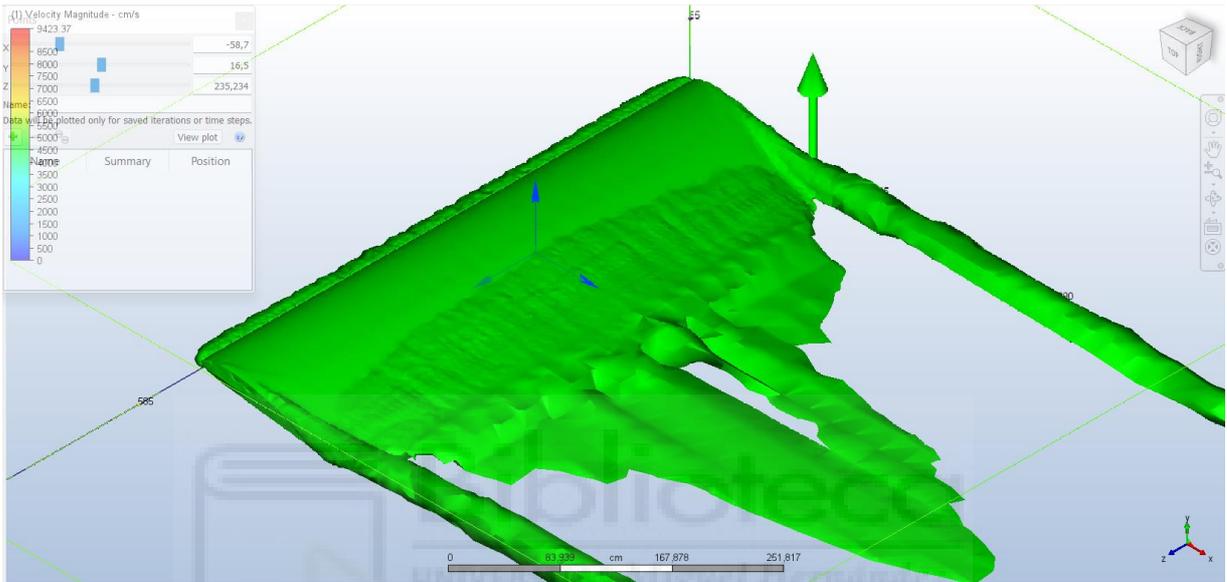


Figura 2.16: Representación del flujo mediante “Traces” e “ISO Superficies”.

Además, con el programa Fusion 360, hemos podido comprobar este punto en el que se separa el flujo y obtener la distancia de cuerda en la que se separa el flujo, siendo esta igual a 682,86 mm de cuerda.

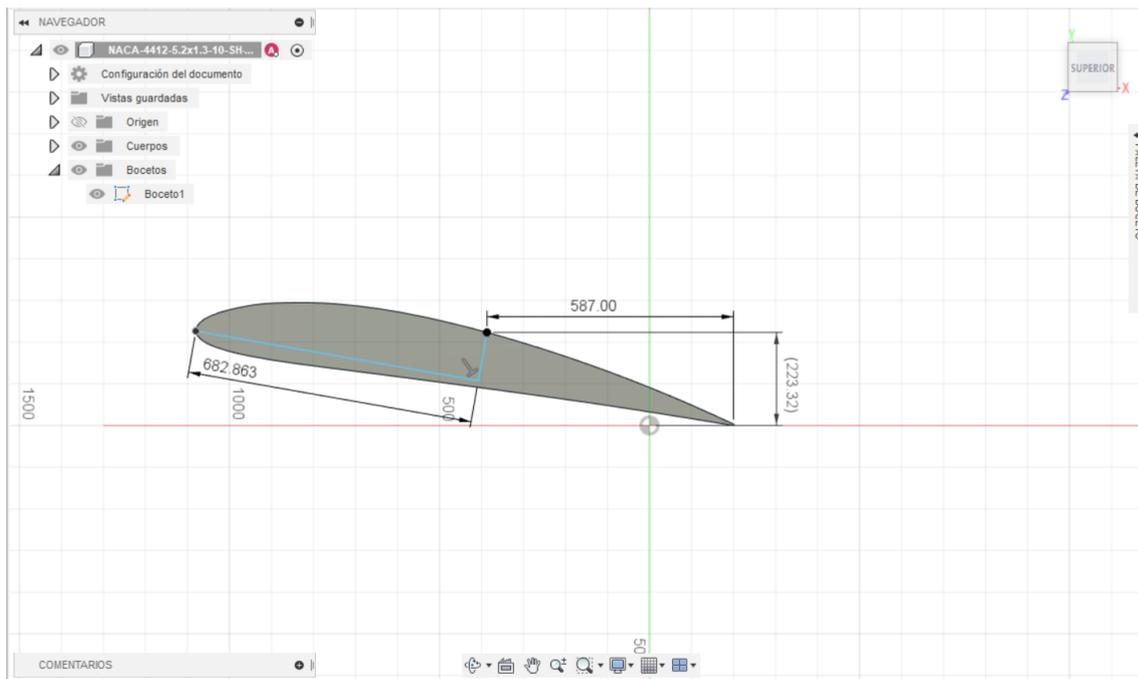


Figura 2.17: Comprobación de punto de separación del flujo con Fusion 360.

Cabe destacar, que el valor obtenido para el coeficiente de sustentación para el perfil NACA 4412 con un ángulo de ataque de 10° ha sido de 0,89, como se comentó previamente. Como era previsible ha aumentado respecto al ángulo de ataque de 5° . Esto es debido a que la diferencia entre la distancia que recorre el flujo por arriba y por debajo del ala aumenta, y por tanto también lo hace la diferencia de presiones que genera la fuerza de sustentación. Es por ello que la fuerza de sustentación será mayor, aunque no habrá tanta diferencia como entre la de 0° y 5° .

2.7 DISCUSIÓN Y CONCLUSIONES

2.7.1 COEFICIENTES AERODINÁMICOS DEL PERFIL NACA 4412 EN ESTUDIOS PREVIOS

En la actualidad existen una gran variedad de estudios en los que se han analizado los coeficientes aerodinámicos -coeficiente de sustentación y coeficiente de arrastre-. Para este proyecto, como se mencionó anteriormente, nos centraremos en los estudios realizados en el perfil alar NACA 4412. A

continuación, mencionaremos alguno de estos estudios y los resultados de los coeficientes aerodinámicos obtenidos en cada uno de ellos.

La medida experimental de los coeficientes aerodinámicos de este perfil alar se remonta a los pioneros estudios realizados por la agencia norteamericana NACA en las décadas de 1930 y 1940. En ellos, se buscó construir tablas de coeficientes aerodinámicos para muchos perfiles distintos. Para que estas tablas recogieran únicamente el efecto de la forma geométrica del perfil, y no la longitud o envergadura del ala (que resultaría imposible de tabular), se efectuaron medidas con alas de distinta longitud y luego se extrapolaron a una envergadura infinita. En el caso del perfil NACA 4412, los resultados se publicaron en los informes NACA Report 563 (Pinkerton R.M., 1937) y NACA Report 824 (Abbott et al. 1945). Inicialmente eran informes secretos de carácter militar, pero hoy son informes públicos disponibles online (<https://ntrs.nasa.gov/search>). La figura siguiente muestra los resultados experimentales:

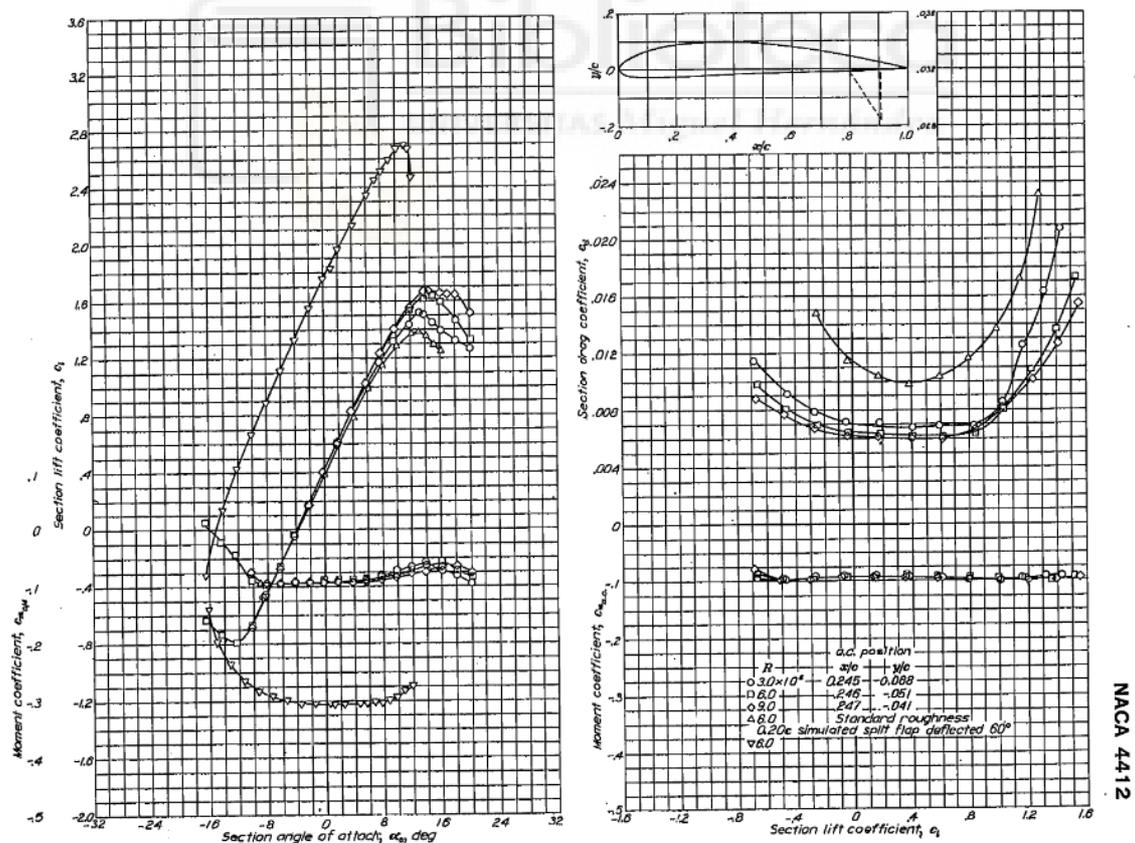


Figura 2.18: Coeficientes experimentales de NACA 4412 (NACA Report 824).

En la figura anterior, la curva más alta corresponde a un perfil con flaps, mientras que el grupo de curvas inferior es el perfil NACA 4412 sin flaps a distintos números de Reynolds. En ella observamos que, para ángulos de ataque de 0, 5 y 10°, los coeficientes de sustentación son: 0,4 (a 0°), 0,9 (a 5°) y 1,3 (a 10°), con coeficientes de arrastre en todos los casos próximos a 0,01.

Konuk, Ege y Sertsoy, G. (2017) realizaron un estudio basado en el método numérico de la capa límite. Pudieron determinar los valores de los coeficientes aerodinámicos para perfiles alares 2D como el NACA 2412, NACA 0015 y NACA 4412. Para este último, obtuvieron los siguientes coeficientes.

Angle of Attack (Degree)	Panel Method Solution C _l Values (inviscid flow)	Falkner-Heads Boundary Layer Solution C _l Values (viscous Flow)	Thwaites's Boundary Layer Solution C _l Values (viscous Flow)	C _l values obtained from XFOIL
-5	-0.09877	-0.1433	-0.11229	-0.4764
-4	0.02163	-0.0057	-0.00445	-0.4019
-3	0.14204	0.1021	0.10403	-0.2749
-2	0.26244	0.2062	0.20814	-0.1194
-1	0.38277	0.2957	0.31395	0.029
0	0.50301	0.4161	0.41882	0.1942
1	0.62312	0.5175	0.51789	0.33
2	0.74306	0.6152	0.61674	0.4248
3	0.86280	0.7055	0.70963	0.539
4	0.98230	0.7876	0.79122	0.6182
5	1.10152	0.8644	0.86496	0.7146
6	1.22042	0.9201	0.92055	0.8415
7	1.33898	0.9006	0.90148	0.9516
8	1.45715	0.9770	0.97980	1.1283
9	1.57490	1.0286	1.03111	1.2717
10	1.69218	1.0998	1.10034	1.2805
11	1.80897	1.1551	1.15518	1.2668
12	1.92523	1.1606	1.16115	1.305
13	2.04093	1.2028	1.20388	1.3432
14	2.15601	1.1741	1.17994	1.3223
15	2.27046	1.2132	1.21488	0.9532

Figura 2.19: Coeficientes de sustentación obtenidos por Konuk et al. (2007) para el perfil NACA 4412 usando diferentes métodos de solución.

Angle of Attack (Degree)	Panel Method Solution C_d Values (inviscid flow)	Falkner's-Head's Boundary Layer Solution C_d Values (viscous Flow)	Thwaites's - Head's Boundary Layer Solution C_d Values (viscous Flow)	C_d values obtained from XFOIL
-5	0.0010	0.0461	0.01166	0.0768
-4	0.0008	0.0117	0.01076	0.0420
-3	0.0006	0.0104	0.00912	0.0351
-2	0.0004	0.0114	0.01031	0.0325
-1	0.0002	0.0175	0.01000	0.0310
0	0.0000	0.0102	0.00992	0.0301
1	-0.0002	0.0106	0.01077	0.0319
2	-0.0004	0.0115	0.01150	0.0344
3	-0.0006	0.0146	0.01280	0.0365
4	-0.0008	0.0175	0.01465	0.0400
5	-0.0010	0.0173	0.01661	0.0428
6	-0.0012	0.0182	0.01767	0.0431
7	-0.0014	0.0449	0.04344	0.0435
8	-0.0016	0.0550	0.04923	0.0381
9	-0.0018	0.0613	0.05503	0.0330
10	-0.0019	0.0632	0.06168	0.0339
11	-0.0021	0.0703	0.06994	0.0404
12	-0.0022	0.0762	0.07451	0.0491
13	-0.0023	0.0867	0.08304	0.0599
14	-0.0024	0.1107	0.08953	0.0742
15	-0.0025	0.1049	0.09852	0.1490

Figura 2.20: Coeficientes de arrastre obtenidos por Konuk et al. (2007) para el perfil NACA 4412 usando diferentes métodos de solución.

Yilmaz, M., Koten, H., Cetinkaya, E., Cosar, Z. en 2018 realizaron un análisis aerodinámico, con el programa ANSYS Fluent, para el rendimiento 2D de las superficies alares NACA 0012 y NACA 4412. Se calcularon los coeficientes de sustentación y los coeficientes de arrastre para varios ángulos de ataque. En la que obtuvieron los siguientes valores:

Angle of Attack(°)	NACA4412		
	CL	CD	CL/CD
4	0.83354	0.016476	50.5911629
6	1.0281	0.019713	52.15340131
7	1.1211	0.021827	51.36299079
8	1.209	0.024379	49.59186185
10	1.3588	0.030955	43.89597803
12	1.45	0.040606	35.70900852

Figura 2.21: Coeficientes aerodinámicos obtenidos por Yilmaz et al. (2018) para diversos ángulos de ataque.

Otros estudios numéricos, como los efectuados por Petirin, M. O.; Onoja, V. A. (2017) y Balasubramaniyan, M.; Sakthivel, S.; Balaji, K.; Prakash, S.; Nambi Rajan, M. (2021), encuentran resultados parecidos a los que acabamos de describir para el perfil bidimensional NACA 4412. A modo de ejemplo, las figuras siguientes muestran uno de estos resultados:

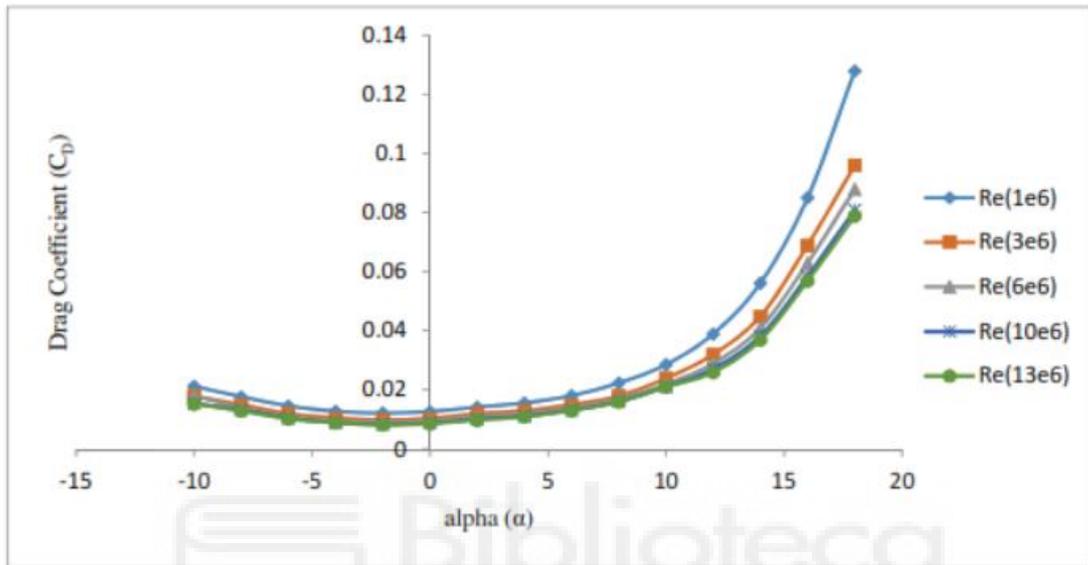


Figura 2.22: Coeficientes de arrastre obtenidos por Petirin et al. (2017).

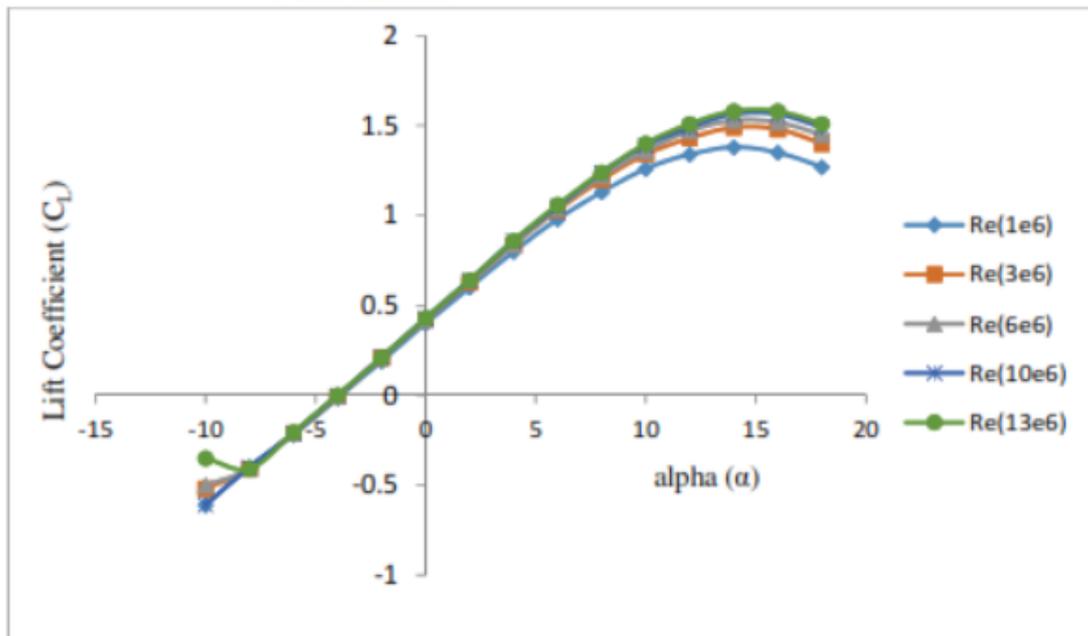


Figura 2.23: Coeficientes de sustentación obtenidos por Petirin et al. (2017).

Es importante observar que todos estos estudios numéricos utilizan simulaciones 2D. Por tanto, sus resultados corresponden al caso ideal de perfiles alares de envergadura infinita.

A modo de resumen, los resultados experimentales y numéricos para los coeficientes aerodinámicos del perfil NACA 4412 son los recogidos en la siguiente tabla. En ella, el subíndice ∞ indica que estos valores corresponden al límite de envergadura infinita, que habitualmente se utiliza para construir valores tabulados.

Ángulo de ataque	$C_{L\infty}$	$C_{D\infty}$
0°	0,2 – 0,5	0,00 – 0,03
5°	0,7 – 1,1	0,00 – 0,04
10°	1,1 – 1,7	0,00 – 0,06

Tabla 2.3: Resumen de los coeficientes aerodinámicos del perfil NACA 4412 obtenidos previamente en experimentos y simulaciones.

2.7.2 COMPARACIÓN CON NUESTROS RESULTADOS

La tabla siguiente resume los resultados de los coeficientes aerodinámicos obtenidos en nuestras simulaciones.

Ángulo de ataque	C_L	C_D	$C_{L\infty}$	$C_{D\infty}$
0°	0,24	0,05	0,36	0,05
5°	0,6	0,08	0,90	0,05
10°	0,89	0,14	1,34	0,08

Tabla 2.4: Resumen de los coeficientes aerodinámicos obtenidos en las simulaciones.

En esta tabla, los valores de C_L y C_D son los resultados proporcionados directamente por nuestras simulaciones, que corresponden a un perfil 3D de envergadura finita. En este caso, recordemos que la envergadura utilizada en nuestras simulaciones es de 5,2 m, es decir, cuatro veces mayor que la cuerda.

Por tanto, estos coeficientes aerodinámicos no pueden compararse directamente con los encontrados previamente (Tabla 2.2) pues, como ya se ha comentado, corresponden al límite de alas de envergadura infinita. Para poder comparar ambos resultados, hemos aplicado la fórmula empírica que habitualmente se emplea para convertir coeficientes 3D (alas de envergadura) a coeficientes 2D (envergadura infinita), o viceversa.

$$C_L = \frac{C_{L\infty}}{1 + (2/\Lambda)}; \quad C_D = C_{D\infty} + \frac{C_L^2}{\pi\Lambda} \quad (2.1)$$

donde Λ es la relación de aspecto, definida como el cociente entre la envergadura y la cuerda (en nuestro caso $\Lambda=4$).

Al comparar las dos tablas anteriores, vemos que nuestras simulaciones reproducen muy bien los coeficientes de sustentación, $C_{L\infty}$, obteniendo valores que se sitúan casi en el centro de los intervalos de incertidumbre experimental y numérica. En lo que respecta a los coeficientes de arrastre, $C_{D\infty}$, nuestros valores son ligeramente más altos que los encontrados en los estudios 2D previos. No obstante, esta ligera sobreestimación puede explicarse porque las fórmulas (2.1) para transformar resultados 3D en 2D son sólo aproximadas, lo que afecta más a $C_{D\infty}$ debido a su pequeño valor numérico. Puesto que nosotros estamos interesados sobre todo en las características aerodinámicas de sustentación, esta ligera sobreestimación sistemática en el arrastre es poco relevante.

2.7.3 CONCLUSIÓN: VALIDACIÓN CFD

Una vez comprobado que nuestras simulaciones reproducen razonablemente bien los resultados conocidos para el perfil NACA 4412, podemos concluir que el procedimiento CFD empleado es apropiado para este tipo de estudios. Por ello, en la siguiente parte de la memoria usaremos este mismo procedimiento para efectuar simulaciones en las que hemos modificado el perfil NACA 4412 incorporando hoyuelos de distintas profundidades y situados en diferentes posiciones.

3. RESULTADOS: PERFILES NACA 4412 MODIFICADOS CON HOYUELOS

El objetivo de esta parte de la memoria es, primeramente, una breve explicación de cada uno de los procedimientos empleados para las distintas configuraciones anteriormente expuestas y gracias a esto obtener las fuerzas aerodinámicas que actúan sobre nuestros perfiles alares NACA 4412 con hoyuelos. Luego, una comparativa mediante gráficas de todos los resultados correspondientes a los coeficientes aerodinámicos y eficiencia de cada una de las configuraciones, y así poder observar cual de todas estas configuraciones posee la mayor eficiencia.

3.1 SIMULACIÓN CFD CON HOYUELOS.

En esta parte del proyecto, utilizando el perfil alar NACA 4412, se implementarán una fila de hoyuelos a unas distancias del 65 y 75% de la cuerda, en los diversos ángulos de ataque: 0, 5 y 10°.

Además de lo mencionado anteriormente, también se quiere analizar cómo afecta la profundidad de los hoyuelos en los coeficientes aerodinámicos. Para la realización de dicho estudio, denominaremos "A" a los hoyuelos cuya profundidad será igual al radio, es decir, los de alta profundidad; y "B" a los hoyuelos cuya profundidad sea menor al radio, esto es, los de baja profundidad.

Por medio de SolidWorks, usando las herramientas como saliente-extrusión, planos de apoyo, revolución de corte, redondeos, restricciones en los croquis y finalmente matrices lineales, fue posible implementar las diversas configuraciones que se desean estudiar. En el apartado 5 - ANEXO - se explica con más detalle e imágenes la forma empleada para poder llegar a su diseño final previo a su simulación.

Mediante la herramienta Autodesk CFD se procederá a la simulación de dichas modificaciones en nuestro perfil aerodinámico, utilizando las condiciones de contorno anteriormente descritas y alargando las iteraciones hasta conseguir un error menor del 0,002% en las fuerzas aerodinámicas.

3.2 HOYUELOS DE BAJA PROFUNDIDAD A 65% DE CUERDA.

Como antes hemos mencionado, en este proyecto queremos estudiar cómo cambian los coeficientes aerodinámicos, y por tanto, la eficiencia aerodinámica de nuestro perfil alar NACA 4412 al implementar hoyuelos con las características previamente descritas. Tomando como referencia los coeficientes aerodinámicos en nuestras simulaciones de validación, además de las descritas en diversos estudios previos, se podrá comparar y ver cómo evoluciona en función del ángulo de ataque, posicionamiento de los hoyuelos y/o profundidad de estos.

3.2.1 SIMULACIÓN CON HOYUELOS DE BAJA PROFUNDIDAD UBICADOS A 65% DE LA CUERDA: ÁNGULO DE ATAQUE DE 0°.

En este apartado comenzaremos evaluando el comportamiento del flujo en nuestro perfil alar con hoyuelos a baja profundidad, ubicados a 65% de la cuerda. Las condiciones de contorno y parámetros de simulación fueron los mismos que en las simulaciones de validación descritas anteriormente. En este caso, la simulación necesitó extenderse hasta 1200 iteraciones para llegar a un resultado estable (con variaciones inferiores al 0,002% por iteración) en las componentes F_x y F_y de la fuerza.

Con el uso de la herramienta de “ISO Surfaces” se puede observar en el momento en el que el flujo se comienza a separar de nuestro perfil alar, pudiendo así ubicar el punto exacto del mismo.

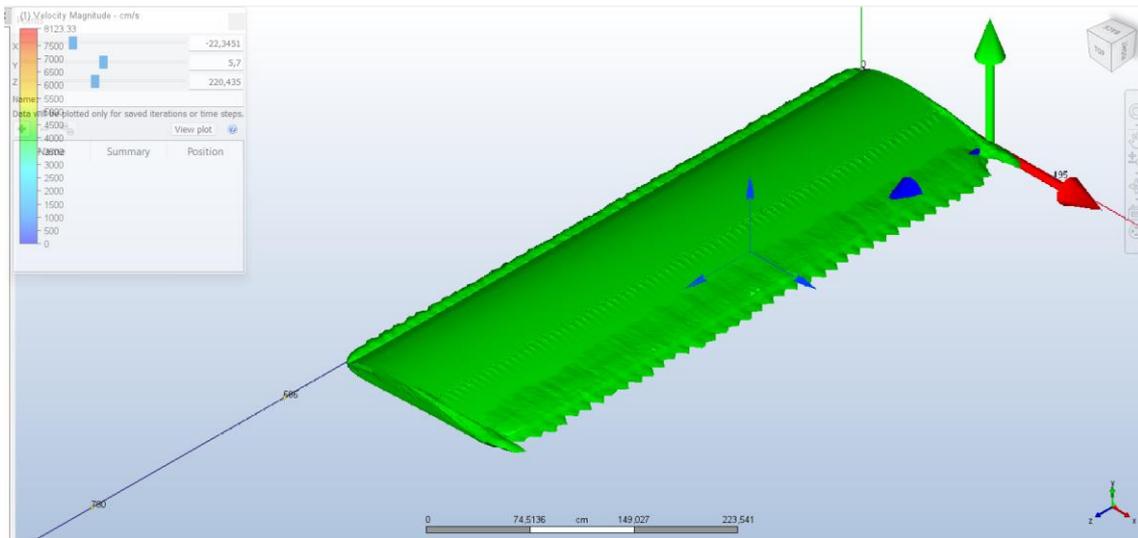


Figura 3.1: Representación del flujo mediante “ISO Superficies”.

Para poder observar cómo se comporta el flujo al implementar los hoyuelos, y ver el “efecto pelota de golf” mediante el uso de la herramienta “Traces” podemos hacer coincidir una línea del flujo que pase por el hoyuelo. Como se puede visualizar en la figura 3.2, el flujo al entrar en contacto con el hoyuelo, genera un vórtice dentro de dicho hoyuelo.

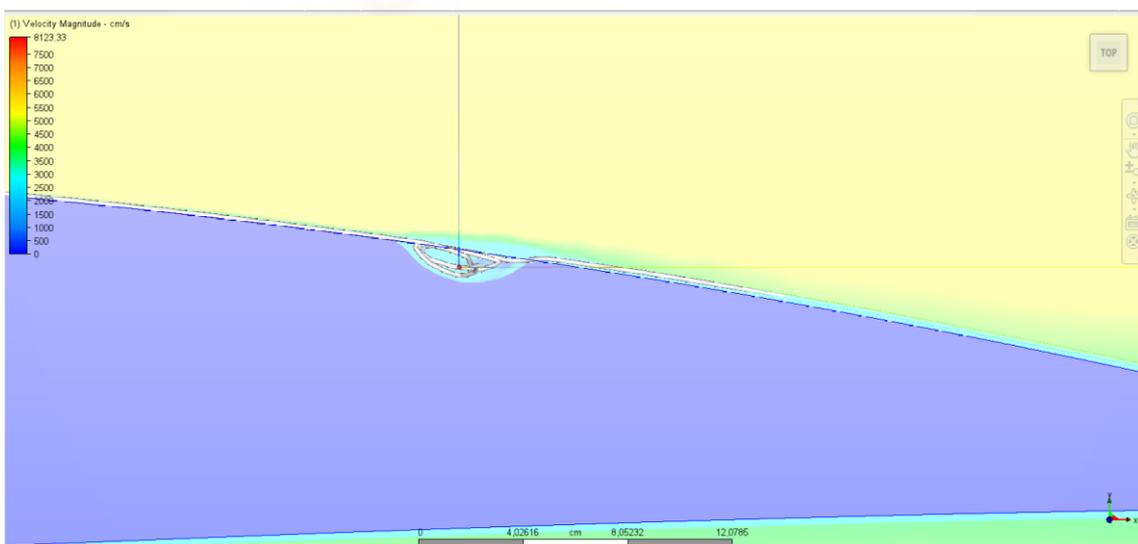


Figura 3.2: Representación del flujo mediante “Traces” y comportamiento.

Para poder comprobar la ubicación de la separación del flujo, nos remitimos a Fusion 360, pudiendo confirmar que el flujo comienza a separarse en el punto (22,3; 5,7; 220,4) cm, También, al obtener dicho punto, podemos calcular la distancia de cuerda, siendo esta 1076,7 mm.

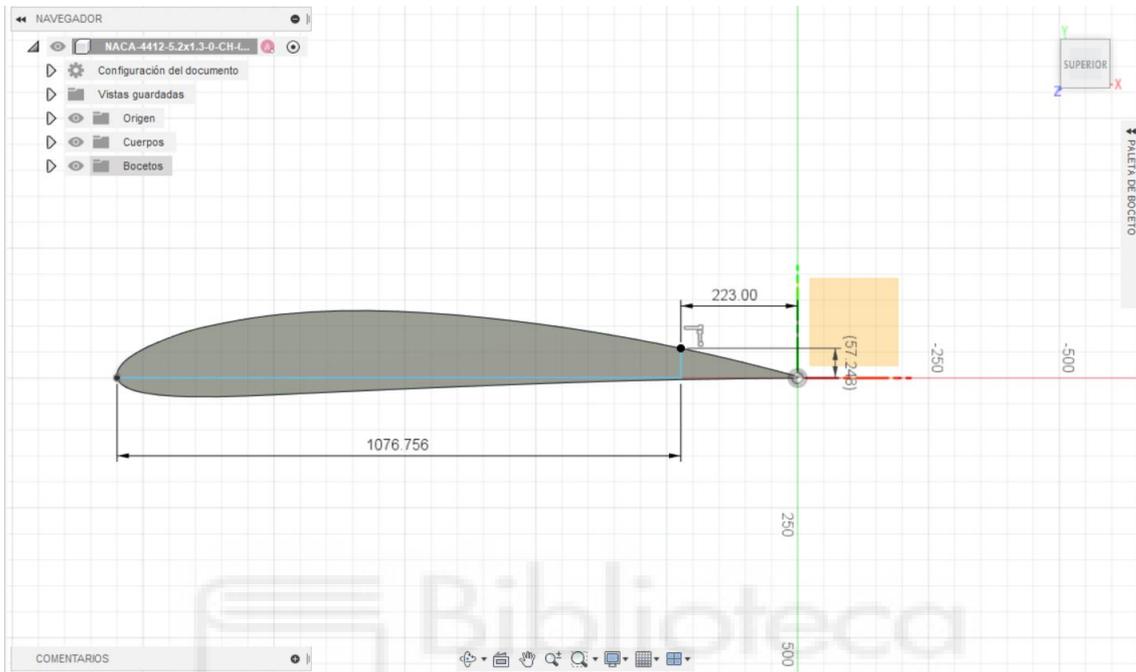


Figura 3.3: Comprobación de punto de separación del flujo con Fusion 360.

Finalmente, luego de ver el comportamiento del flujo, usando el “Wall Calculator”, podemos obtener las fuerzas en F_x y F_y , resultando estas 621,7 N y 3220,4 N respectivamente. Una vez obtenidas dichas fuerzas, podemos calcular los coeficientes aerodinámicos, siendo el coeficiente de sustentación $C_L=0,27$ y el coeficiente de arrastre $C_D=0,05$.

3.2.2 SIMULACIÓN CON HOYUELOS DE BAJA PROFUNDIDAD UBICADOS A 65% DE LA CUERDA: ÁNGULO DE ATAQUE DE 5°.

Para esta simulación cambiamos el ángulo de ataque a 5°. Luego, procedemos de la misma manera que las veces anteriores. También se tienen que alargar las iteraciones hasta 1200 para conseguir la estabilidad exigida a los resultados. A continuación, se ubica mediante “ISO Surfaces” el punto aproximado de separación del flujo, que más adelante será comprobado.

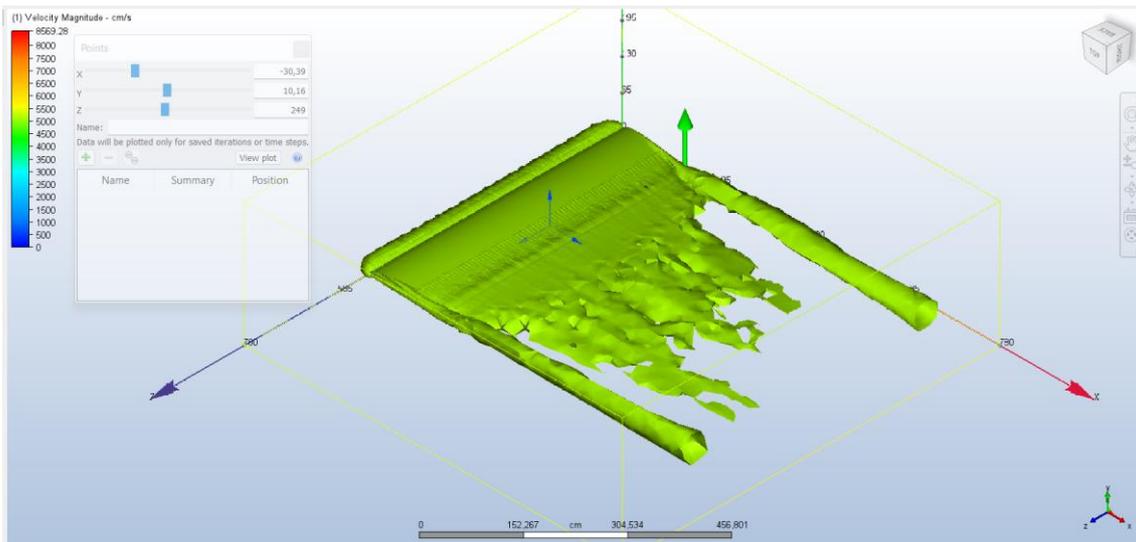


Figura 3.4: Representación del flujo mediante “ISO Superficies”.

Nuevamente, una vez identificado el punto de separación, hacemos uso de Fusion 360 para medir la distancia en que se encuentra con respecto al borde de ataque, encontrando 1078,351 mm. Luego, se calculan las fuerzas F_x y F_y , siendo estas 855,4 N y 7598,2 N respectivamente. Estas fuerzas implican un coeficiente de sustentación de $C_L = 0,64$ y un coeficiente de arrastre de $C_D = 0,07$.

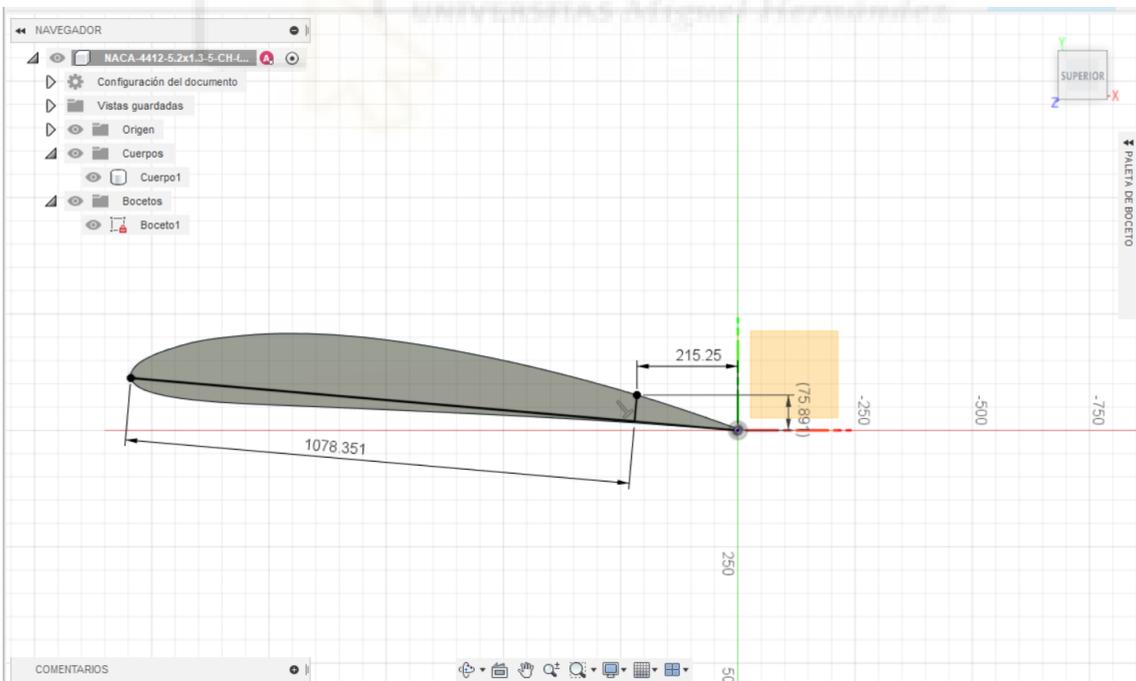


Figura 3.5: Comprobación de punto de separación del flujo con Fusion 360.

3.2.3 SIMULACIÓN CON HOYUELOS DE BAJA PROFUNDIDAD UBICADOS A 65% DE LA CUERDA: ÁNGULO DE ATAQUE DE 10°.

Finalmente, para terminar las simulaciones con hoyuelos a baja profundidad, realizamos la simulación con un ángulo de ataque de 10°. Se alargaron las iteraciones hasta 1600, para así conseguir valores estables de las fuerzas. Obteniendo F_x y F_y mediante “Wall Calculator” con unos valores de 1601,8 N y 10829,1 N respectivamente. Utilizando las ecuaciones 1.9 y 1.12 calculamos el coeficiente de sustentación, $C_L=0,91$, y el coeficiente de arrastre, $C_D=0,13$.

De nuevo, con el uso de “ISO Superficie” pudimos observar el comportamiento del flujo y obtener el punto aproximado en la que se comienza a separar el flujo. En concreto, se obtiene (-58,37; 22,24; 216,441) cm, que luego se confirmará con la herramienta de Fusion 360.

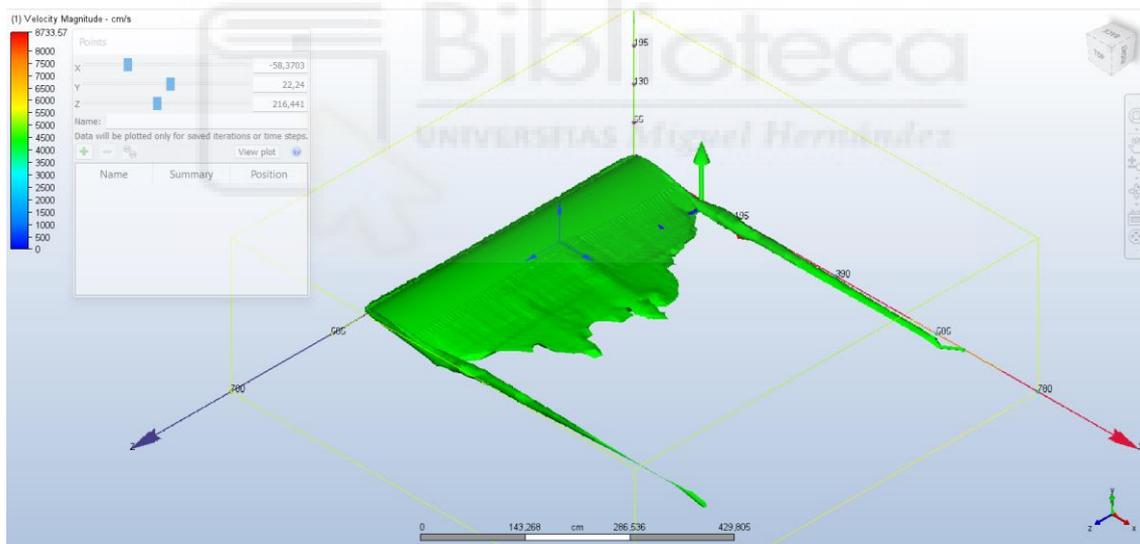


Figura 3.6: Representación del flujo mediante “ISO Superficies”

Como se mencionó anteriormente, se confirmó el punto en el que el flujo comienza a separarse. También, mediante el uso del punto obtenido pudimos calcular la distancia de cuerda a la que el flujo se separa, siendo esta igual a 686,14 mm.

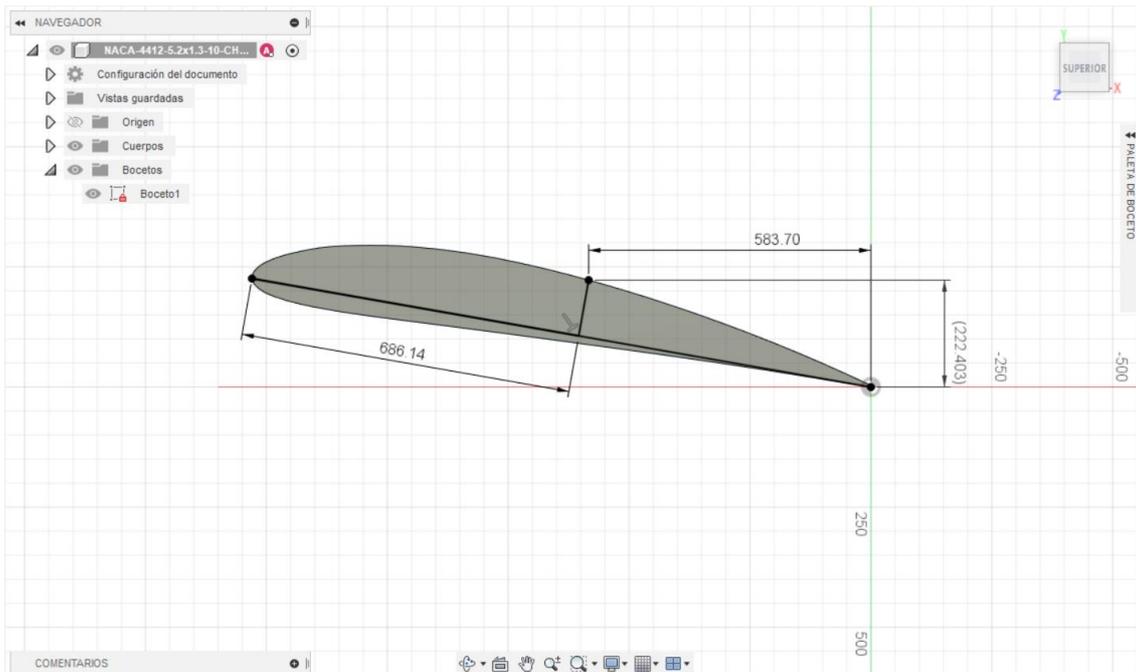


Figura 3.7: Comprobación de punto de separación del flujo con Fusion 360.



3.3 HOYUELOS DE ALTA PROFUNDIDAD A 65% DE CUERDA.

3.3.1 SIMULACIÓN CON HOYUELOS DE ALTA PROFUNDIDAD UBICADOS A 65% DE LA CUERDA: ÁNGULO DE ATAQUE DE 0°.

Para continuar con nuestras simulaciones, procederemos a realizarlas con los hoyuelos que, denominados de alta profundidad, son los que el radio es igual a la profundidad de la fila de hoyuelos.

Siguiendo el mismo procedimiento de las anteriores simulaciones, primeramente, usando la herramienta “ISO Superficies” pudimos observar el punto aproximado de separación del flujo. que posteriormente se comprueba. Además, con la herramienta “Wall Calculator” eliminamos las caras de nuestro cubo para poder conocer el valor de las fuerzas que actúan sobre nuestro perfil alar. Concretamente, $F_x = 622,5\text{N}$ y $F_y = 3263,3\text{ N}$. Se tuvieron que alargar las iteraciones hasta 1050 para poder tener valores estables de las fuerzas.

Sabiendo las fórmulas para poder calcular el coeficiente de arrastre y sustentación realizamos los cálculos, siendo estos, $C_D=0,05$ y $C_L =0,27$.

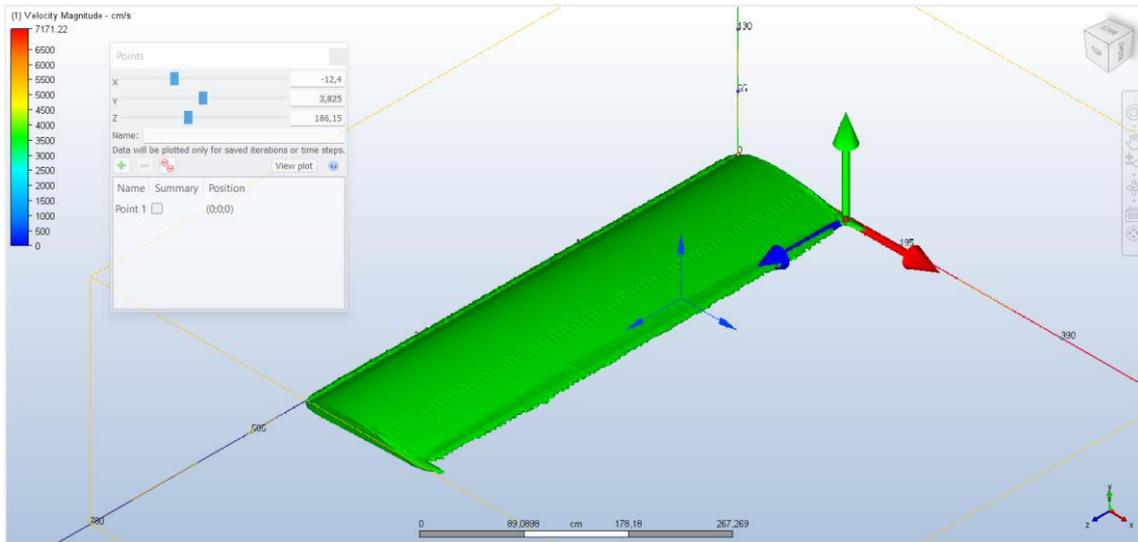


Figura 3.8: Representación del flujo mediante “ISO Superficies”.

Como antes mencionamos, utilizando Fusion 360, pudimos comprobar el punto aproximado en el que el flujo comienza a separarse. También, pudimos conocer la distancia de cuerda que esto representa siendo está a 1154,59 mm.

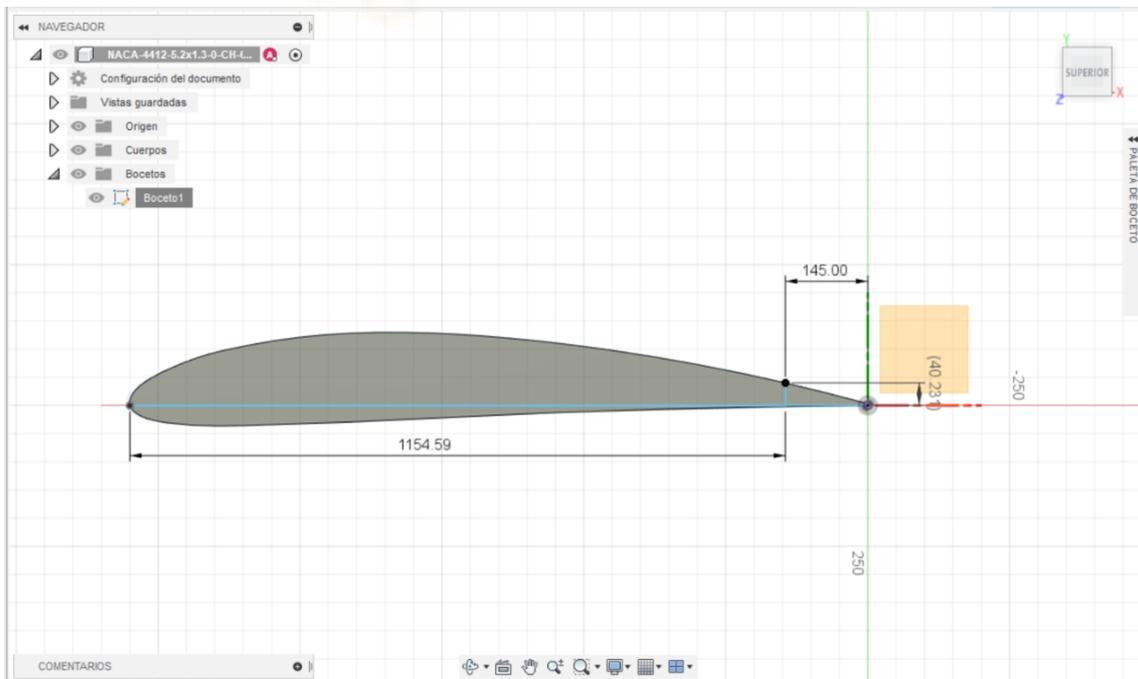


Figura 3.9: Comprobación de punto de separación del flujo con Fusion 360.

3.3.2 SIMULACIÓN CON HOYUELOS DE ALTA PROFUNDIDAD UBICADOS A 65% DE LA CUERDA: ÁNGULO DE ATAQUE DE 5°.

Para esta simulación cambiamos el ángulo de ataque a 5°. Luego, procedemos de la misma manera que las veces anteriores, pero teniendo que alargar las iteraciones hasta 1050. El punto aproximado de separación del flujo se ubica mediante “ISO Surfaces”, y más adelante será comprobado.

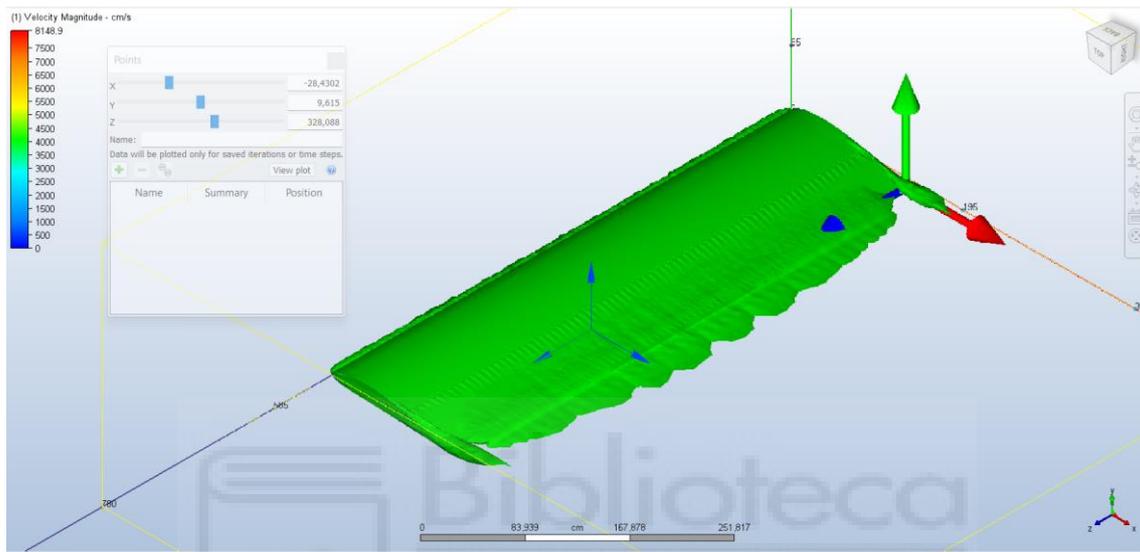


Figura 3.10: Representación del flujo mediante “ISO Superficies”.

Nuevamente, para poder comprobar nuestro punto de separación de flujo nos remitimos a Fusion 360, obteniendo el punto (28,43; 9,615; 328,088) cm. Luego, se calcula las fuerzas F_x y F_y , siendo estas 935,1N y 7578 N respectivamente. A partir de ellas, obtenemos un coeficiente de sustentación de $C_L=0,64$, y un coeficiente de arrastre de $C_D=0,08$. También, pudimos conocer la distancia de cuerda a la que se comienza a separar el flujo aproximadamente, siendo este igual a 1008,1 mm.

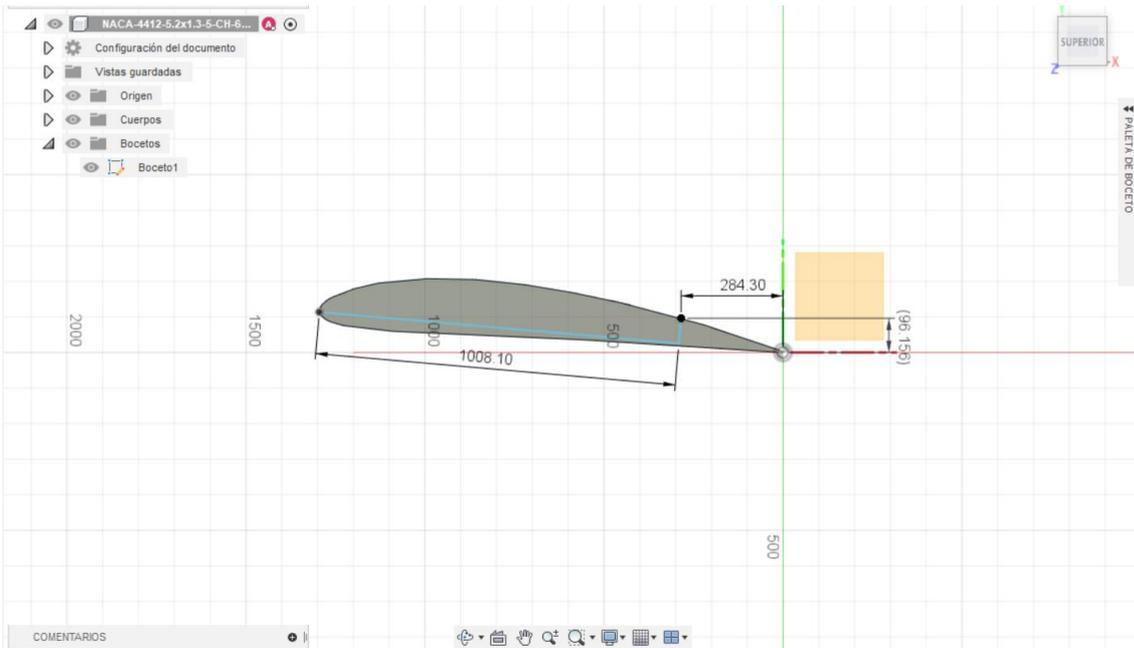


Figura 3.11: Comprobación de punto de separación del flujo con Fusion 360.

3.3.3 SIMULACIÓN CON HOYUELOS DE ALTA PROFUNDIDAD UBICADOS A 65% DE LA CUERDA: ÁNGULO DE ATAQUE DE 10°.

Finalmente, para terminar las simulaciones con hoyuelos a alta profundidad, realizamos la simulación con un ángulo de ataque de 10°. Se alargaron las iteraciones hasta 1450, para así conseguir valores estables de las fuerzas. Obteniendo F_x y F_y mediante "Wall Calculator", se determinan unos valores de 1638,5 N y 10920,6 N respectivamente. A continuación, utilizando las ecuaciones 1.9 y 1.12, calculamos el coeficiente de sustentación $C_L = 0,92$ y el coeficiente de arrastre $C_D = 0,14$.

De nuevo, con el uso de "ISO Superficie" pudimos observar el comportamiento del flujo y obtener el punto aproximado en la que se comienza a separar el flujo. En concreto, se obtiene (-51,7141; 31,7913; 301,862) cm, que luego se confirmará con la herramienta de Fusion 360.

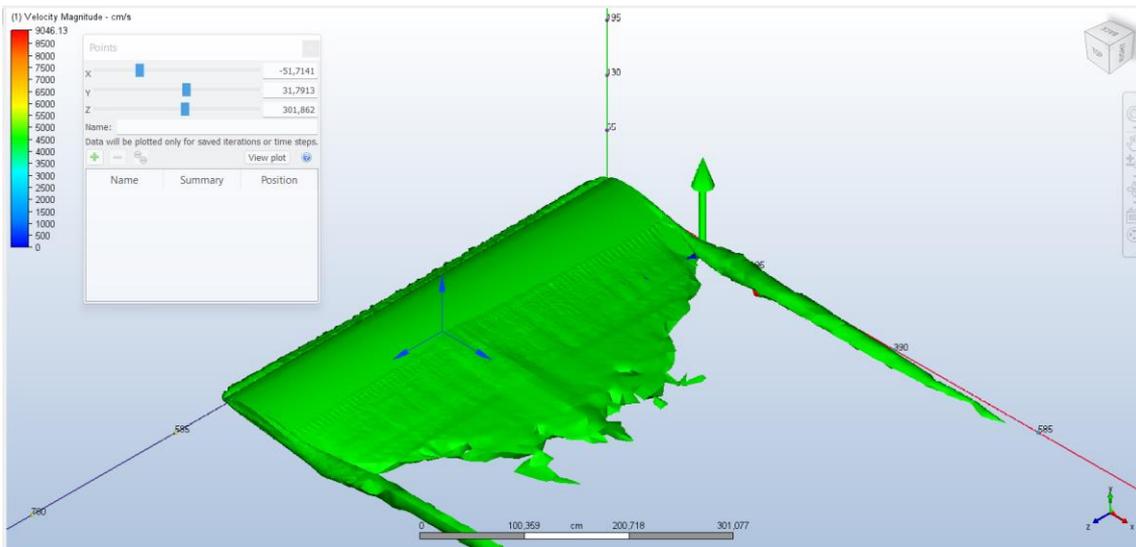


Figura 3.12: Representación del flujo mediante “ISO Superficies”.

Como se comentó con anterioridad, se confirmó el punto en el que el flujo comienza a separarse aproximadamente. También, mediante el uso del punto obtenido pudimos calcular la distancia de cuerda a la que el flujo se separa, siendo esta igual a 754,978 mm.

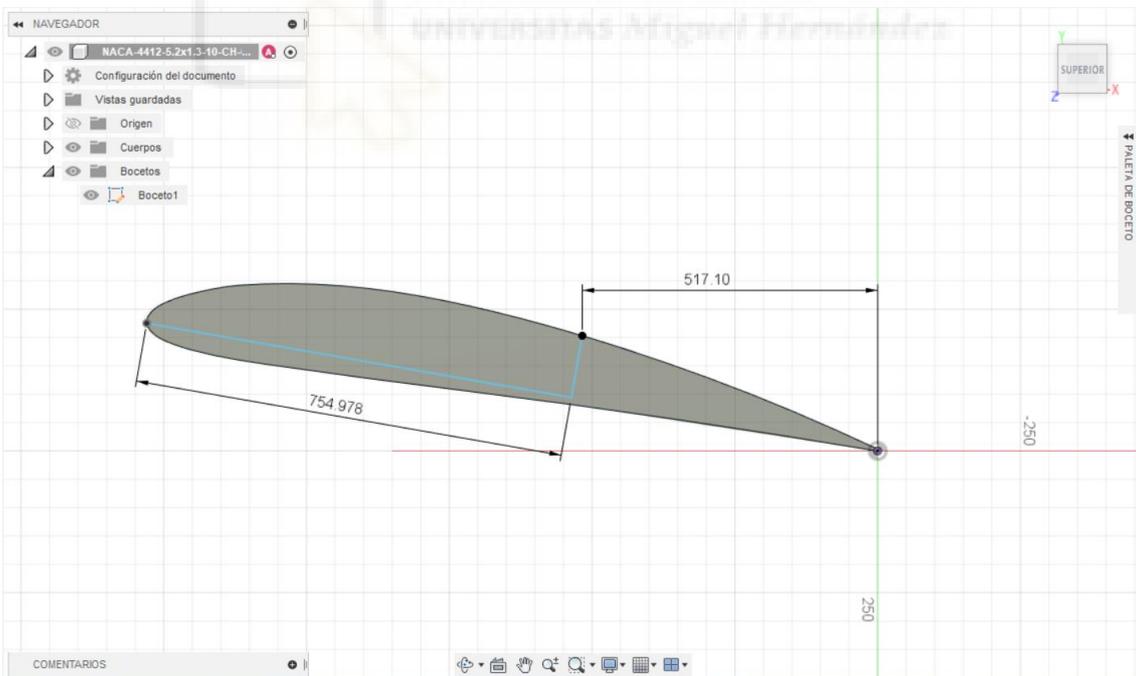


Figura 3.13: Comprobación de punto de separación del flujo con Fusion 360.

3.4 HOYUELOS DE BAJA PROFUNDIDAD A 75% DE CUERDA.

3.4.1 SIMULACIÓN CON HOYUELOS DE BAJA PROFUNDIDAD UBICADOS A 75% DE LA CUERDA: ÁNGULO DE ATAQUE DE 0°.

En este apartado comenzaremos evaluando el comportamiento del flujo en nuestro perfil alar con hoyuelos a baja profundidad, ubicados a 75% de la cuerda, y poder así ver como este evoluciona. Para esta simulación se alargaron las iteraciones hasta 1200. De esta manera, el porcentaje de error obtenido está por debajo o igual al que mencionamos.

Como se ha comentado previamente, las condiciones de contorno para nuestras simulaciones utilizando la herramienta CFD Autodesk, serán las mismas que en nuestras simulaciones de validación, y descritas en el apartado 2.5.

Con el uso de la herramienta de “ISO Surfaces” se puede observar el momento en el que el flujo se comienza a separar de nuestro perfil alar, pudiendo así ubicar el punto exacto del mismo.

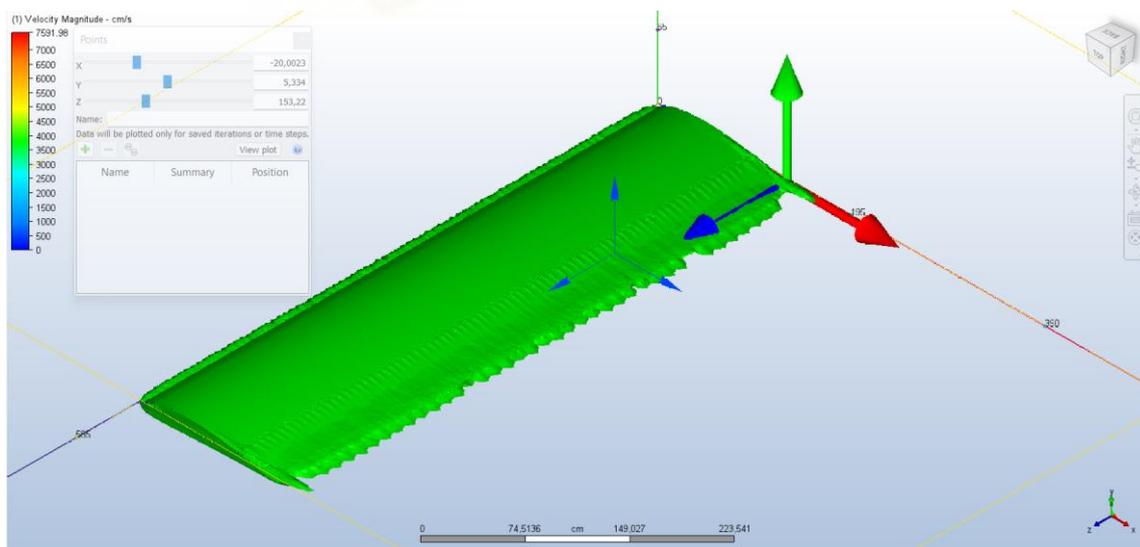


Figura 3.14: Representación del flujo mediante “ISO Superficies”.

Finalmente, luego de ver el comportamiento del flujo, usando el “Wall Calculator”, podemos obtener las fuerzas en F_x y F_y , resultando estas 591,2 N y

3199,3 N respectivamente. Una vez obtenidas dichas fuerzas, podemos calcular los coeficientes aerodinámicos, siendo el coeficiente de sustentación $C_L = 0,27$ y el coeficiente de arrastre $C_D = 0,05$.

Como en los casos anteriores, también hemos identificado el punto de separación: situado a 1145,84 mm del borde de ataque

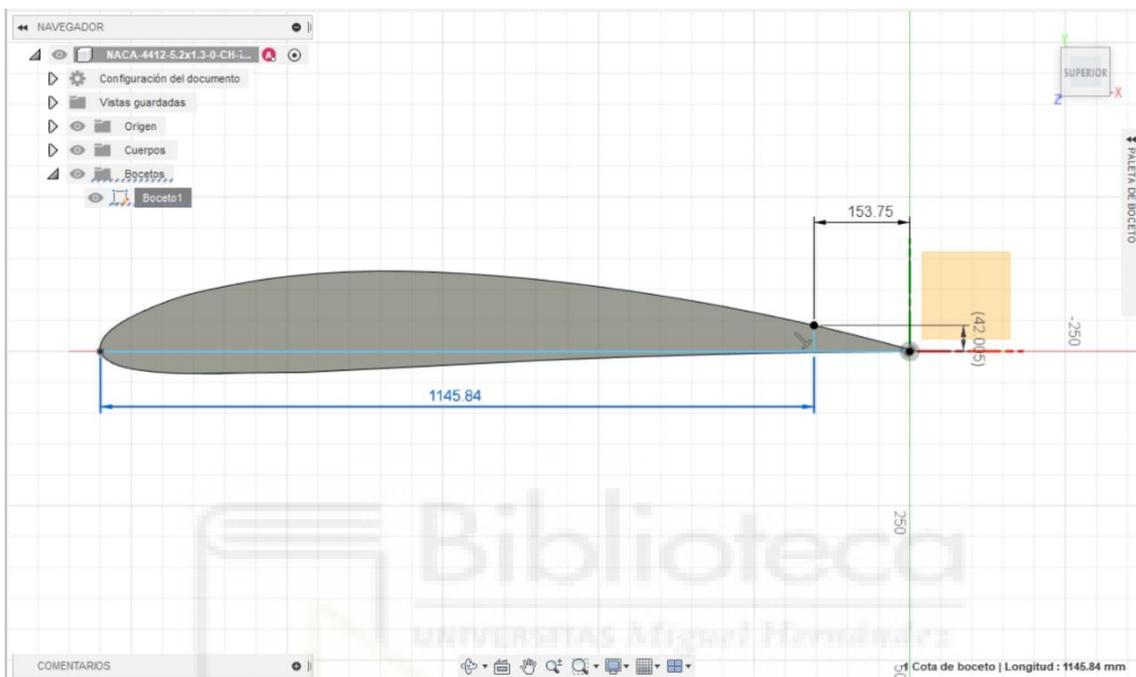


Figura 3.15: Comprobación de punto de separación del flujo con Fusion 360.

3.4.2 SIMULACIÓN CON HOYUELOS DE BAJA PROFUNDIDAD UBICADOS A 75% DE LA CUERDA: ÁNGULO DE ATAQUE DE 5°.

Para continuar con hoyuelos de baja profundidad, ahora simularemos un ángulo de ataque de 5°. Para esta simulación tuvimos que prolongarla hasta 1050 iteraciones con un mallado más refinado que el explicado en apartados anteriores. Una vez más, mediante la herramienta de “ISO Surfaces” se logró conseguir el punto aproximado en el que el flujo comienza a separarse de nuestro perfil alar. Dicho punto se podrá verificar a posteriori mediante Autodesk Fusion 360.

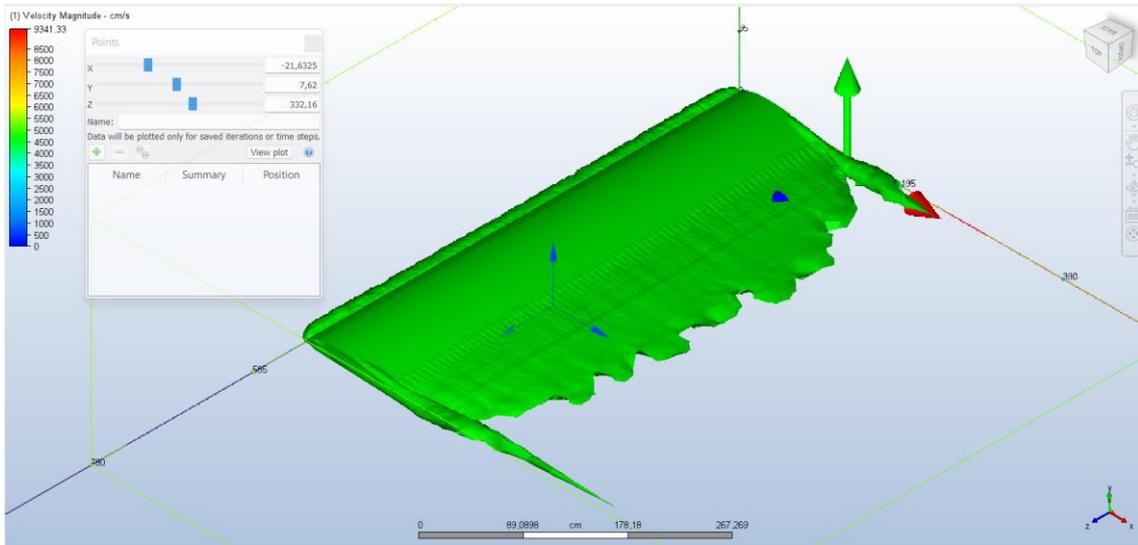


Figura 3.16: Representación del flujo mediante “ISO Superficies”.

Luego, procedimos a calcular las fuerzas F_x y F_y , para poder calcular los coeficientes aerodinámicos correspondientes posteriormente. Los valores de estas fuerzas son igual a, 902,5 y 7458,4 N respectivamente. Mediante el uso correspondiente de las ecuaciones 1.9 y 1.12 se calcularon los coeficientes aerodinámicos con valores de: el coeficiente de sustentación $C_L = 0,63$ y el coeficiente de arrastre $C_D = 0,08$.

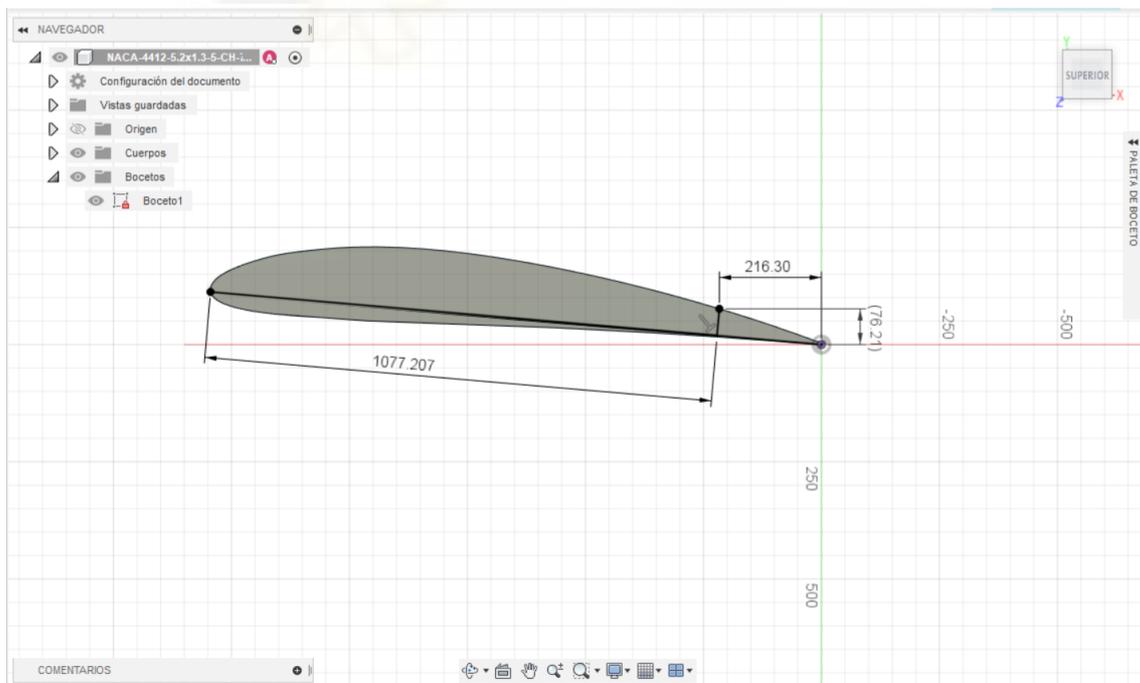


Figura 3.17: Comprobación de punto de separación del flujo con Fusion 360.

Finalmente, comprobamos que mediante Autodesk Fusion 360, el punto aproximado en el que el flujo comienza a separarse de nuestro perfil alar, siendo este igual a 1077,207 mm de cuerda.

3.4.3 SIMULACIÓN CON HOYUELOS DE BAJA PROFUNDIDAD UBICADOS A 75% DE LA CUERDA: ÁNGULO DE ATAQUE DE 10°.

Una vez más, para terminar las simulaciones con hoyuelos a baja profundidad, realizamos la simulación con un ángulo de ataque de 10°. Se alargaron las iteraciones hasta 1350, para así conseguir valores estables de las fuerzas. Obteniendo F_x y F_y mediante “Wall Calculator” con unos valores de 1578,2 N y 11088,8 N respectivamente. Utilizando las ecuaciones 1.9 y 1.12 calculamos el coeficiente de sustentación $C_L = 0,93$ y el coeficiente de arrastre $C_D = 0,13$.

De nuevo, con el uso de “ISO Superficie” pudimos observar el comportamiento del flujo y poder obtener el punto aproximado en el que se comienza a separar el flujo. Se obtiene (-60,28; 22,77; 229,651) cm, que luego se confirmará con la herramienta de Fusion 360.

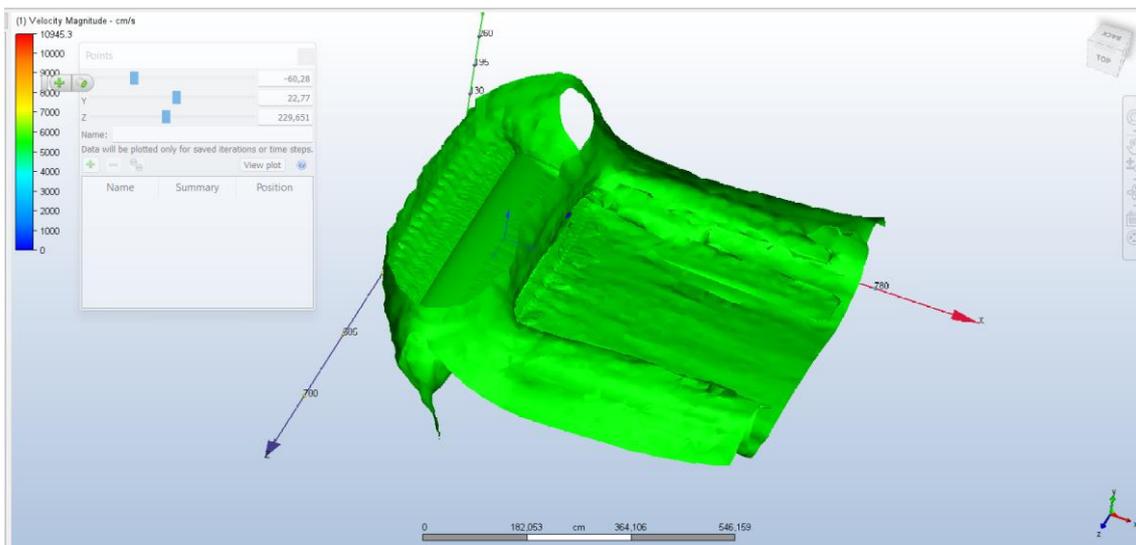


Figura 3.18: Representación del flujo mediante “ISO Superficies”.

Como se comentó con anterioridad, se confirmó el punto en el que el flujo comienza a separarse aproximadamente. También, mediante el uso del punto obtenido pudimos calcular la distancia de cuerda a la que el flujo se separa, siendo esta igual a 666,601 mm.

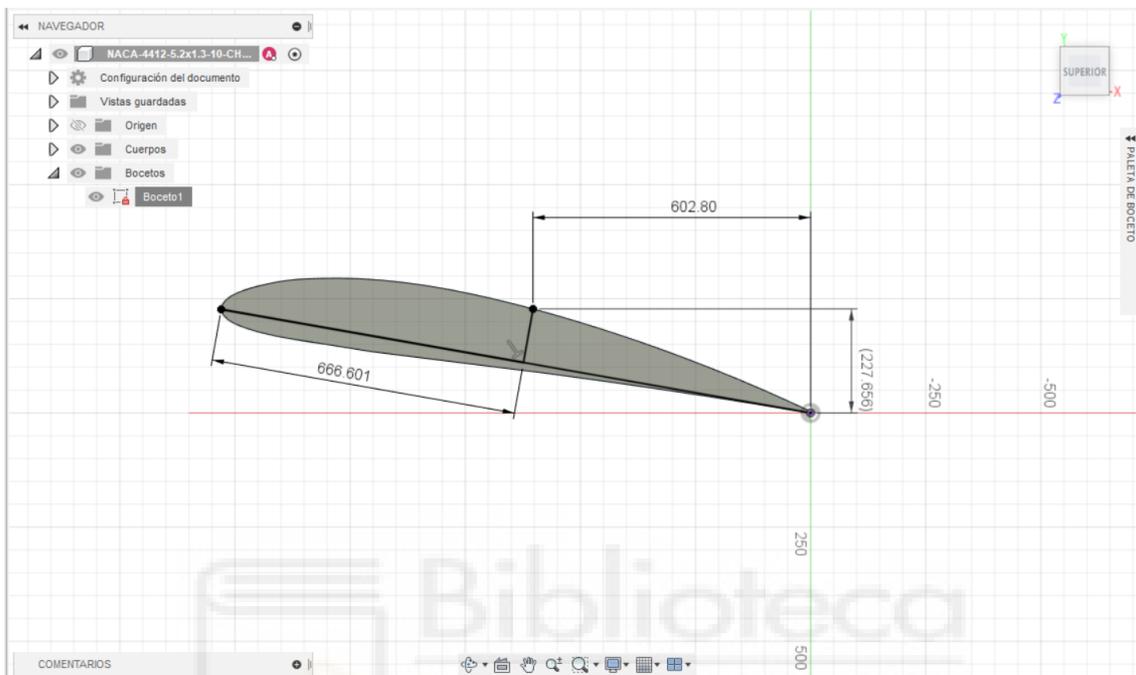


Figura 3.19: Comprobación de punto de separación del flujo con Fusion 360.

3.5 HOYUELOS DE ALTA PROFUNDIDAD A 75% DE CUERDA.

3.5.1 SIMULACIÓN CON HOYUELOS DE ALTA PROFUNDIDAD UBICADOS A 75% DE LA CUERDA: ÁNGULO DE ATAQUE DE 0°.

Para finalizar con el último trío de simulaciones, realizaremos la primera simulación con un ángulo de ataque de 0°. Esta simulación se alargó hasta las 1150 iteraciones para conseguir unos valores de fuerzas con unos errores menores al 0,002%. Mediante las herramientas correspondientes de Autodesk CFD, se puede conocer el punto aproximado de la separación del flujo.

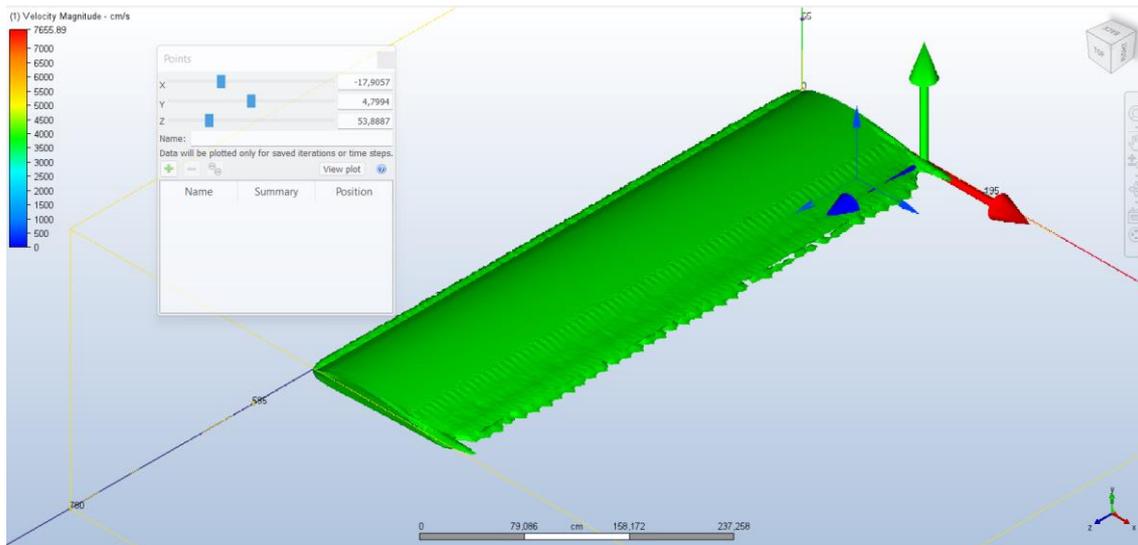


Figura 3.20: Representación del flujo mediante “ISO Superficies”.

Con la herramienta “Wall Calculator” se calcularon las fuerzas F_x y F_y , siendo estas iguales a 606,8 y 3195 N respectivamente. Estos valores nos permiten calcular los coeficientes aerodinámicos, siendo estos iguales, el coeficiente de sustentación $C_L = 0,27$ y el coeficiente de arrastre $C_D = 0,05$.

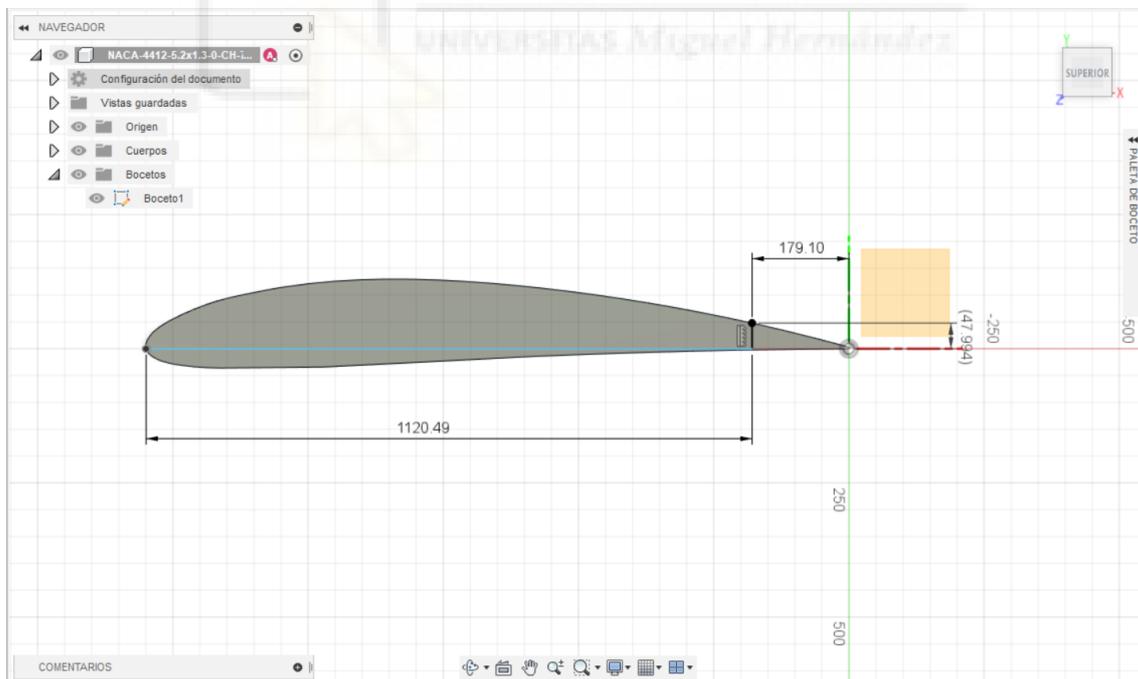


Figura 3.21: Comprobación de punto de separación del flujo con Fusion 360.

Para comprobar el punto de separación se hace uso de Autodesk Fusion 360, En concreto se localizó el punto a 1120,49 mm de cuerda.

3.5.2 SIMULACIÓN CON HOYUELOS DE ALTA PROFUNDIDAD UBICADOS A 75% DE LA CUERDA: ÁNGULO DE ATAQUE DE 5°.

Continuando con nuestras últimas simulaciones, colocaremos nuestro perfil alar con hoyuelos de alta profundidad a 5°. Las simulaciones se alargan a 1050 iteraciones, para obtener valores más acertados.

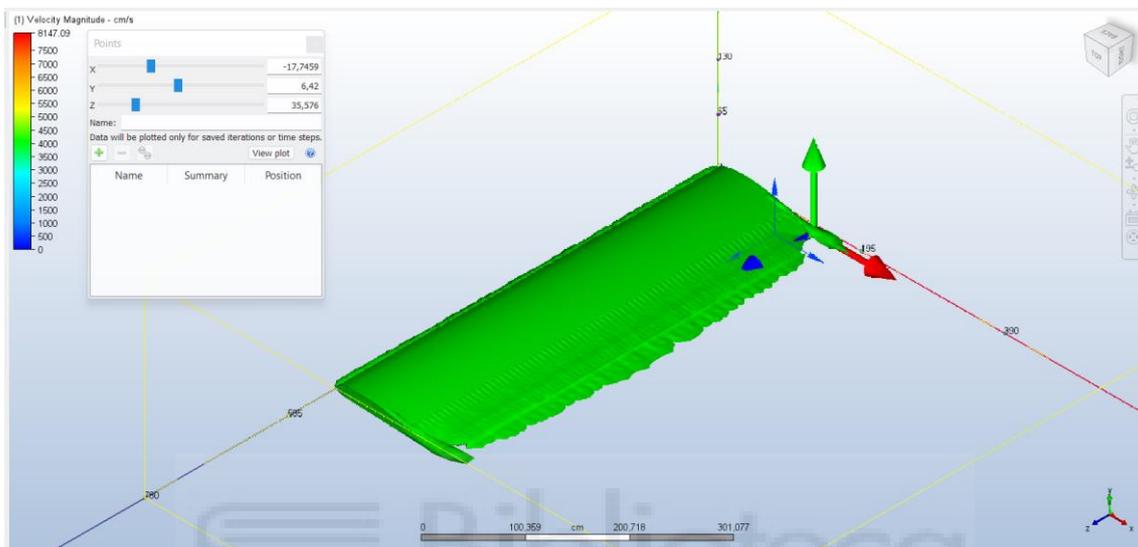


Figura 3.22: Representación del flujo mediante “ISO Superficies”.

De nuevo, con herramientas de Autodesk CFD, tratamos de ubicar el punto aproximado de separación de flujo. Asimismo, se calculan las fuerzas que actúan sobre nuestro perfil alar NACA 4412, siendo F_x y F_y iguales a, 925,4 y 7508,3 N respectivamente. Con el uso de las ecuaciones 1.9 y 1.12 procedimos al cálculo de los coeficientes aerodinámicos, siendo estos, el coeficiente de sustentación $C_L = 0,63$ y el coeficiente de arrastre $C_D = 0,08$.

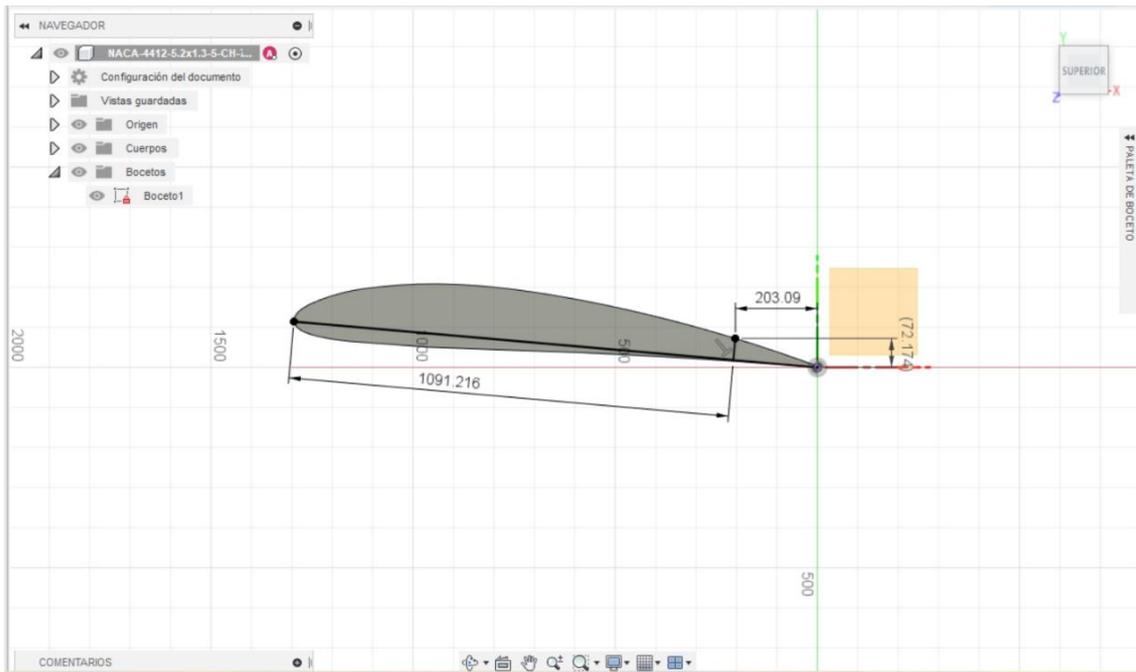


Figura 3.23: Comprobación de punto de separación del flujo con Fusion 360.

Para terminar, mediante Autodesk Fusion 360 medimos la distancia de cuerda a la que se encuentra el punto de separación identificado en nuestra simulación. Encontramos que dicho punto se encuentra a 1091,216 mm de cuerda.

3.5.3 SIMULACIÓN CON HOYUELOS DE ALTA PROFUNDIDAD UBICADOS A 75% DE LA CUERDA: ÁNGULO DE ATAQUE DE 10°.

Finalmente, para terminar con la descripción de nuestras simulaciones, se realizará la última simulación con hoyuelos que denominamos de alta profundidad con un ángulo de 10°. Esta simulación es alargada a 1400 iteraciones, para así tener resultados con errores menores al 0,002%.

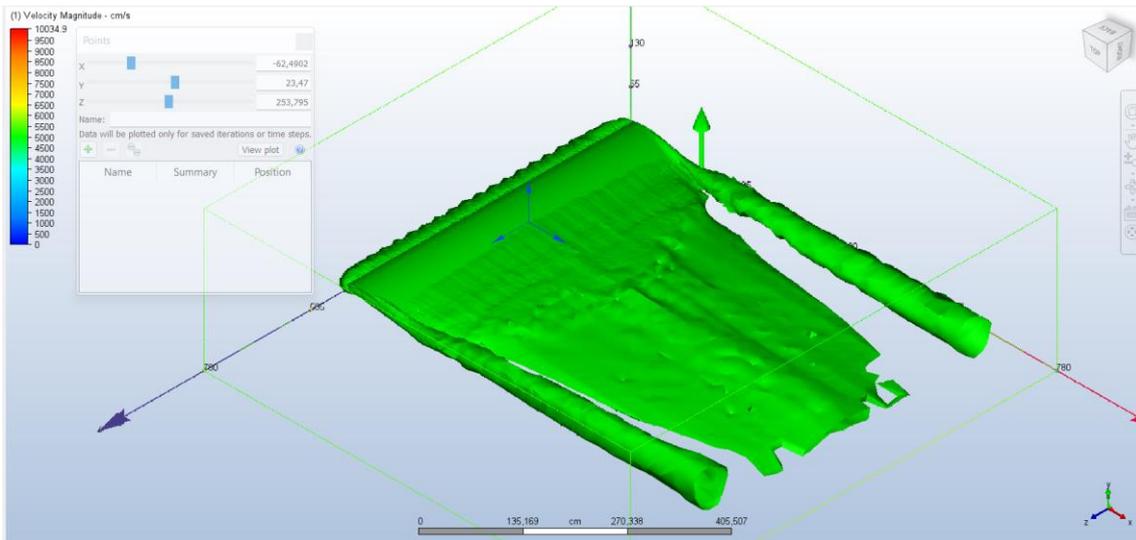


Figura 3.24: Representación del flujo mediante “ISO Superficies”.

Nuevamente, con el uso de “Iso Superficies” y “Wall calculator”, pudimos obtener el punto aproximado de separación del flujo y las fuerzas que actúan sobre ella. Siendo las fuerzas F_x y F_y iguales a, 1667,1 y 11179,8 N respectivamente. En cuanto a los coeficientes aerodinámicos se obtienen unos valores de: el coeficiente de sustentación $C_L = 0,94$ y el coeficiente de arrastre $C_D = 0,14$.

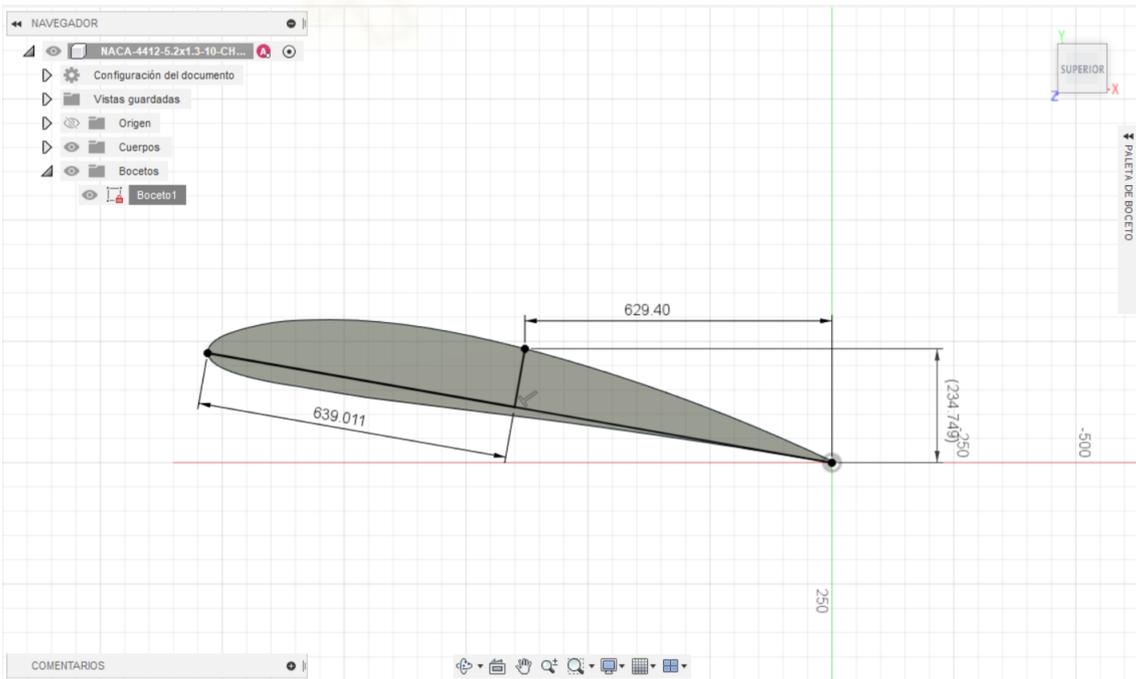


Figura 3.25: Comprobación de punto de separación del flujo con Fusion 360.

Por último, para comprobar el punto de separación del flujo, mediante Autodesk Fusion 360, se obtuvo que el flujo comienza a separarse a 630,011 mm de cuerda aproximadamente.

3.6 EFICIENCIA AERODINÁMICA: RESUMEN DE RESULTADOS

La tabla siguiente resume los valores obtenidos en nuestras simulaciones para las fuerzas de sustentación y de arrastre, los correspondientes coeficientes aerodinámicos, junto con la eficiencia (C_l/C_D) y la iteración a la que se tuvo que llegar para obtener resultados con la estabilidad exigida (variaciones en F_x y F_y inferiores a 0,002% por iteración).

AoA	HOYUELOS	ITER.	FX(N)	FY(N)	CD	CL	E
0		1050	646,6	2874,0	0,05	0,24	4,44
0	65B	1200	621,7	3220,4	0,05	0,27	5,18
0	65A	1050	622,5	3263,3	0,05	0,27	5,24
0	75B	1200	591,2	3199,3	0,05	0,27	5,41
0	75A	1150	606,8	3195,0	0,05	0,27	5,27
5		1050	949,8	7110,1	0,08	0,60	7,49
5	65B	1200	855,4	7598,2	0,07	0,64	8,88
5	65A	1050	935,1	7578,0	0,08	0,64	8,10
5	75B	1050	902,5	7458,4	0,08	0,63	8,26
5	75A	1050	925,4	7508,3	0,08	0,63	8,11
10		1050	1653,0	10562,6	0,14	0,89	6,39
10	65B	1600	1601,8	10829,1	0,13	0,91	6,76
10	65A	1450	1638,5	10920,6	0,14	0,92	6,66
10	75B	1350	1578,2	11088,8	0,13	0,93	7,03
10	75A	1400	1667,1	11179,8	0,14	0,94	6,71

Tabla 3.1: Resultados de las fuerzas y coeficientes aerodinámicos. El tipo de hoyuelo se expresa por su posición de cuerda (65 o 75) y su profundidad (A=Alta, B=Baja)

Estos resultados son representados en las siguientes figuras, tanto para los coeficientes de arrastre (figura 3.26) como de sustentación (figura 3.27)

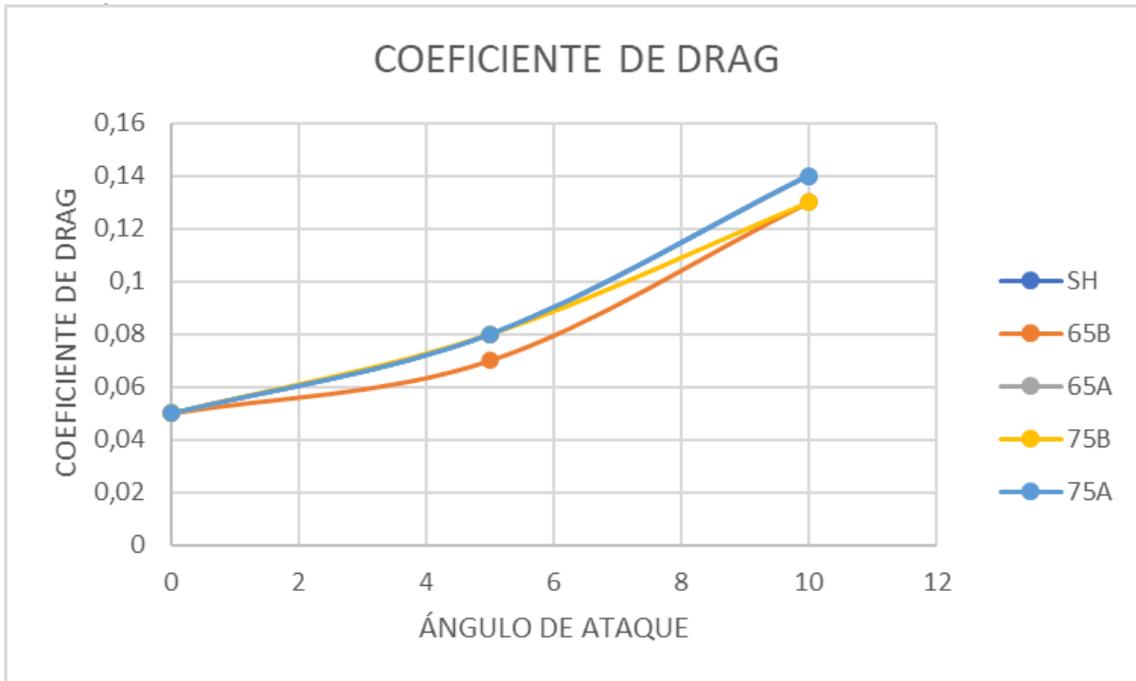


Figura 3.26: Gráfica de los coeficientes de arrastre a distintos ángulos de ataque.

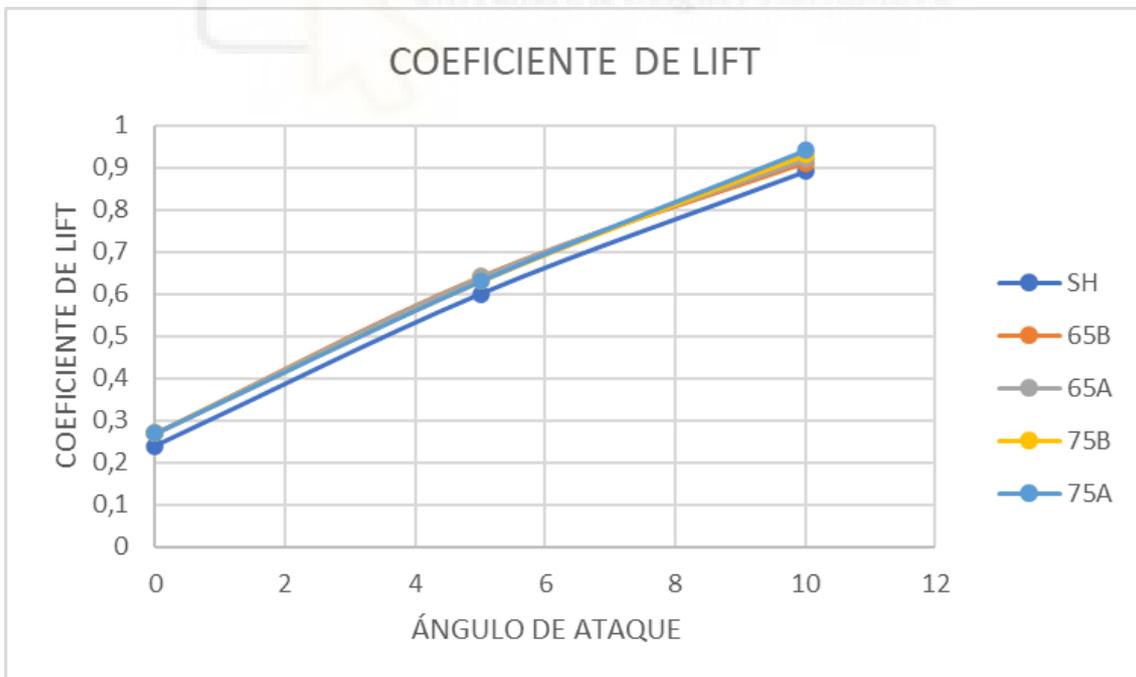


Figura 3.27: Coeficientes de sustentación a distintos ángulos de ataque.

En ambos casos se observa que los coeficientes aumentan con el ángulo de ataque, pero que los perfiles con hoyuelos permanecen sistemáticamente con coeficientes de sustentación más altos que en el caso sin hoyuelos, y con coeficientes de arrastre más bajos que en el caso sin hoyuelos.

Finalmente, presentamos la gráfica de la eficiencia aerodinámica de nuestro perfil alar NACA 4412. En todos los casos se observa que esta eficiencia es máxima para un ángulo de ataque de 5° , tanto en las configuraciones con hoyuelos como sin hoyuelos, y luego decae a 10° fundamentalmente debido a que el arrastre crece proporcionalmente más que la sustentación.

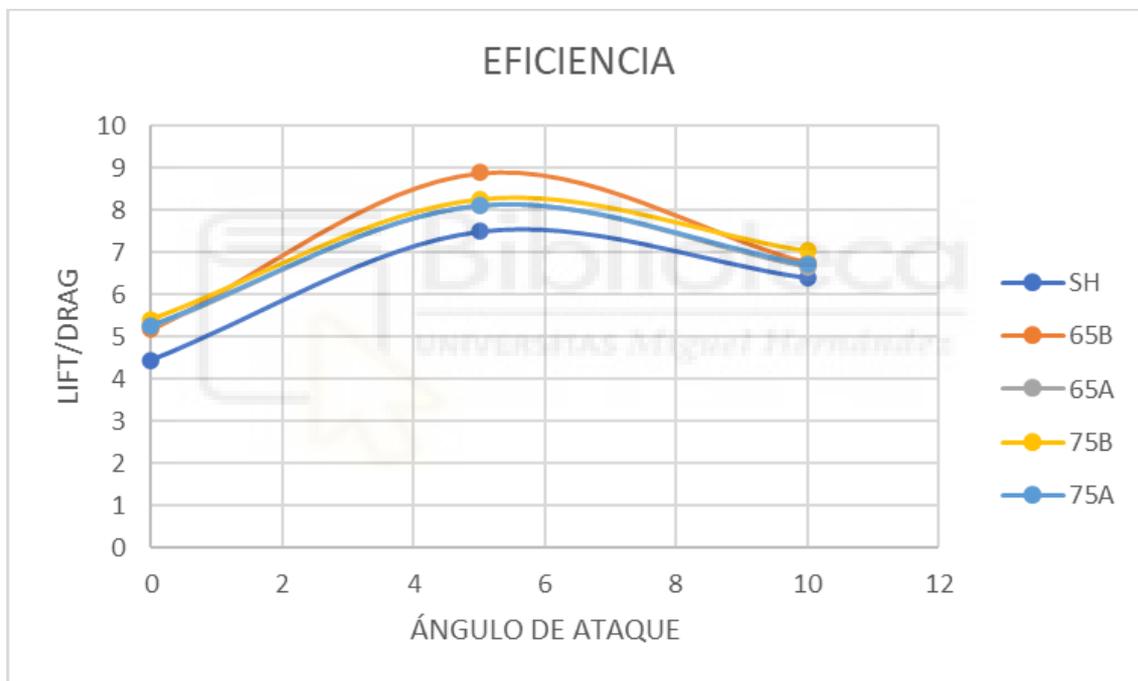


Figura 3.28: Gráfica de la eficiencia a distintos ángulos de ataque.

Esta última gráfica muestra más claramente las diferencias entre las distintas configuraciones analizadas. El perfil NACA 4412 sin hoyuelos presenta una eficiencia aerodinámica sistemáticamente inferior, a cualquier ángulo de ataque, cuando se compara con las configuraciones con hoyuelos.

Cuando analizamos el efecto de la posición y profundidad de los hoyuelos, vemos que las simulaciones con hoyuelos de alta profundidad (etiquetadas con

A) alcanzan una eficiencia que depende muy poco de las posiciones estudiadas: 8,10 cuando se ubican al 65% de la cuerda, frente a 8,11 cuando se sitúan al 75 % de la cuerda. En cambio, las simulaciones con hoyuelos de baja profundidad (etiquetadas con B) no sólo presentan sistemáticamente una mayor eficiencia que sus equivalentes de alta profundidad, sino que esta eficiencia aumenta claramente cuando tales hoyuelos son situados a 65% de la cuerda.

En el caso más favorable entre los estudiados (hoyuelos de baja profundidad a 65% de la cuerda), el valor máximo (a 5°) de la eficiencia aerodinámica del perfil NACA 4412 es 8,88. Comparado con el valor encontrado a ese mismo ángulo de ataque para el perfil NACA 4412 sin hoyuelos, 7,49, tenemos entonces que la simple perforación de una fila de hoyuelos produce una mejora en la eficiencia aerodinámica de casi un 20%

Para interpretar estos resultados, la tabla 3.2 resume los valores encontrados para el punto de separación del flujo en las distintas configuraciones.

ÁNGULO DE ATAQUE	HOYUELOS	PUNTO DE SEPARACIÓN
0		1045,05
0	65B	1076,76
0	65A	1154,59
0	75B	1145,84
0	75A	1120,49
5		891,70
5	65B	1078,35
5	65A	1008,10
5	75B	1077,21
5	75A	1091,22
10		682,86
10	65B	686,14
10	65A	754,98
10	75B	666,01
10	75A	639,01

Tabla 3.2: Resultados de la distancia aproximada de separación del flujo.

Estos mismos valores son mostrados de forma gráfica en la figura siguiente:

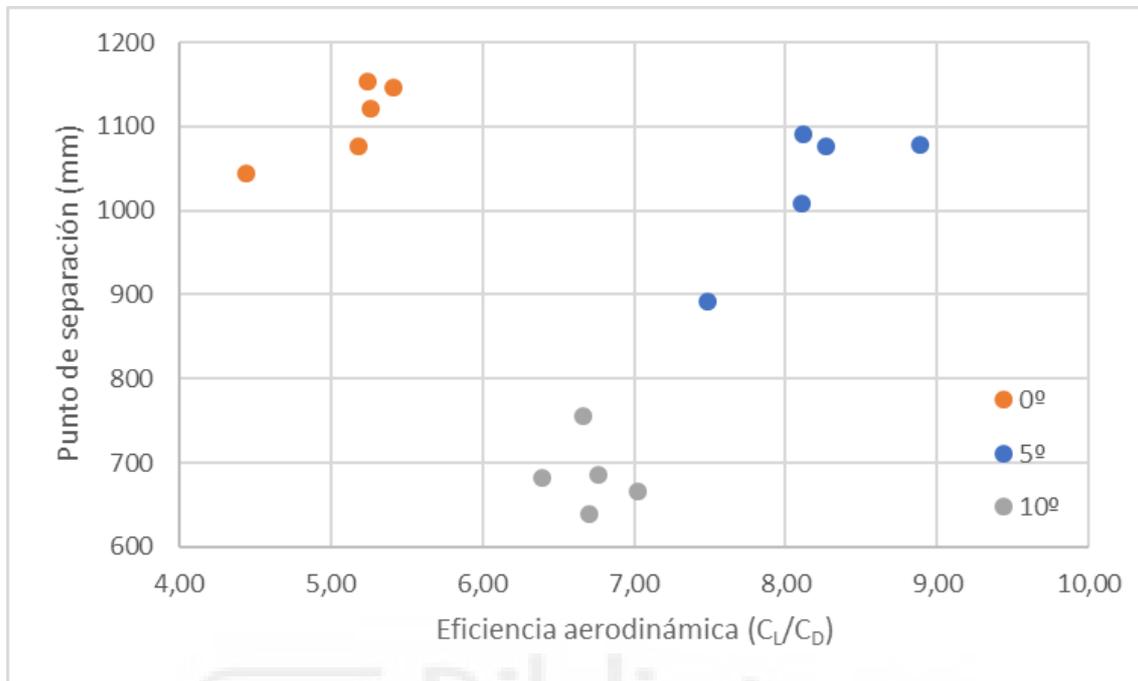


Figura 3.29: Separación del flujo en función de la eficacia aerodinámica.

Vemos que, aunque con una considerable dispersión en los valores encontrados, el punto de separación aumenta lógicamente con el ángulo de ataque. Dentro de cada ángulo, las simulaciones a 5°, y también a 0°, muestran cierta tendencia a producir resultados en los que la eficacia aumenta con la distancia de separación del flujo. En ambas series, la configuración sin hoyuelos es la de menor eficacia y en la que el flujo se separa tras un recorrido más corto. Por otra parte, en las simulaciones a 10°, la dispersión que obtenemos en los puntos de separación impide observar ninguna correlación entre eficacia aerodinámica y distancia de separación.

Podemos concluir de estos resultados que, de forma parecida a lo que ocurre en una pelota de golf, la implementación de una fila de hoyuelos en un perfil de ala de avión (NACA 4412) consigue que el flujo permanezca adherido al ala durante una distancia mayor. Este aumento en la distancia de separación reduce la estela, o zona de turbulencias del flujo separado, por lo que mejora la eficiencia aerodinámica del perfil alar.

4. CONCLUSIÓN GENERAL

Tras obtener y analizar los resultados de nuestras simulaciones, podemos concluir que se ha logrado el objetivo principal de este proyecto: ver si la introducción de hoyuelos esféricos en el perfil aerodinámico NACA 4412 puede llegar a producir un efecto similar a la pelota de golf, además de estudiar si la eficiencia de dicho perfil alar mejora.

Por otra parte, hemos realizado el estudio mediante simulación numérica con Autodesk CFD y con apoyo de SolidWorks, y Autodesk Fusion 360. En este estudio hemos analizado cómo se comporta el flujo en el perfil alar NACA 4412 a distintos ángulos de ataque.

Los resultados obtenidos demuestran que:

- Como era de esperar, la eficacia aerodinámica aumenta con el ángulo de ataque, tanto en perfiles con hoyuelos como sin hoyuelos, alcanzándose en todos los casos una eficacia máxima a un ángulo de 5°. Por encima de este ángulo, la eficacia aerodinámica decrece con el ángulo.
- La introducción de hoyuelos ha conducido, en todas las configuraciones analizadas, a una mayor eficiencia aerodinámica que en el caso de un perfil alar sin hoyuelos.
- En estos resultados, un factor importante ha sido nuestra elección de situar la fila de hoyuelos cerca de la posición del punto de separación, a una distancia de cuerda superiores a un 60% del recorrido.
- La profundidad y la posición de los hoyuelos son factores que afectan a los resultados, pero que nunca producen un descenso de eficacia. En particular, entre las 15 configuraciones analizadas en este trabajo, encontramos una mayor eficiencia en la configuración con hoyuelos de baja profundidad a 65% de cuerda. En este caso, la eficiencia obtenida es un 20% mayor que en un perfil no modificado.

Ante las conclusiones expuestas, se propone como futuras líneas de investigación para continuar con este proyecto:

- Efectuar un estudio más exhaustivo de posiciones y profundidades de hoyuelos. Aquí hemos analizado dos posiciones (65% y 75%) y dos profundidades. Un mayor barrido de estos parámetros permitiría identificar con más precisión la configuración óptima: la que conduce al máximo posible de eficacia aerodinámica
- Investigación y desarrollo de otras configuraciones. Como por ejemplo implementar varias filas de hoyuelos, alternando la profundidad- de alta y baja- de los hoyuelos de dichas filas.



5. ANEXO

En seguida de la obtención de todas las coordenadas finales de los extrádos e intrádos de nuestro perfil alar NACA 4412, expuestas en el apartado 2.4, usando el software CAD SolidWorks, trasladamos dichas coordenadas mediante el uso de la herramienta “Curva por puntos XYZ”, haciendo todos los valores en “Z” cero para poder obtenerlos en un plano 2D.

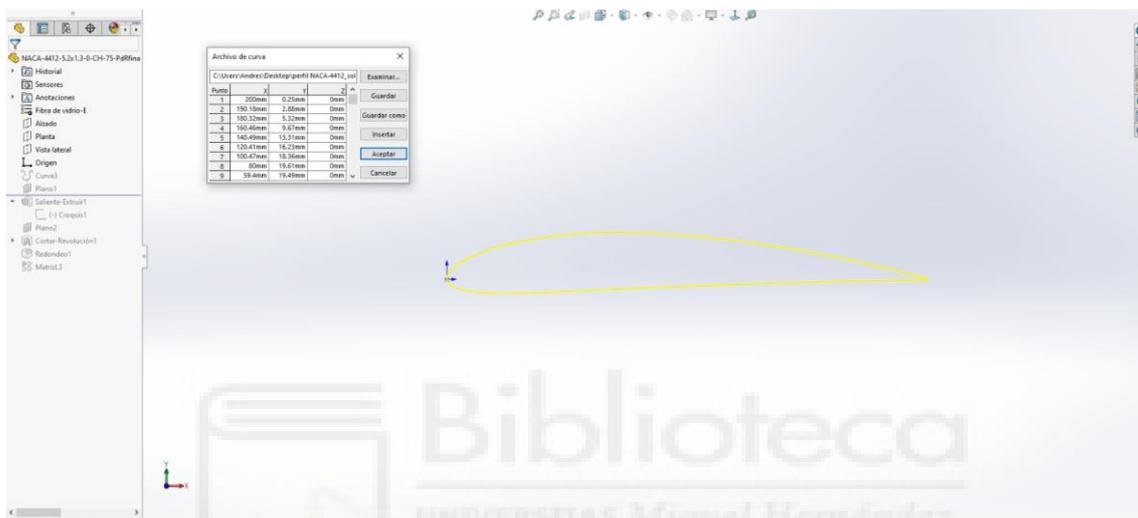


Figura 5.1: Implementación de coordenadas finales de los extrádos e intrádos a un plano 2D.

Luego, como nuestras coordenadas finales eran realmente pequeñas, teniendo esta una distancia de cuerda de 200 mm, procedimos a escalarla a las dimensiones que necesitamos para nuestro proyecto, aplicando un factor de escala de 6,5 para poder llevarlo a una distancia de cuerda de 1300 mm, siendo este valor más similar a una de las alas de las aeronaves Avtech Jabiru LSA/St, Aeronca 11-AC Chief. Después de su escalado, se procedió a extruir el perfil hasta 5200 mm.

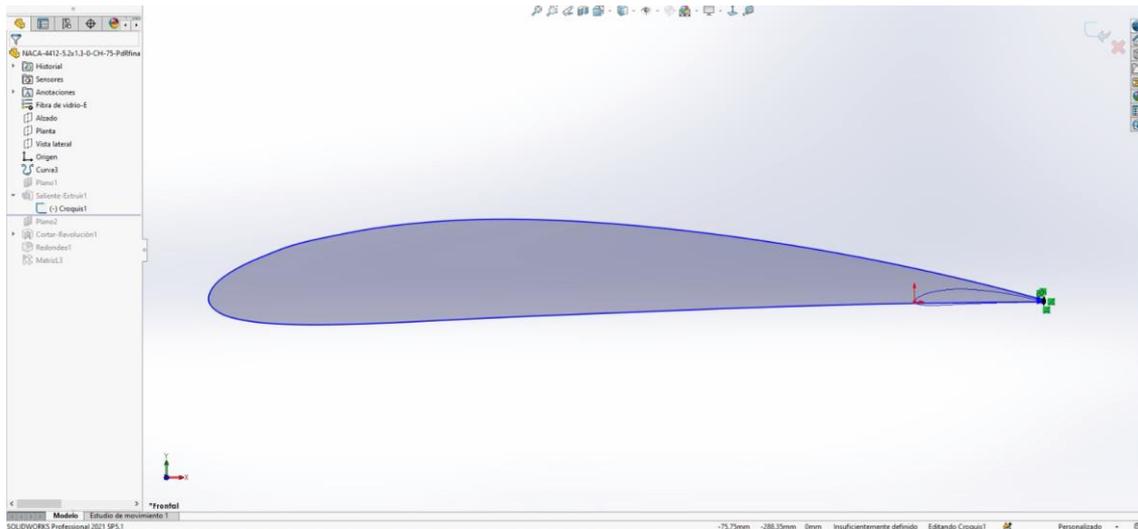


Figura 5.2: Escalado y extrusión del perfil alar a las dimensiones predeterminadas para nuestro proyecto.

Posteriormente, se procedió a la realización de los hoyuelos, primeramente, se generó un plano de apoyo a una distancia 30 mm del extremo del perfil alar, para asegurarnos que los hoyuelos no tocan ese extremo del perfil. Generando un croquis, se inserta un punto y se acota a un 65 y 75 % de cuerda dependiendo de la configuración que se desea generar, mediante líneas y arcos se crea el esquema del hoyuelo que posteriormente será generado por revolución de corte. Una primera línea fue creada de manera que fuese paralela al perfil alar y otra perpendicular a la anteriormente mencionada, para unir estas dos líneas generamos un arco que este será modificable, dependiendo si se desea tener un hoyuelo de alta o baja profundidad. Para poder aplicar la revolución de corte, tuvimos que crear rectángulo de manera que pueda realizar el corte completo sobre el perfil, sin dejar ningún remanente infinitamente pequeño que posteriormente nos podría causar problemas

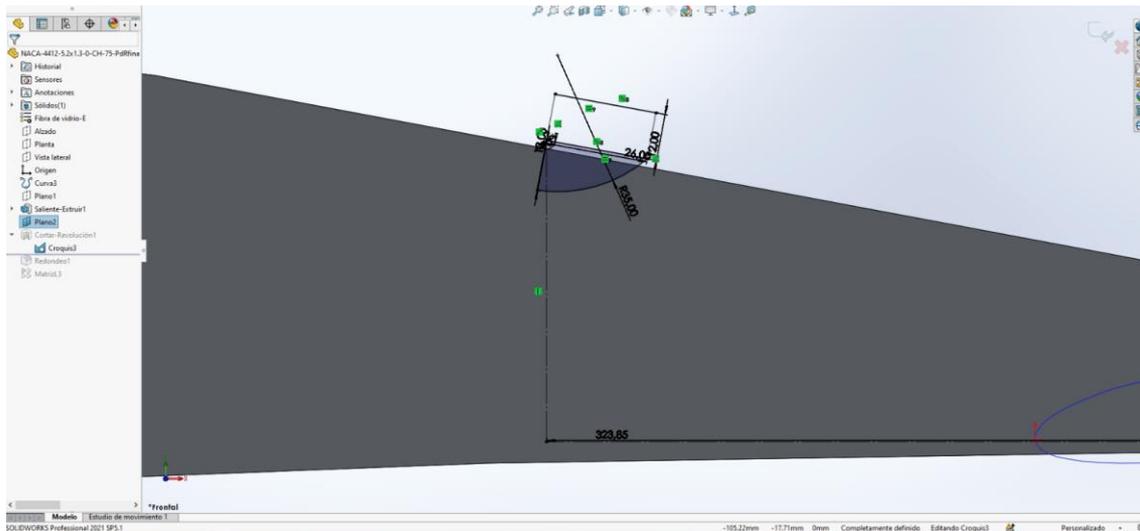


Figura 5.3: Croquis explicativo de la conformación de los hoyuelos de alta y baja profundidad.

Para suavizar la entrada del flujo en el hoyuelo, realizamos un redondeo de radio 6 mm.

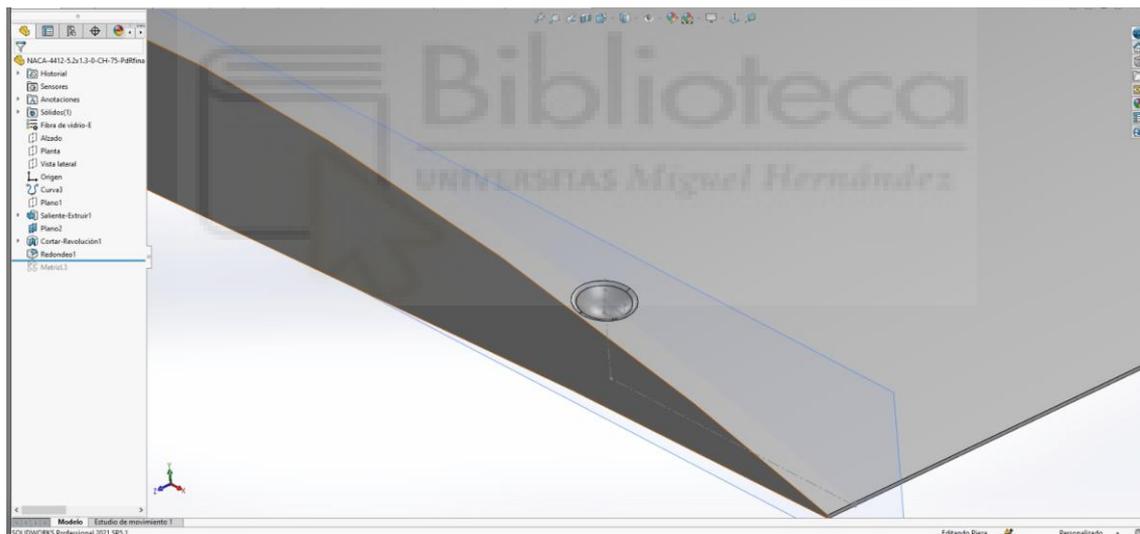


Figura 5.4: Implementación de redondeo en el hoyuelo de alta y baja profundidad.

Finalmente, mediante el uso de matriz lineal, hemos empleado una fila de hoyuelos de alta o baja profundidad, a 65 o 75% de cuerda, dependiendo del caso que se desee, con una separación entre ellos de 65 mm, generando así 80 hoyuelos en total en la fila.

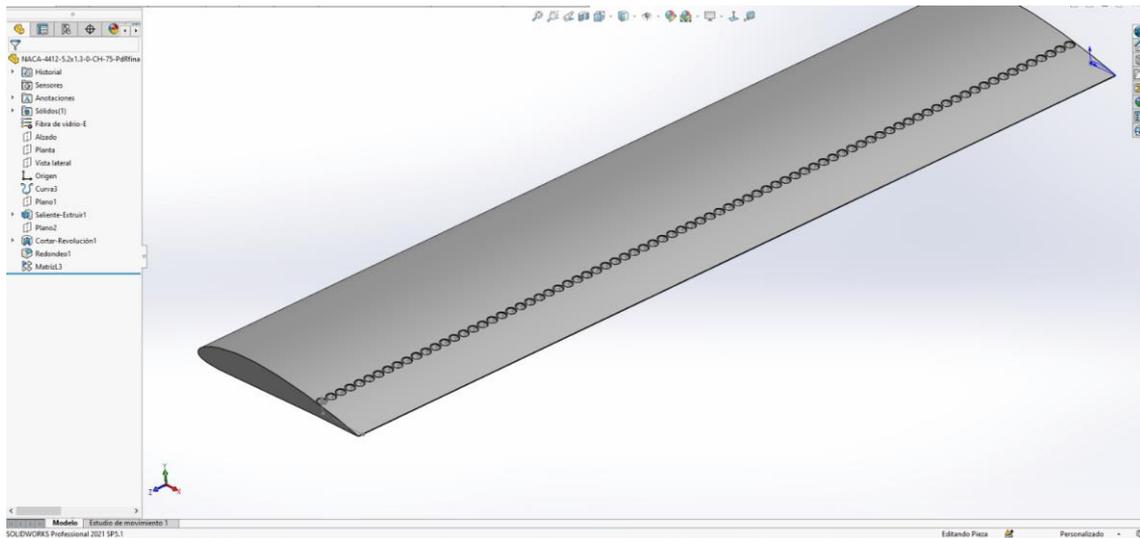


Figura 5.5: Implementación de hoyuelos mediante matriz lineal.



6. BIBLIOGRAFÍA

6.1 LIBROS:

Carmona, A.I., Aerodinámica y actuaciones del avión. 10ª edición. Madrid: Paraninfo, 2000. ISBN 84-283-2640-1.

Anderson, J.D., Fundamentals of Aerodynamics. 6ª edición. McGraw-Hill, 2017 ISBN 978-1-259-12991-9.

6.2 ARTÍCULOS:

Allarton, R.; Yao, J.; Clifford, T.; Hitchborn, B.; Parker, L. J.; Shaw, J. 2020. Surface flow modification of airfoils for automotive racing car applications. Web of science, páginas 1-4. Disponible: <https://eprints.lincoln.ac.uk/id/eprint/41102/7/Jun%20Yao_Full%20Manuscript_University%20of%20Lincoln%20UK.pdf>.

Allen, B. NACA Airfoils. 2017. NASA. Disponible: <<https://www.nasa.gov/image-feature/langley/100/naca-airfoils>>.

Balasubramaniyan, M.; Sakthivel, S.; Balaji, K.; Prakash, S.; Nambi Rajan, M.; 2021. Aerodynamic exploration of NACA 4412 Airfoil. International Research Journal of Modernation in Engineering Technology and Science. Volume 3, página 198-199. Disponible: <https://www.irjmets.com/uploadedfiles/paper/volume3/issue_1_january_2021/581/1628083226.pdf>.

Hall, N. 2021. Mach Number Role in Compressible Flow. NASA. Disponible: <<https://www.grc.nasa.gov/www/k-12/airplane/machrole.html>>.

Konuk, Ege y Sertsoy, G. 2017. Viscous Flow Analyzation of 2D Airfoil by Using Boundary Layer Methods. Researchgate, páginas 9-10. Disponible:

https://www.researchgate.net/publication/318967437_Viscous_Flow_Analyzati_on_of_2D_Airfoil_by_Using_Boundary_Layer_Methods>.

Lednicer, D. 2010. The Incomplete Guide to Airfoil Usage. University of Illinois Urbana-Champaign. Disponible:<<https://m-selig.ae.illinois.edu/ads/aircraft.html#conventional>>.

Mehtar, Z y Altaf, A. 2020. Influence of Spherical and Pyramidical Dimples and Bumps on Airfoil Performance in Subsonic Flow. Web of science, páginas 1-24. Disponible:
<<https://www.scielo.br/j/jatm/a/GMfDKvNQmWzHWd4bw5Nkgwr/?format=pdf&lang=en>>.

Petirin, M. O.; Onoja, V. A. 2017. Computational Study of Aerodynamics Flow over NACA 4412 Airfoil. British Journal of Applied Science & Technology. Página 5-6. Disponible:<<https://zenodo.org/record/820425/files/Petinrin2132017BJAST31893.pdf?download=1>>.

Roland, A. 1978. The Quest for a National Aeronautical Laboratory: Progress, Preparedness, and Progressivism, 1910-1915. NASA. Volumen 1. Disponible:<<https://history.nasa.gov/SP-4103/ch4.htm>>.

Roland, A. Tunnel Vision, 1919-1925. 1978. NASA. Volumen 1. Disponible:<<https://history.nasa.gov/SP-4103/ch4.htm#n4>>.

Stanford University. 2013. The NACA airfoil series. Volumen 1, páginas 1-6. Disponible:<
https://web.stanford.edu/~cantwell/AA200_Course_Material/The%20NACA%20airfoil%20series.pdf>.

Thomas Lewthwaite, M. y Victor Amachi, C. 2021. Numerical investigation of Winglet Aerodynamics and Dimple Effect of NACA 0017 Airfoils for a Freight Aircraft. Web of science. Páginas 1-30. Disponible:

https://eprints.lancs.ac.uk/id/eprint/167287/1/inventions_07_00031_Numerical_Investigation_of_Winglet_Aerodynamics_and_Dimple_Effect_of_NACA_0017_Airfoil_for_a_Freight_Aircraft.pdf>.

Wadcock, A. J. 1987. Investigation of low-speed turbulent separated flow around airfoils. Researchgate. Página 23-50. Disponible: https://www.researchgate.net/publication/24314821_Investigation_of_low-speed_turbulent_separated_flow_around_airfoils/link/0c9605335ac814ed9b00000/download>.

Yilmaz, M., Koten, H., Cetinkaya, E., Cosar, Z. 2018. A comparative CFD analysis of NACA0012 and NACA4412 airfoil. Journal of Energy Science. Volumen 2, página 157-158. Disponible: <https://dergipark.org.tr/tr/download/article-file/540472>>.

6.3 TRABAJOS ACADÉMICOS:

López Moles, O. Estudio Aerodinámico de un perfil NACA. [En línea]. Trabajo de fin de grado, UPC, Escuela de Ingeniería de Barcelona Este. Departamento de Ingeniería mecánica. 2021. Disponible en: https://upcommons.upc.edu/bitstream/handle/2117/357232/TFG_ORIOL_LOPE_Z_MEMORIA_QP2021.pdf?sequence=1>.

Pazo Rodríguez, M. Estudio de la propulsión de un prototipo de barco mediante una turbina autorrotante. [En línea] Trabajo de fin de grado, UPC, Escuela de Ingeniería de Barcelona Este. Departamento de Ingeniería de la Energía. 2018. Disponible en: <https://upcommons.upc.edu/bitstream/handle/2117/169770/TFGMariaPazo.pdf?sequence=1&isAllowed=y>>.

Serna Ballester, A. 5. Flujo externo: Aerodinámica. [En línea], UMH, Escuela Politécnica Superior de Elche. Departamento de Física Aplicada. 2019. Disponible: <https://universite.umh.es/misAsignaturas/material/asignatura/1789/bloque/1/area/0385/caca/2019>>.