



Universidad Nacional de La Plata
FACULTAD DE INGENIERIA
DEPARTAMENTO DE AERONAUTICA

Trabajo Final

ESTUDIO DE LAS CARACTERÍSTICAS
AERODINÁMICAS DE UN PERFIL ALAR CON
FLAP/ALERÓN Y GAP MEDIANTE CFD

Autor: Rodrigo Casajús

Director: Ing. Juan Manuel Torres Zanardi

Co-Director: Ing. Matias Herrera

Agradecimientos

Especial agradecimiento a mi director Juan, por guiarme durante todo este proceso, y a mi codirector Matias, quienes estuvieron siempre dispuestos a ayudarme y acompañarme.

A Claudio Rimoldi y Ana Scarabino por confiar en mí y acercarme la oportunidad de desarrollar esta tarea.

En primer lugar a mi familia, que me impulsó para llegar hasta acá. Nada de esto sería posible sin ellos.

A mis queridos amigos y amigas que hicieron de estos años una experiencia aún mejor.

A mis compañeros, profesores, ayudantes, y a todos los que hacen parte del Departamento de Aeronáutica, la FI y la UNLP.

Índice general

1. Introducción	2
1.1. Aeronave	2
1.2. Comandos	2
1.3. Caso de estudio	4
2. Marco teórico	9
2.1. Aerodinámica de un perfil	9
2.1.1. Capa limite	10
2.2. Dispositivos hipersustentadores y de control	11
2.2.1. Consecuencias del gap	12
2.2.1.1. Resistencia	12
2.2.1.2. Sustentación	14
2.3. ¿Qué es CFD?	14
2.3.1. Modelos de turbulencia	15
3. Desarrollo	16
3.1. Simulación	18
3.1.1. Características	18
3.1.2. Dominio y condiciones de borde	19
3.1.3. Generación de curvas con Ansys	20
3.1.3.1. Convergencia	21
3.2. Perfiles	22
3.2.1. Malla	23
3.2.1.1. Verificación del y^+	27
3.2.2. Comparación con datos experimentales	28
3.2.3. Selección del modelo de turbulencia	29
3.2.3.1. NACA 4415 Re 6M	29
3.2.3.2. NACA 2415 Re 6M	34
3.2.3.3. NACA 2415 Re 3M	35
3.2.4. Optimización e independencia de malla	36
3.2.5. Comparación entre perfiles	37
3.3. Incorporación del comando	39

4. Análisis de resultados	45
4.1. Curvas de sustentación y resistencia	46
4.1.1. Con Gap	46
4.1.2. Gap parcialmente cubierto	51
4.1.3. Sin Gap	54
4.2. Curvas de momento de cabeceo y de charnela	58
4.2.1. Con Gap	59
4.2.2. Gap parcialmente cubierto	60
4.2.3. Sin Gap	61
4.3. Vuelo en crucero	62
4.4. Efectividad del comando	64
4.4.1. Actuación del alerón diferencial	65
5. Conclusiones	69

Resumen

En aviones de pequeño porte, el uso de superficies móviles de control o dispositivos hipersustentadores de borde de fuga generalmente requiere la presencia de una abertura (gap) entre la terminación de la superficie alar fija y el comienzo de la superficie móvil. En principio, esta situación no es ideal desde el punto de vista de performance aerodinámica, pero está presente por limitaciones constructivas. Existen varias alternativas que intentan mitigar el efecto del gap, y en el presente trabajo se analizarán ventajas y desventajas de algunas de ellas.

Se concentrará el estudio a la geometría del perfil alar del avión *Petrel 912i*. En el trabajo se busca modelar el campo fluidodinámico bidimensional alrededor de la sección alar en la condición de crucero de la aeronave y obtener los coeficientes aerodinámicos de diferentes geometrías que cubren parcialmente o sellan completamente el gap.

Estos coeficientes se obtendrán haciendo uso de un código comercial de CFD para un amplio rango de ángulos de ataque y ángulos de deflexión del comando. También, se obtendrán visualizaciones del fenómeno que intentan explicar el comportamiento del flujo de aire en presencia de esta discontinuidad.

Previamente, será necesario validar los modelos computacionales con algunos resultados experimentales disponibles y realizar diferentes análisis de calidad e independencia de malla.

Objetivo

Predecir si la utilización de elementos que cubren el gap en los flaps y alerones de la aeronave Petrel 912i traerá beneficios desde el punto de vista aerodinámico, principalmente respecto a la potencia requerida en vuelo. Se desea obtener una conclusión a partir de la comparación con otros dos casos donde el gap está presente, y determinar cuál de las tres configuraciones es la más conveniente. Para ello, también es de interés conocer la influencia que tiene el gap en la eficiencia de los comandos y sus capacidades de actuación.

Introducción

1.1. Aeronave

El modelo *Petrel 912i* es diseñado y construido en la Argentina por la empresa *Proyecto Petrel S.A.*. Se trata de un avión biplaza, de ala alta y tren de aterrizaje tipo triciclo, certificado por la autoridad nacional para reglas de vuelo visuales.

Las alas de la aeronave son rectangulares, con envergadura de 9,6 m y cuerda de 1,408 m. La estructura del ala se compone de dos largueros de aluminio de sección circular, con diámetros de 3" en el borde de ataque y 2" en el caso del larguero secundario.

Estas alas cuentan con costillas y un recubrimiento de tela que le dan forma a su sección, una forma basada en el perfil alar GA 30315 diseñado por *Harry C. Riblett* en 1996 [1]. En el borde de fuga encontramos una modificación para incorporar los comandos de flap y alerón.

Algunas características generales de la aeronave son:

- Longitud: 6,1 m
- Motor: Rotax 912 de 80 HP o 100 HP
- Peso vacío: 347 kg
- Peso máximo: 565 kg
- Carga alar: 41,8 kg/m²
- Velocidad de crucero: 165 km/h
- Techo de servicio: 5.000 m

1.2. Comandos

A la hora de realizar un viraje, la aeronave primero realiza un rolido de forma de inclinar el vector sustentación en la dirección deseada. Esto ocurre al producirse una diferencia de sustentación entre las dos semialas, elevando una de ellas para producir un giro hacia el lado contrario. Los encargados de comandar esta acción son los alerones: superficies móviles de borde de fuga que se encuentran en la parte exterior del ala, las cuales se deflectan en direcciones opuestas generando mayor o menor sustentación.

También ocurre un efecto aerodinámico denominado guiñada adversa que se produce, principalmente, por la mayor resistencia inducida en el ala que más sustenta, además del cambio de ángulo de ataque que trae la velocidad de rotación. Ambos tienden a guiñar el avión en dirección contraria a la deseada.

El *Petrel 912i* cuenta con **alerones diferenciales**, con una actuación máxima de 20° hacia arriba y 14° hacia abajo. Este diseño se utiliza para disminuir el efecto de guiñada adversa. El alerón que sube se deflecta un ángulo mayor (relación 10:7), y de esta forma, aumentando la resistencia propia del perfil, se intentan equiparar las fuerzas y mitigar el efecto.

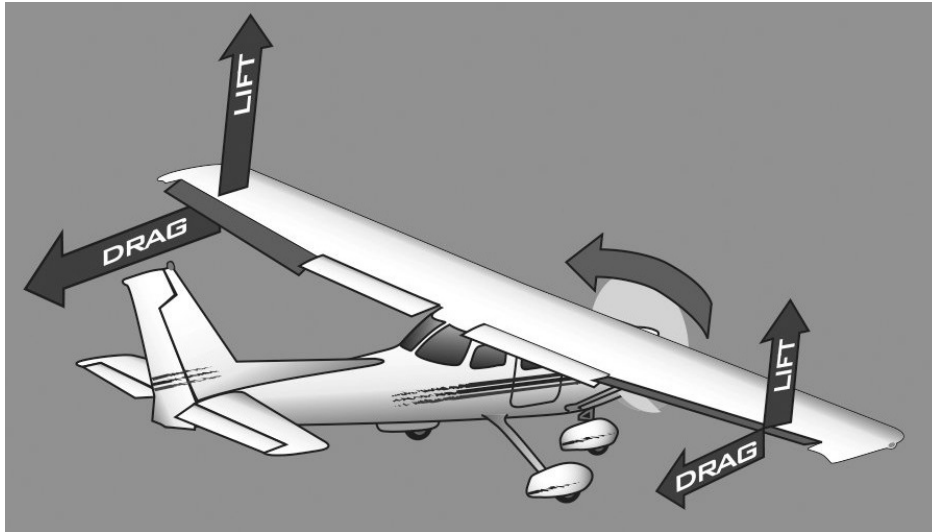


Figura 1.1: Esquema de una aeronave virando hacia la derecha

Los **flaps** se encuentran en la parte central del ala y se utilizan para obtener un mayor coeficiente de sustentación en situaciones que lo requieren como el de despegue, la aproximación y el aterrizaje, donde las velocidades desarrolladas son menores y por lo tanto la presión dinámica es menor. Los flaps se deflectan siempre hacia abajo y se pueden colocar en 4 posiciones: 0° , 12° , 24° y 36° .

Los comandos de flap y alerón, aunque se ubican en diferentes sectores del ala y tienen distintos propósitos, son en este caso geoméricamente iguales, por lo que se hará uso de esta simulación 2D para analizar ambos.



Figura 1.2: Petrel 912i en vuelo con flaps bajos

1.3. Caso de estudio

El principal objetivo del trabajo es hacer uso de herramientas computacionales para evaluar los cambios en la eficiencia aerodinámica de la geometría alar en **3 configuraciones diferentes**:

- gap descubierto: corresponde a la geometría base,
- gap parcialmente cubierto en el borde superior: se trata de la alternativa utilizada actualmente por el fabricante,
- gap totalmente cubierto: es la alternativa propuesta.

A continuación se describirá cada una de ellas.

El borde de ataque del ala respeta la forma del perfil GA 30315, definido a partir de sus coordenadas [1], hasta que se ve interrumpido por el larguero secundario conformando entre ellos la parte fija del ala.

Los comandos de flap y alerón tienen también una estructura muy simple formada por dos largueros de sección circular de 1 1/2" y 1/2", separados 0,2 m y cubiertos con tela.

Esta modificación que sufrió el perfil original eliminó su borde de fuga afilado y lo reemplazó por una terminación redondeada como se ve en la Figura 1.4. También se aumentó el valor de la cuerda de 1,33 m a casi 1,41 m. Esta información fue brindada por el fabricante.

Entre la superficie fija y la superficie móvil se coloca una serie de bisagras a lo largo de la envergadura que permiten el movimiento de rotación del flap o alerón alrededor de ellas. Así se da origen al gap o abertura formado entre estas dos partes convexas. En el punto más angosto se tiene una separación de aproximadamente 17 mm.

Al ángulo formado entre la línea de la cuerda del ala y la cuerda de la superficie móvil se lo denomina δ , como se ve en la Figura 1.5 se lo considera positivo cuando se deflecta hacia abajo.

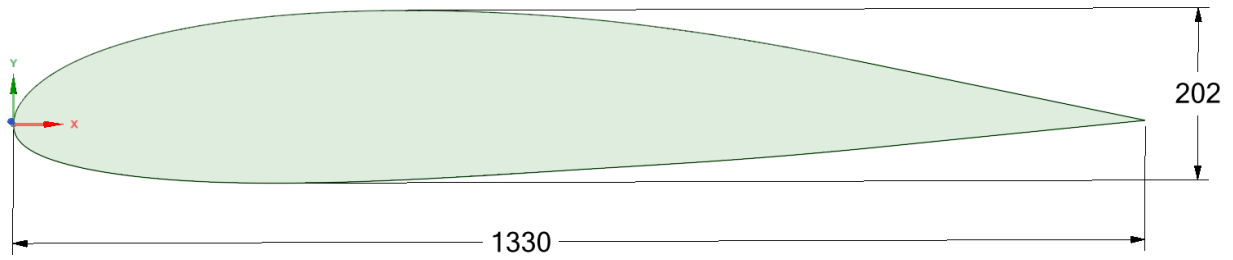


Figura 1.3: Dimensiones principales del perfil GA30315, mm

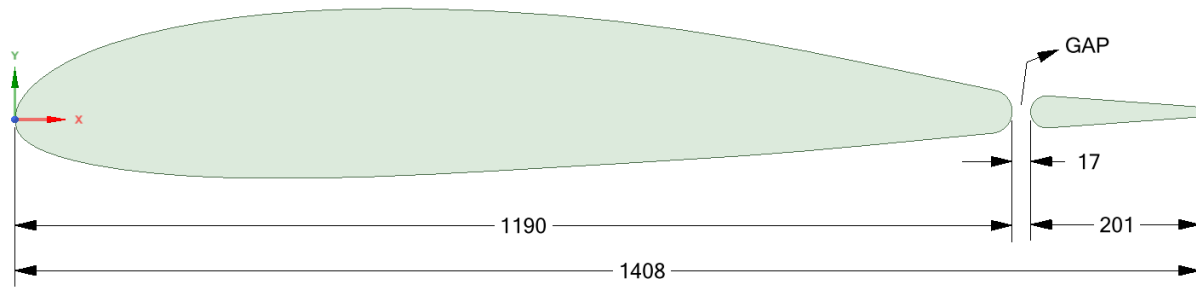


Figura 1.4: Dimensiones de la sección alar modificada, mm

2021
STUDEM

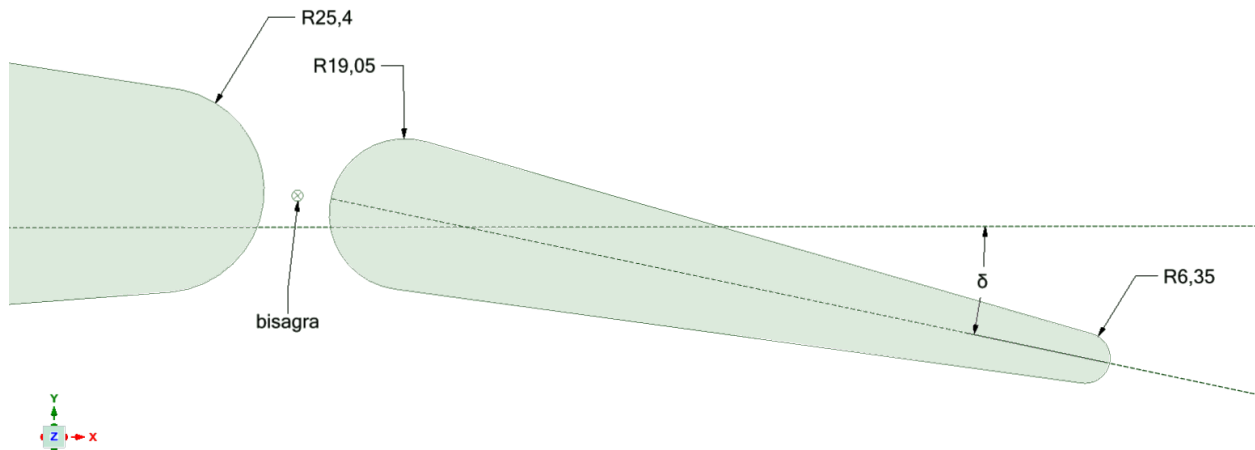


Figura 1.5: Detalle de la superficie móvil y el gap, mm

La cobertura parcial en el sector superior, tal como se ve en la Figura 1.6, es la solución por la cual optó el fabricante y con la que cuenta actualmente la aeronave. Constructivamente es muy simple, ya que se trata de un elemento rígido con forma de L adherido en la zona exterior del larguero secundario que recorre la totalidad de la envergadura. Esta opción disminuye el tamaño de la abertura, pero la misma sigue estando presente.

Mientras que la propuesta de cubrir totalmente el gap tanto en el extradós como en el

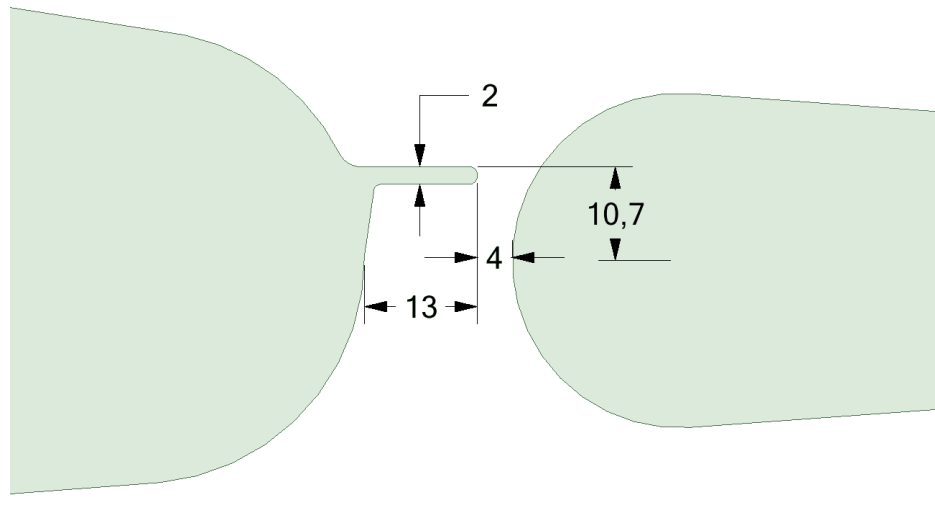


Figura 1.6: Detalle cobertura parcial del gap, mm

intradós se puede llevar a cabo de forma sencilla utilizando un par de elementos plásticos flexibles, los cuales son usualmente de 0,5 mm de espesor. Estos se adhieren a la parte fija y se apoyan sobre la parte móvil. Su flexibilidad les permite acompañar los movimientos de deflexión y mantener siempre cerrado el contorno de la sección alar. Se puede visualizar este tipo de elemento aplicado en la Figura 1.9

Para su modelado, se asume que estos elementos serán capaces de sellar perfectamente el gap y se desprecia su espesor. Adoptan una forma suave en función del ángulo δ tal como se ve en 1.8, que comienza tangente a la forma del perfil en la parte fija y luego hace contacto con la parte móvil.

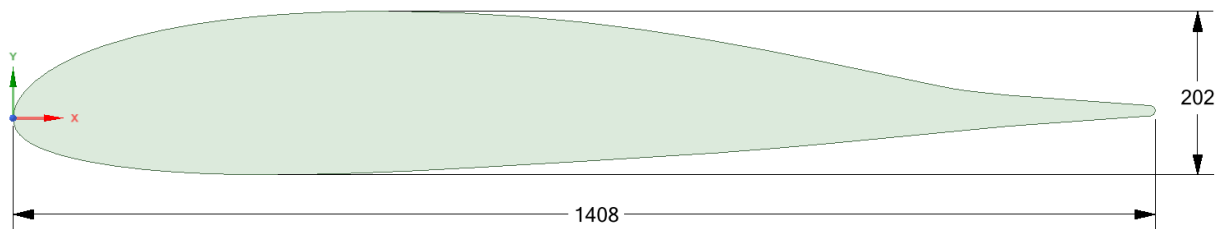


Figura 1.7: Sección alar con gap idealmente cubierto

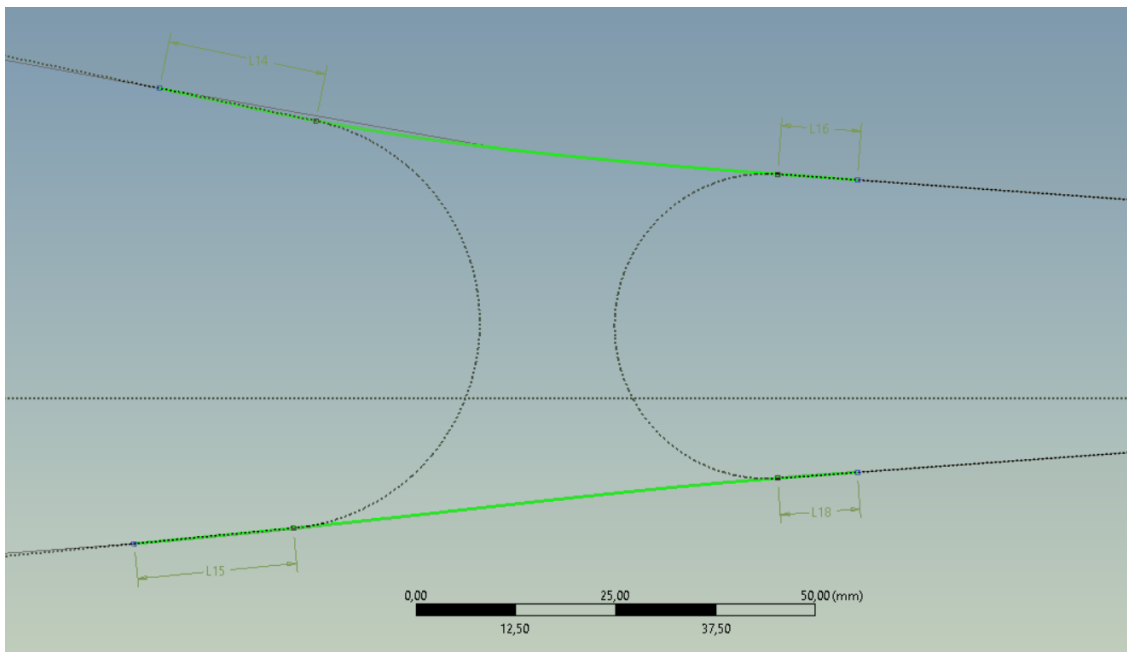


Figura 1.8: Modelado de los elementos que sellan el gap

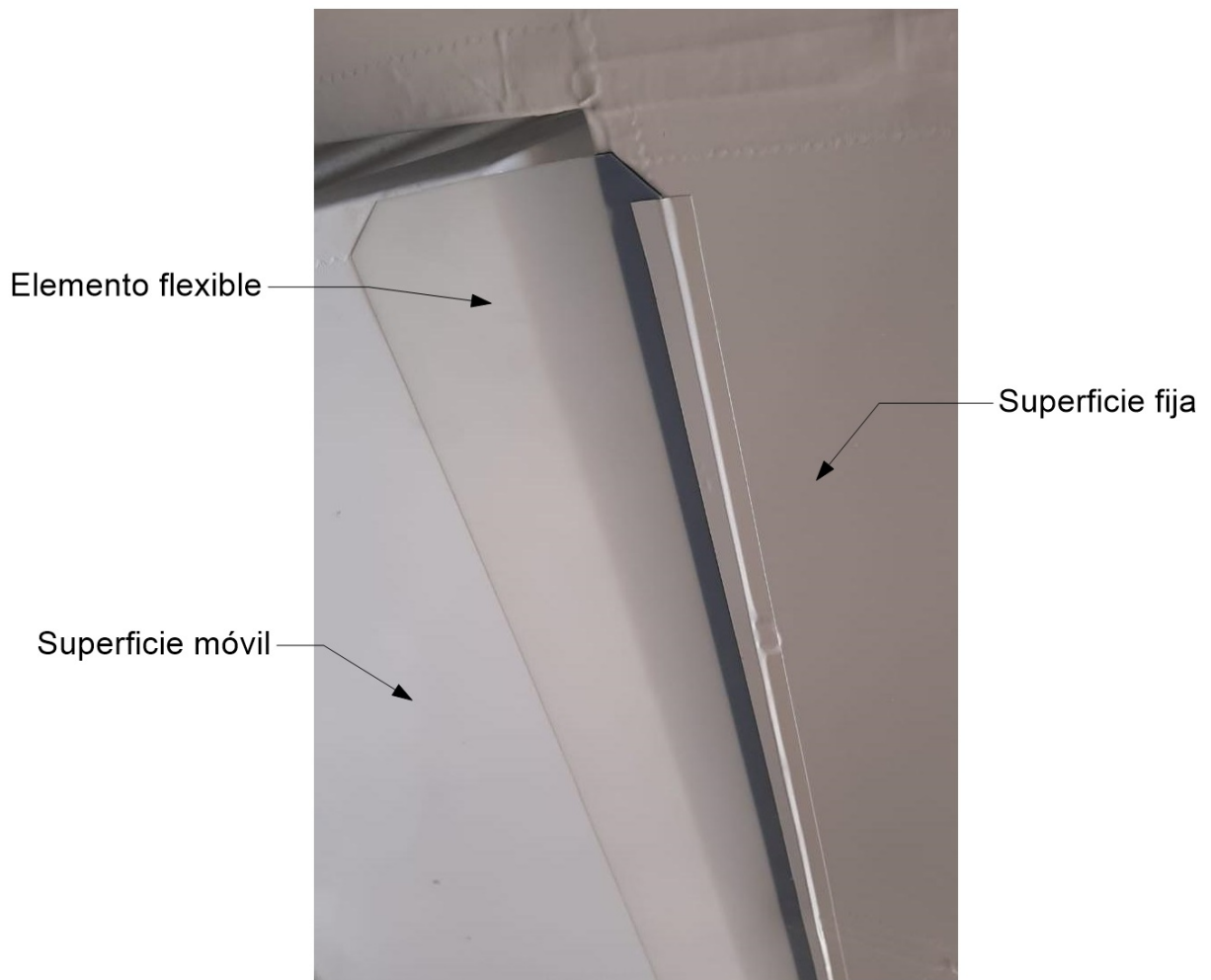


Figura 1.9: Elemento flexible colocado en el intradós de una aeronave similar

Marco teórico

2.1. Aerodinámica de un perfil

La fuerza aerodinámica resultante en el perfil, producto del campo de presiones alrededor de él y de las tensiones de corte sobre el cuerpo, se descompone en la fuerza de sustentación (L), alineada con la dirección del viento incidente, y la fuerza de resistencia (D) perpendicular a ella. En vuelo recto y nivelado, la sustentación deberá equilibrar el peso de la aeronave y el empuje deberá vencer la resistencia.

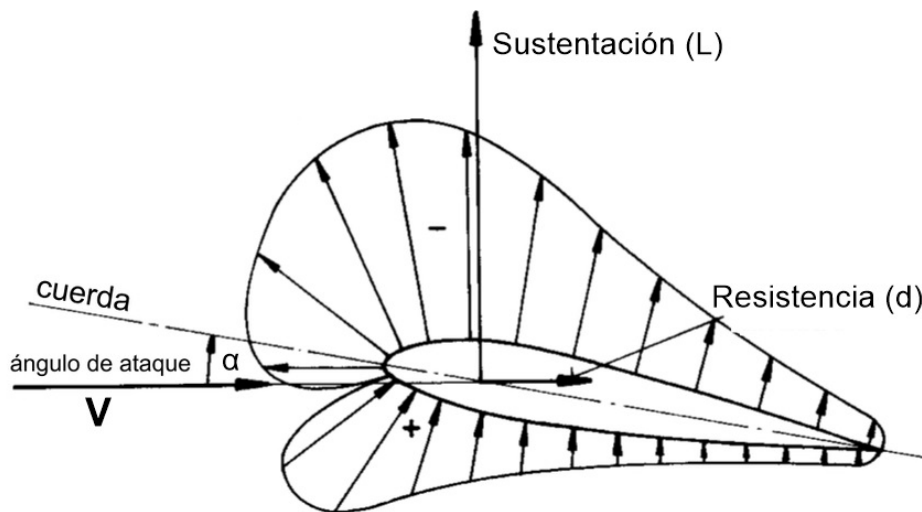


Figura 2.1: Esfuerzos sobre el perfil

Los esfuerzos que produce el flujo sobre el perfil se adimensionalizan con la presión dinámica $q_\infty = \frac{1}{2}\rho V^2$ y la cuerda del perfil c .

$$C_l = \frac{l}{q_\infty c}$$

$$C_d = \frac{d}{q_\infty c}$$

También se genera un momento que tiende a producir un giro en la sección. Se mide típicamente al 25 % de la cuerda, posición cercana al centro aerodinámico donde el momento se mantiene aproximadamente constante ante cambios en el ángulo de ataque.

$$C_m = \frac{m}{q_\infty c^2}$$

Por análisis dimensional, se conoce que para un perfil estos coeficientes varían únicamente con el ángulo de ataque y el número de Reynolds.

$$Re = \frac{\rho V c}{\mu}$$

El número de Re no tiene unidades pero representa una relación entre fuerzas de inercia y fuerzas viscosas.

Por ejemplo, para una altura de vuelo fija se podría variar la velocidad de vuelo V y escalar el perfil de tal manera que, si se mantiene el mismo Re, los coeficientes aerodinámicos serán los mismos.

2.1.1. Capa límite

Refiere al espesor alrededor de un cuerpo inmerso en un flujo en el cual la velocidad crece rápidamente desde cero (por condición de no deslizamiento) hasta una velocidad del 99 % de la corriente incidente. En ella se concentran la mayoría de los efectos viscosos.

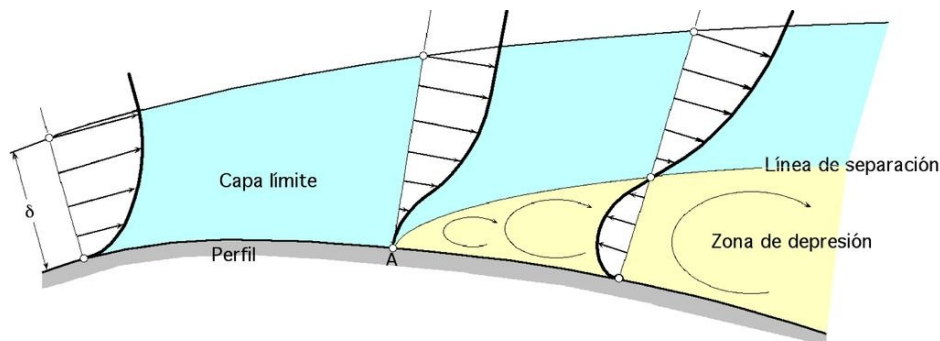


Figura 2.2: Perfil de velocidades en la capa límite

En gradientes de presión adversos, este espesor comienza a crecer y la capa límite tiende a separarse. Debido al bajo Re local, una capa límite tiene siempre un comienzo laminar y al avanzar sobre la longitud del cuerpo ocurre una transición a la turbulencia. En general, una capa límite turbulenta tiene mayor capacidad de mantenerse adherida ante gradientes de presión adversos, lo que puede disminuir la resistencia de presiones. Sin embargo, la turbulencia aumenta la componente de piel por la fricción con la superficie.

Este mecanismo explica la entrada en pérdida de perfiles.

En la Figura 2.3 se puede ver cómo en la parte superior el gradiente de presiones es tan adverso que la capa límite no tiene capacidad de mantenerse adherida y se desprende produciendo vórtices. Cuando el ángulo de ataque es muy elevado y produce este efecto, la sustentación disminuye y la resistencia aumenta, lo que se hace evidente en las curvas aerodinámicas.



Figura 2.3: Entrada en pérdida de un perfil

2.2. Dispositivos hipersustentadores y de control

El objetivo de incorporar un comando es variar el C_l de la sección al accionarlo.

En la Figura 2.4 se muestran 3 tipos de comando utilizados comúnmente. Los primeros dos casos bajo estudio de este trabajo se asemejan al tipo *slotted* con diferentes tamaños de gap, mientras que el último caso bajo estudio es equivalente a un flap tipo *plain*.

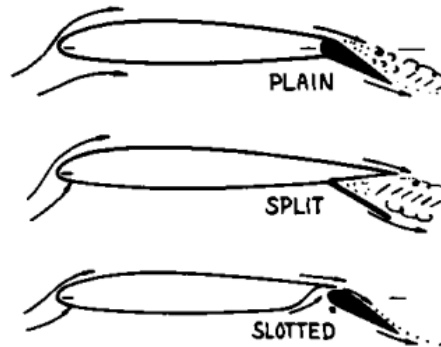


Figura 2.4: Tipos de comando

y en la Figura 2.5 se muestra se desplazan las curvas aerodinámicas con su funcionamiento.

Para estos casos, tenemos un nuevo coeficiente de interés. Se trata del momento que genera el campo fluidodinámico alrededor del comando medido en el punto de bisagra

$$C_h = \frac{m_h}{q_\infty c_f^2}$$

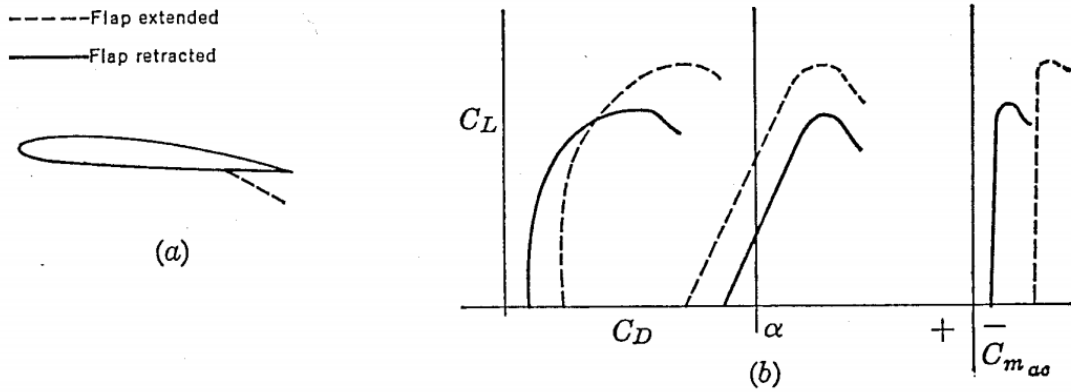


Figura 2.5: Cambios en las curvas por deflexión de comando

2.2.1. Consecuencias del gap

2.2.1.1. Resistencia

Se sugiere en [2] que parte de la resistencia adicional observada en una superficie con gap, a diferencia de la equivalente sin imperfecciones, es generada por dos motivos: la pérdida de cantidad de movimiento debido al flujo de aire que atraviesa el gap, y la interferencia entre el comando y el flujo que abandona el perfil.

A partir de diversos ensayos experimentales, se conoce que el aumento de la resistencia es proporcional al ancho del gap, como se muestra en la Figura 2.6.

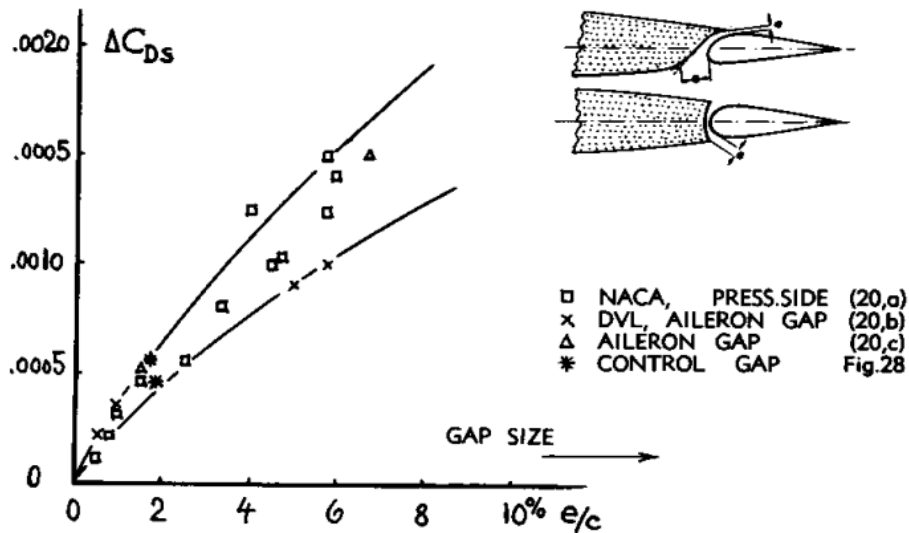


Figura 2.6: Aumento de C_d vs. ancho del gap en porcentaje de cuerda

Otra variable que se ha analizado en la bibliografía es la relación entre el espesor del comando y el espesor del borde posterior la superficie fija, obteniendo mejores resultados al aumentar dicha relación. Esto se debe a que se puede direccionar el flujo que sale del perfil

hacia el comando, evitando así separaciones, y disminuyendo la velocidad en ese sector. Esto se observa en la Figura 2.7.

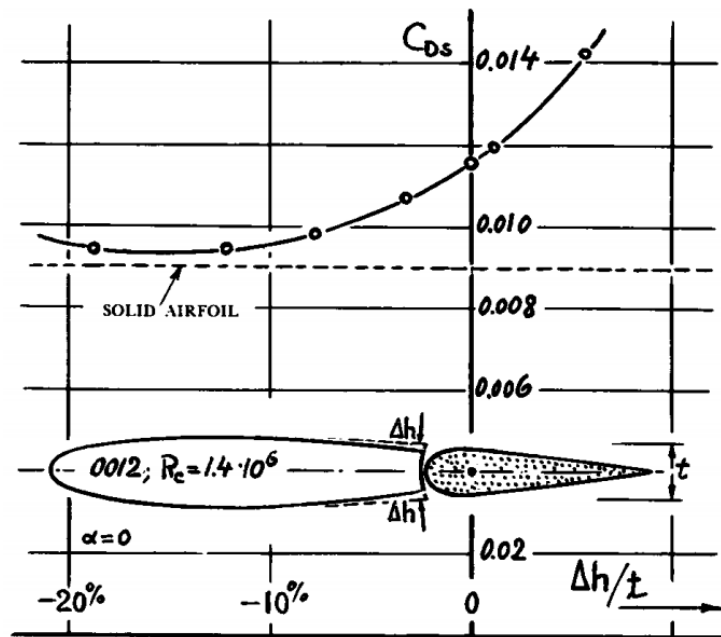


Figura 2.7: C_d vs. relación de espesores para sustentación nula

Finalmente, observamos en la Figura 2.8 un caso donde el perfil está sustentando y tiene mayor presión en la zona inferior. Vemos que, cambiando la terminación de la parte fija, se puede evitar que el flujo atraviese el gap, y así disminuir la resistencia.

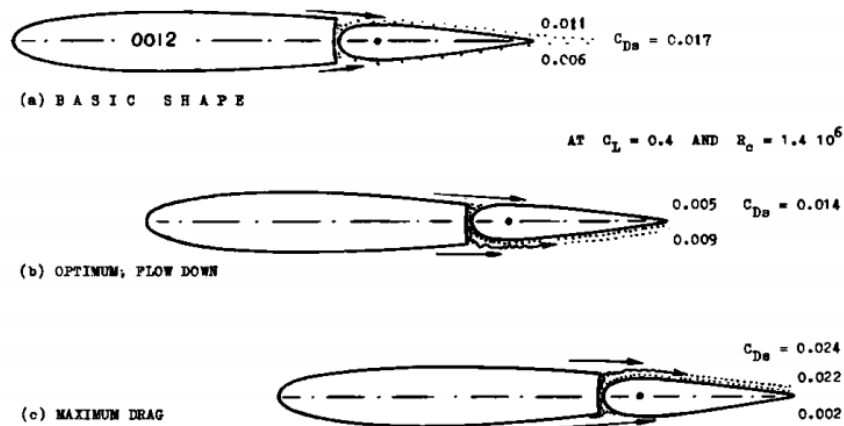


Figura 2.8: Estrategia para disminuir el drag

Este análisis fue realizado sin deflexión del comando. Sin embargo, cuando el flap/alerón se deflecta más de 15° , se ha notado que la resistencia de una configuración *plain* tiene igual o mayor resistencia que la del tipo *slotted* [2].

2.2.1.2. Sustentación

El aire tendrá una tendencia a atravesar el gap desde la zona de mayor presión hacia la de menor presión, esto es desde el intradós hacia el extradós cuando la superficie está sustentado. Se produce un efecto denominado *soplado* el cual puede ser beneficioso en algunas condiciones.

Cuando las deflexiones del comando son grandes, el aumento de la curvatura con el asociado gradiente desfavorable de presiones tiende a producir la separación de la capa límite. El soplado es capaz de energizar y volver a adherir la capa límite, restableciendo la circulación y así aumentar la sustentación, además de brindar mayor capacidad de actuación al comando.

En la Figura 2.9 se visualiza este fenómeno a partir del perfil de velocidades dentro de la capa límite antes y después del gap.

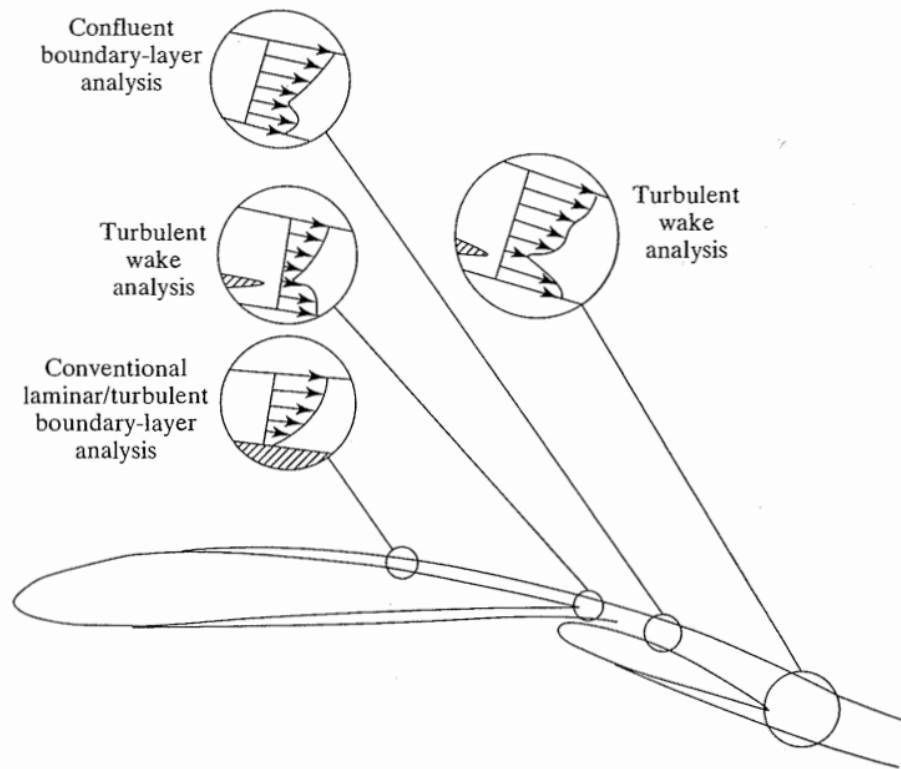


Figura 2.9: Energización de la Capa Limite en un comando slotted

2.3. ¿Qué es CFD?

Computational Fluid Dynamics es el campo que estudia el proceso de obtener un modelo matemático discretizado de algún fenómeno físico que involucra un fluido, y resolverlo de forma numérica en un computador.

Las ecuaciones básicas que gobiernan el comportamiento de un fluido son 3 ecuaciones de conservación:

- Conservación de masa,
- Conservación de cantidad de movimiento,
- Conservación de la energía.

Para un fluido newtoniano y flujo incompresible, se reduce a un par de ecuaciones vectoriales conocidas como las ecuaciones de **Navier-Stokes**.

2.3.1. Modelos de turbulencia

En el enfoque RANS (*Reynolds Average Navier-Stokes*), se descomponen las variables en su valor medio y una componente fluctuante, y al aplicarse en las ecuaciones de Navier-Stokes surge el término de las *tensiones turbulentas*.

Una forma de incorporar el efecto de esas tensiones es definir una *viscosidad turbulenta* que se asocia a valores medios del flujo, u otras variables.

Hay que distinguir la diferencia entre la viscosidad propia del fluido, la cual en este caso es una propiedad del aire, y la viscosidad turbulenta, la cual depende del flujo e incluso es variable en el propio dominio.

La turbulencia afectará a las propiedades del campo fluidodinámico, y con estos modelos su efecto se verá en los valores medios del campo de velocidades y de presiones, ya que las escalas temporales donde ocurre esa turbulencia no serán resueltas de forma directa.

En este trabajo se utilizarán modelos de turbulencia de 2 ecuaciones:

Modelo $k - \epsilon$ realizable EWT

Este modelo incorpora dos variables para modelar la *viscosidad turbulenta*, donde k corresponde a la energía turbulenta, y ϵ corresponde a la disipación de la turbulencia. Realizable significa que es una versión posterior a la Standard, más consistente. Es decir, mantiene ciertos parámetros fluidodinámicos dentro de los valores físicos posibles.

Modelo $k - \omega$ SST

Los modelos $k - \omega$ surgieron luego, también son de dos variables y están basados en un concepto similar a $k - \epsilon$. Muestran mejores resultados respecto a la separación de la capa límite y en las zonas de Re bajos, aunque requieren mayor potencia de cálculo que los $k - \epsilon$.

La función *Shear Stress Transport* (SST) combina las mejores propiedades del $k - \omega$ en esos sectores, con la ventaja de simplicidad del $k - \epsilon$ en las zonas de corriente libre.

Desarrollo

De forma resumida, los pasos que se siguieron en el desarrollo del trabajo se muestran en el diagrama de la Figura 3.1.

Una vez definida la simulación más adecuada para este caso, se procede al mallado y simulación de los perfiles NACA 2415 y NACA 4415 en Reynolds coincidentes a los resultados experimentales disponibles (Re 3M y 6M) para comparar los resultados que brindan diferentes modelos de turbulencia.

De esta forma seleccionamos el modelo de turbulencia que mejor correlación tiene con los datos experimentales para calcular ahora el perfil GA30315 al régimen de vuelo en crucero (Re 4M). Este caso se utiliza para verificar y optimizar algunos parámetros de la malla que se adoptarán en los casos posteriores, los cuales involucran la mayor cantidad de cálculos.

Finalmente, se procede a calcular los 3 casos bajo estudio para valores de ángulo de ataque α desde -12° hasta 16° . La deflexión del comando δ tomará valores de -7.1° , -3.5° , 0° y 5° (aleros diferenciales) y también 12° , 24° y 36° , que son las posiciones fijas que puede adoptar el flap.

Por esta razón, la construcción de las curvas aerodinámicas comparativas entre las 3 posibles geometrías involucraron la convergencia de más de 252 casos distintos, más allá de todos los realizados para encontrar el modelo de turbulencia y el tamaño de malla óptimo.

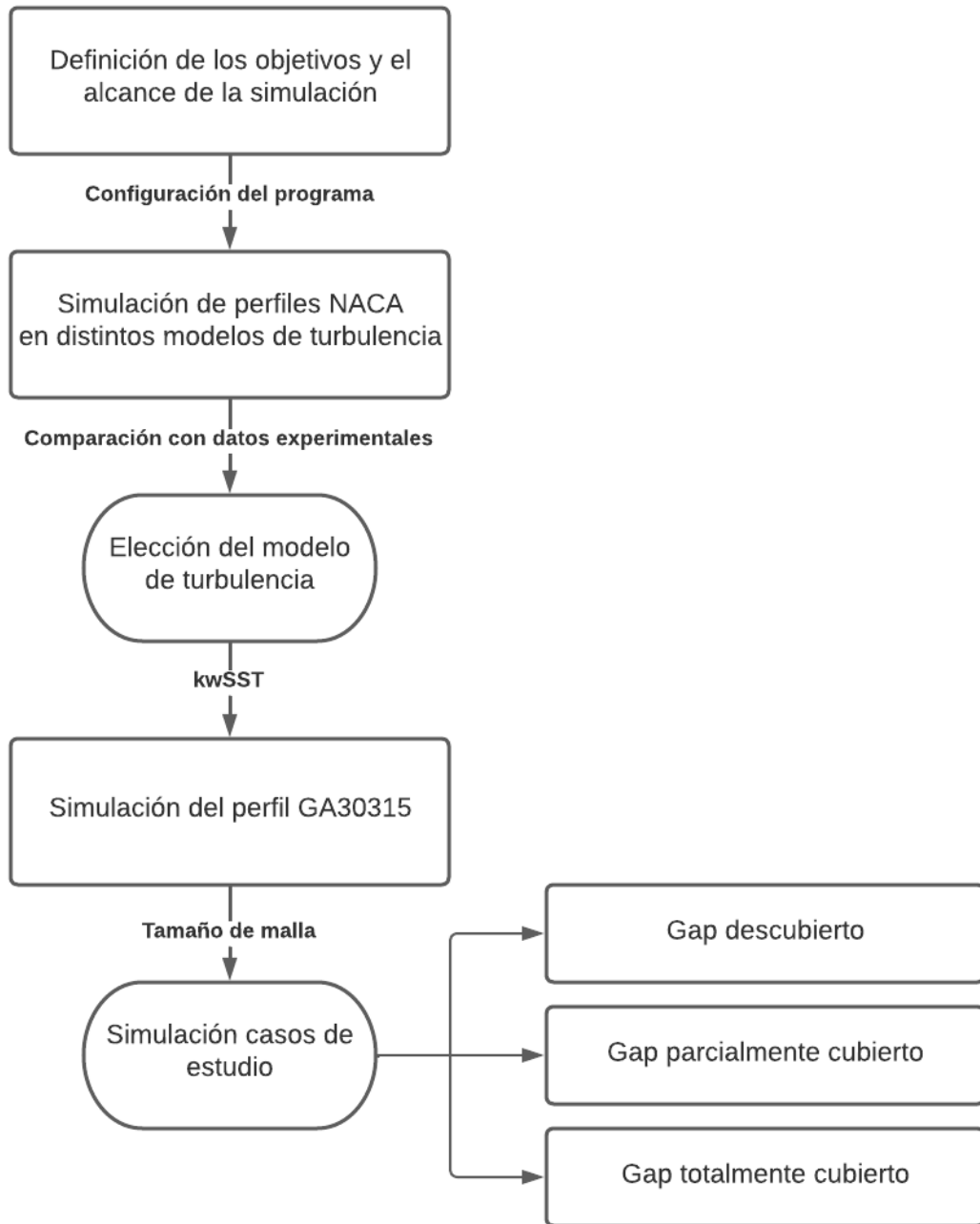


Figura 3.1: Diagrama de flujo del trabajo realizado

3.1. Simulación

3.1.1. Características

Es necesario mencionar las hipótesis y simplificaciones que están presentes en la simulación y que determinan los alcances de ésta, para posteriormente analizar los resultados de forma correcta.

Bidimensional:

La potencia de cómputo necesaria para llevar adelante una simulación bidimensional es mucho menor a la que se precisaría para calcular el campo tridimensional completo. Esto está principalmente asociado a que en una simulación tridimensional se requiere mayor cantidad de celdas para discretizar el dominio donde se resolverán numéricamente las ecuaciones fluidodinámicas, y por ende se requiere mayor tiempo de cálculo o contar con hardware de mayor capacidad. De esta forma, se pudieron realizar todas las simulaciones de este trabajo una computadora portátil y haciendo uso de una licencia estudiantil de *Ansys Fluent*.

Las simulaciones bidimensionales brindan la posibilidad de realizar comparaciones de forma rápida entre el comportamiento de un fluido atravesando diferentes geometrías. En este caso, se buscan patrones en el flujo 2D que expliquen las diferencias que se podrán encontrar entre un ala y otra.

Una de las características más importantes de un ala es la forma de su sección transversal, ya que la distribución de presiones alrededor del perfil tiene un gran peso en la fuerza aerodinámica resultante.

Los efectos tridimensionales que se desprecian tienen mayor efecto en la distribución de la fuerza de sustentación a lo largo de la envergadura, y dependen principalmente de la geometría de la planta alar. Por eso, ya que estarán presentes de forma similar en los 3 casos bajo estudio, no harán a las diferencias de eficiencia entre un caso y otro.

Es decir que los resultados obtenidos en la comparación de las geometrías 2D serán extrapolables conceptualmente al comportamiento de las geometrías alares 3D. Además, aunque los resultados numéricos se corresponden al perfil de esta aeronave, también serán aplicables a muchos casos similares que se pueden encontrar en aeronaves de aviación general.

Estacionaria:

En una simulación estacionaria la variable *tiempo* no se tiene en cuenta de manera explícita, porque se asume que la solución encontrada no varía con él. Se utiliza cuando la escala temporal de las fluctuaciones que puedan ocurrir no son de interés para el análisis que se está realizando.

Por ejemplo, en este caso, no estamos teniendo en cuenta la evolución del flujo cuando ocurre la rotación del ala al cambiar de ángulo de ataque, ni el movimiento del flap/alerón al ser deflectado. Nos concentraremos en la condición estática que se da luego de que el flujo se ha establecido. Es la condición de interés que tiene lugar la mayor parte del tiempo, y también en la que se realizan los ensayos experimentales con los que se comparan nuestros resultados.

3.1.2. Dominio y condiciones de borde

En simulaciones CFD es necesario

- definir un dominio dentro del cual se simulará el comportamiento del fluido,
- definir condiciones de borde que sean representativas de la situación que se desea analizar.

Generalmente las condiciones de borde se definen sobre los límites del dominio, por lo que es necesario que éste sea suficientemente grande para que las condiciones no interfieran en la región de interés del campo fluidodinámico.

Para las simulaciones se eligió una geometría en forma de C que permite especificar fácilmente las condiciones de entrada y de salida. En la Figura 3.2 también se puede observar las dimensiones del dominio, en función de la cuerda del perfil C y en *metros*. Las dimensiones superan ampliamente los mínimos recomendados para este tipo de simulación.

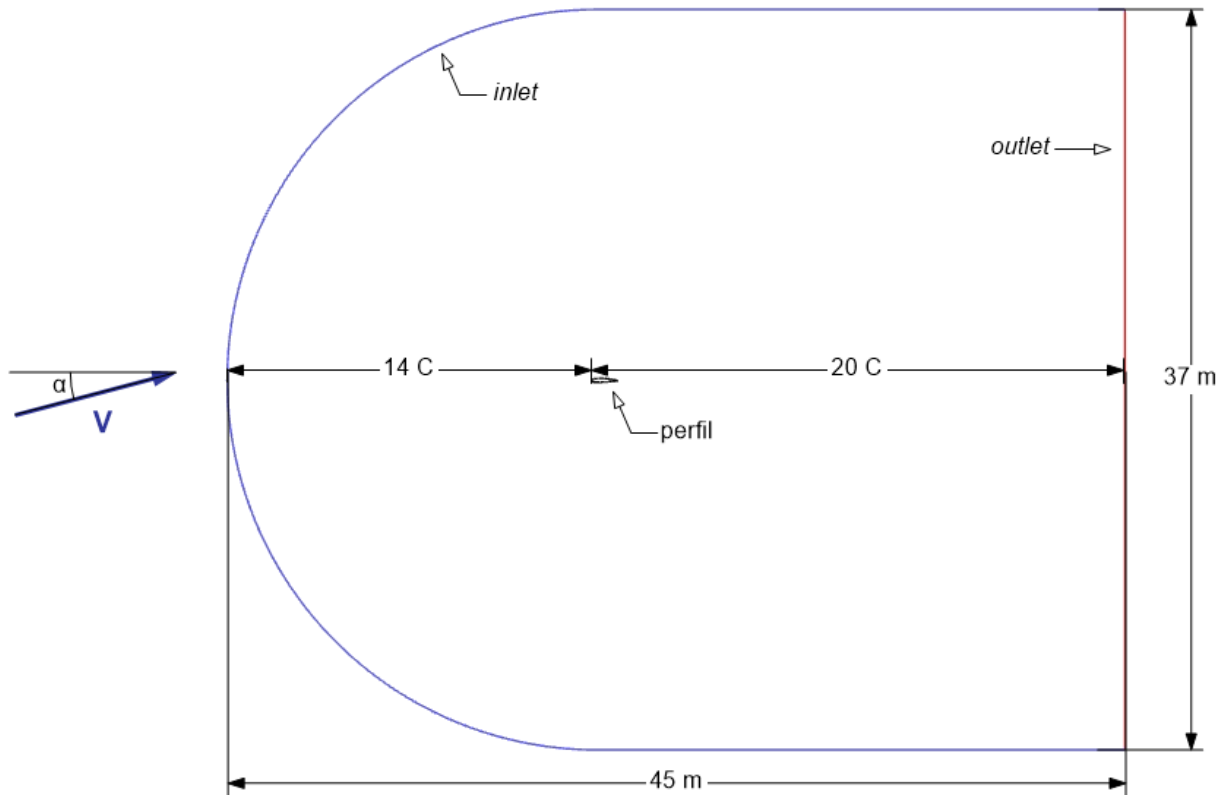


Figura 3.2: Dominio: dimensiones y condiciones de borde

En este caso, se utiliza una condición de borde tipo *inlet* (entrada, color azul en la Figura 3.2) que impone un vector de velocidad sobre las caras de las celdas adyacentes y representa al vector de la corriente de aire libre \mathbf{V} que impacta sobre el perfil, definido con una magnitud y un ángulo de incidencia o de ataque (α) formado entre la dirección del viento y la cuerda

del perfil. En los diferentes casos, la intensidad del viento se mantendrá constante y se variará el valor de α para obtener las curvas aerodinámicas.

El vector \mathbf{V} se define a partir de sus componentes proyectadas en el plano xy .

$$V_x = V \cos(\alpha)$$

$$V_y = V \sin(\alpha)$$

En *Fluent*, α se define como un **parámetro de entrada**. Esto es importante porque de esta forma se podrán crear casos con diferentes valores de ángulo de ataque sin modificar la malla, ya que el perfil se mantendrá siempre alineado con la terna del dominio.

La condición *pressure-outlet* (salida, color azul en la Figura 3.2) define presión manométrica nula. Es decir, el aire a la salida del dominio recupera la presión ambiente, lo cual ocurre suficientemente lejos del perfil donde la presencia del cuerpo ya no tiene un efecto apreciable.

Por último, se define una condición *wall* (de pared, no deslizamiento) sobre el contorno del perfil. Esta condición provoca que el aire se “adhiera” a la pared y su velocidad sea cero localmente. Luego, esta velocidad crecerá rápidamente hasta un valor del orden de la velocidad incidente. Este pequeño espesor del perfil de velocidades en el cual ocurre ese crecimiento se denomina **capa límite**, y en ella se concentran la mayoría de los efectos viscosos.

No se tuvo en cuenta la rugosidad de la pared, es decir, se asume que el material es liso.

La región contenida entre los límites del dominio y la forma del perfil se dividirá en pequeños “volúmenes” de control durante el proceso de mallado para el posterior cálculo numérico. El mallado de la capa límite resultará ser un aspecto muy importante que se tratará en la Sección 3.2.1.

3.1.3. Generación de curvas con Ansys

Para acelerar el proceso de construcción de las curvas, en la interfaz *Workbench* de Ansys se utiliza la función *diseño paramétrico*. Esta permite crear una tabla donde cada fila corresponde a cierto valor del parámetro de entrada α , es decir que se construye un conjunto de casos con condiciones de borde ligeramente diferentes, sin variar la malla ni ningún otro parámetro.

De esta forma, se inicializa el primer *design point*, asociado al primer valor de α , y se lo calcula hasta la convergencia. Luego, este resultado se utiliza para inicializar el caso siguiente que comienza a iterar desde una solución más aproximada y de esta forma se acelera la convergencia de cada uno de los casos de la tabla.

Se definieron como **parámetros de salida** a los coeficientes aerodinámicos. En cada iteración, el software computa el valor de las fuerzas y momentos totales sobre el perfil, que se adimensionalizan con los valores de referencia para obtener C_a , C_n , C_m y C_h . La tabla se completa con los valores de los parámetros de salida alcanzados en la última iteración de cada *design point* una vez convergido el caso.

Debido a que Fluent brinda el valor de las fuerzas aerodinámicas proyectadas sobre la terna xy del dominio (donde el eje x coincide con la cuerda del perfil, terna *body*), y como normalmente en aerodinámica se utilizan C_l y C_d (fuerzas proyectadas sobre una terna que coincide con la dirección del viento incidente, terna *wind*), estos últimos se obtienen en post-procesamiento aplicando la siguiente rotación [7]:

$$\begin{aligned} C_l &= C_n \cos(\alpha) - C_a \sin(\alpha) \\ C_d &= C_n \sin(\alpha) + C_a \cos(\alpha) \end{aligned}$$

3.1.3.1. Convergencia

Se utilizaron los siguientes criterios para los valores de los residuos, considerando que son valores suficientemente bajos para asegurar una buena convergencia en CFD.

- Continuidad: $E - 6$
- V_x : $E - 6$
- V_y : $E - 6$
- k : $E - 5$
- ω : $E - 5$

Cuando los residuos de cada una de las 5 variables se encuentran por debajo del valor mencionado se considera que la simulación ha convergido, y no es necesario continuar realizando iteraciones ya que el desbalance numérico es suficientemente pequeño para la exactitud del trabajo.

Otro criterio para verificar la convergencia es corroborar el desequilibrio de masa: diferencia entre el caudal másico que ingresa y egresa de cada celda. Similar al residuo, es una diferencia numérica que disminuye a medida que la simulación se aproxima a un resultado matemáticamente correcto. Se grafica en el dominio y se verifica que el valor sea suficientemente pequeño en todas las celdas.

Más allá de los residuos y desbalances, es de mucha utilidad inspeccionar la evolución de algunas variables representativas a medida que se realizan iteraciones. De esta forma podemos asegurarnos que los resultados de mayor interés de nuestra simulación han alcanzado un valor que aceptamos como *constante*. Para esto se grafican los coeficientes C_a , C_n , C_m y C_h en función de las iteraciones, al igual que los residuos, como se observa en las Figuras 3.3 y 3.4.

En resumen, si se verifica que:

- El valor de los residuos son de un orden de magnitud pequeño y no aumentan su valor con las sucesivas iteraciones,
- Todos los coeficientes aerodinámicos han alcanzado un valor constante y no presentan oscilaciones,
- El desequilibrio de masa es pequeño en todo el dominio,

Se puede aceptar que el **resultado numérico ha convergido**.

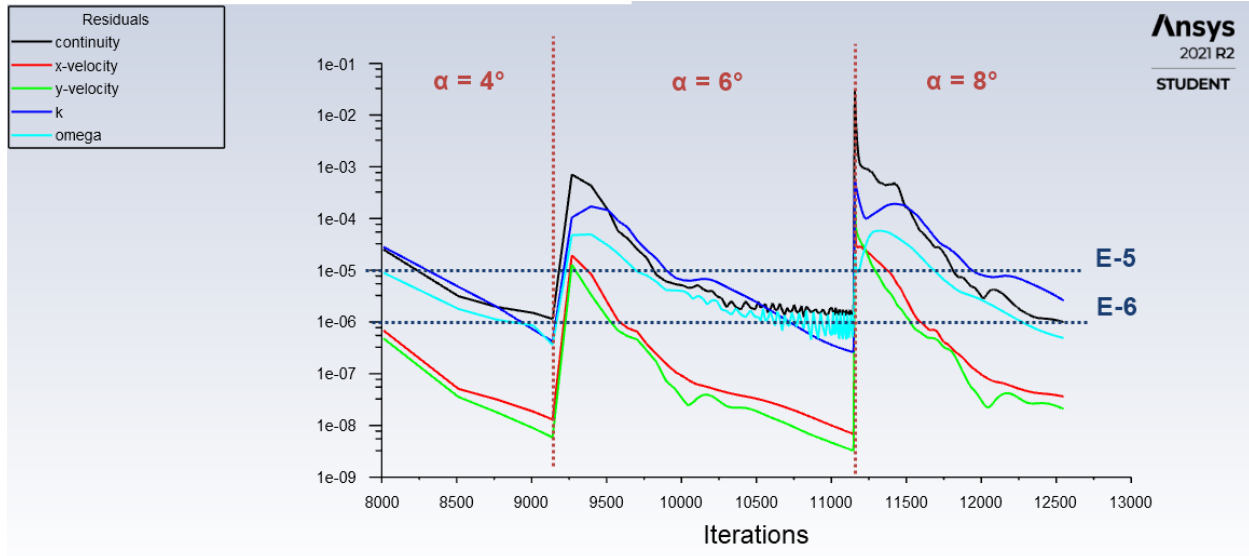


Figura 3.3: Grafica de los residuos de continuidad, V_x , V_y , k , w

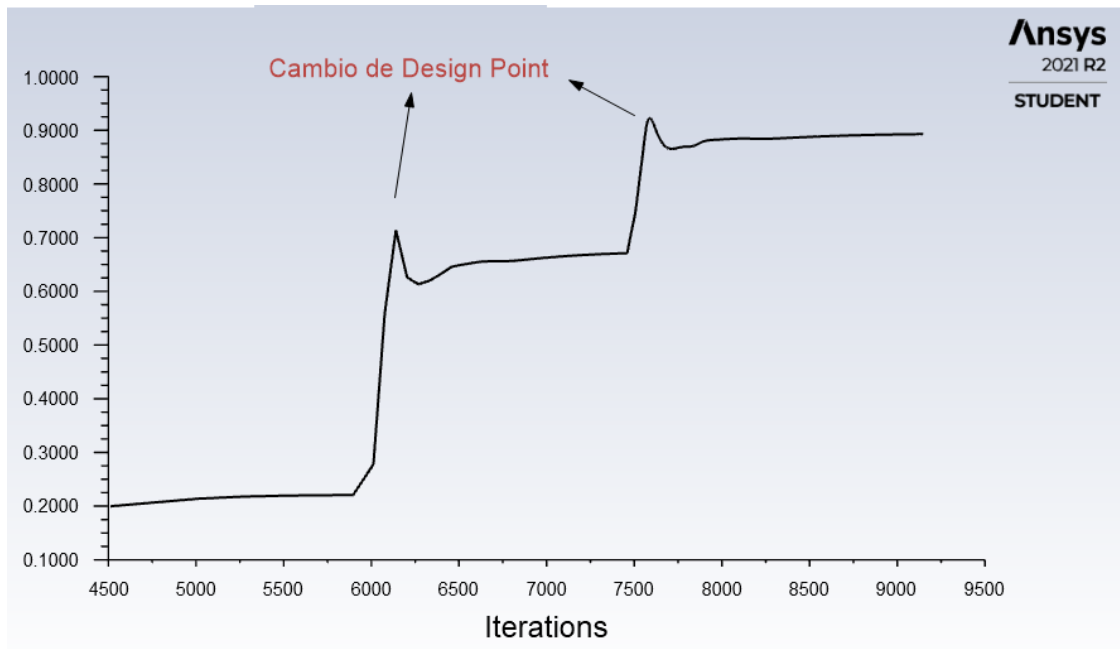


Figura 3.4: Grafica de C_n vs. iteraciones

3.2. Perfiles

El perfil alar GA 30315 nace como una modificación de la serie de perfiles de 4 dígitos de NACA. Tiene 15 % de espesor máximo y un Cl de diseño de 0,3. Es similar a perfiles como el 2415 (2% de curvatura al 40% de la cuerda) y el 4415 (4% de curvatura al 40% de la cuerda). La Figura 3.5 es un gráfico comparativo de los 3 perfiles.

Los perfiles NACA se estudiarán en regímenes correspondientes a los valores experimen-

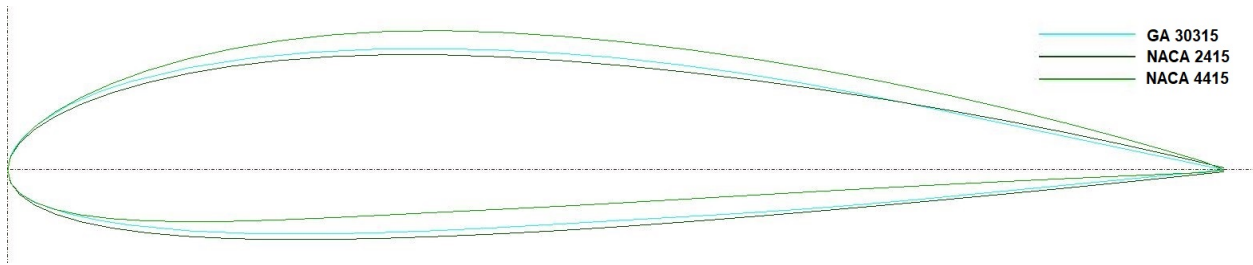


Figura 3.5: Comparación perfiles NACA 2415, NACA 4415 y GA 30315

tales disponibles más cercanos al Reynolds de trabajo. El perfil GA se estudiará también en el Re asociado al vuelo en crucero de la aeronave.

En todos los casos se utilizaron propiedades del aire a nivel del mar, esto es $\rho = 1,225 \text{ kg/m}^3$ y $\mu = 1,79E - 5 \text{ Ns/m}^2$, y se modificó la velocidad incidente de la forma que se muestra en la tabla:

Caso	Perfil	U [m/s]	Re
1	NACA 4415	65,9	6M
2	NACA 2415	65,9	6M
3	NACA 2415	33	3M
4	GA 30315	65,9	6M
5	GA 30315	45,8	4M

3.2.1. Malla

El mallado se realiza completamente en Ansys MESH.

Se analizó la posibilidad de utilizar una malla estructurada debido a que, en general, presentan ventajas respecto a la velocidad de convergencia y precisión. Sin embargo, se decidió que no era conveniente al encontrar gran dificultad en mallar el sector del gap con elementos de buena calidad, requiriendo un mayor tiempo de trabajo manual para obtener las diferentes mallas asociadas a cada deflexión del comando. Además, este tipo de mallado requiere mantener la regularidad en todo el dominio, lo que usualmente lleva a desaprovechar una cantidad de elementos pequeños en sectores donde no se precisan.

Se optó por utilizar una malla no estructurada, con preferencia de elementos trapecoidales. Este tipo de mallado se adapta más fácilmente a geometrías complejas y requieren menos cantidad de horas hombre.

Para simular la evolución de la capa límite de la mejor manera se la discretizó con elementos muy pequeños dentro de ella. Alrededor del perfil se utiliza el método *inflation*, el cual permite definir la altura del primer elemento sobre la pared y, a partir de este, los demás irán aumentando su tamaño consecutivamente un 20% en relación al elemento anterior, lo que se puede ver en la Figura 3.6. Esta relación de tamaños entre elementos consecutivos es un estándar recomendado que se debe procurar en toda la malla.

En la Figura 3.7 podemos apreciar que fue necesario definir un pequeño radio de acuerdo en el borde de fuga para dar continuidad a los elementos del *inflation*.

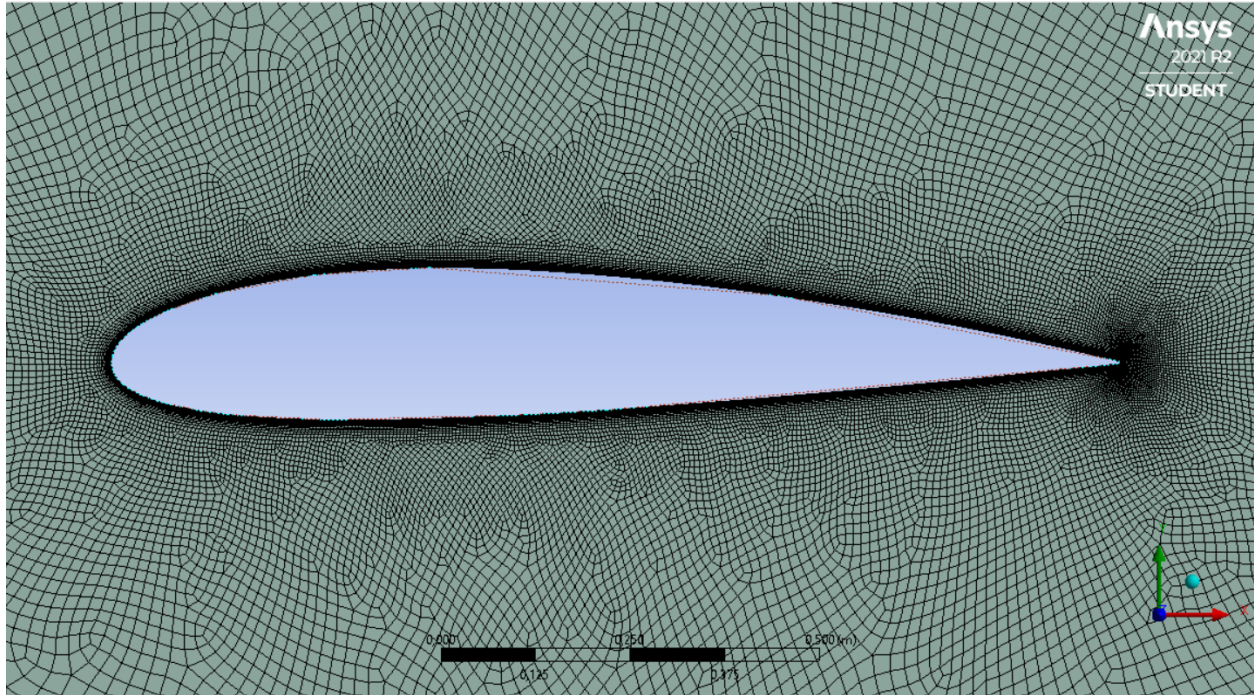


Figura 3.6: Elementos alrededor del NACA 2415

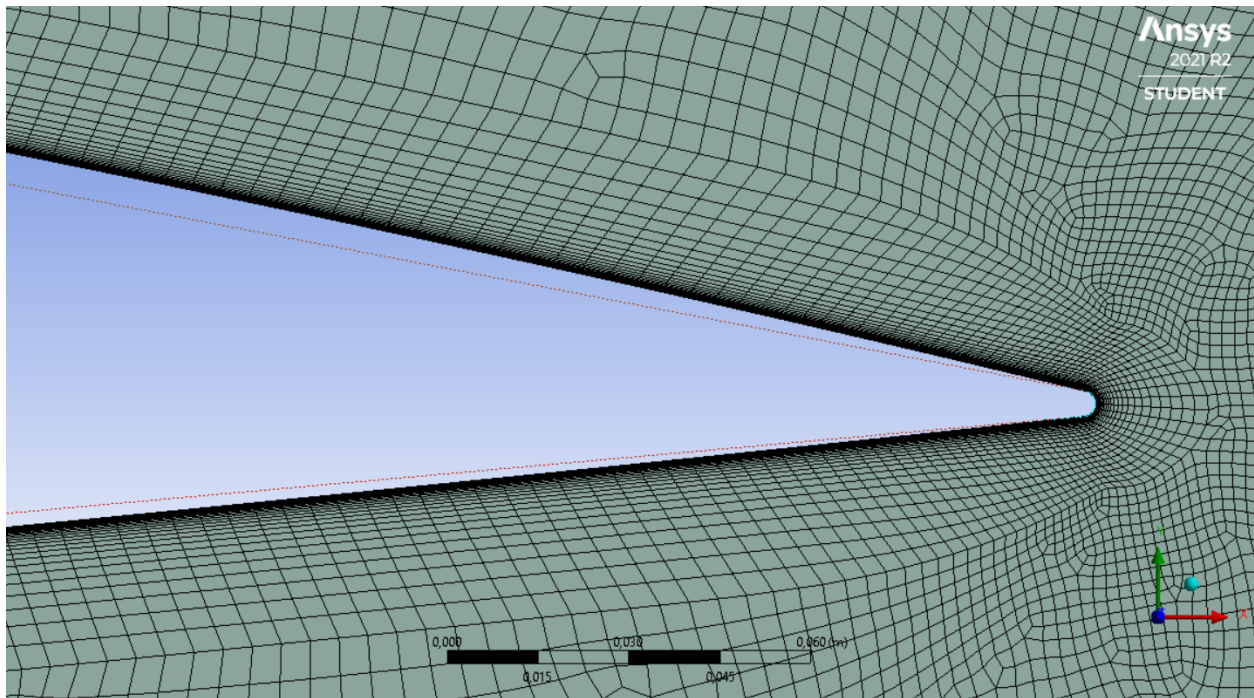


Figura 3.7: Inflation en el borde de fuga del NACA 2415

Los modelos de turbulencia RANS que se evaluarán requieren que el primer elemento adyacente a la pared se encuentre dentro de la subcapa viscosa, lo cual se considera que ocurre cuando $y^+ < 5$, mientras que lo óptimo es $y^+ \simeq 1$.

Para estimar cual es el tamaño que se corresponde a $y^+ = 1$ se utiliza el desarrollo teórico de la teoría de capa límite para una placa plana [5]. Conociendo U , ρ y μ , se obtuvo que el tamaño del primer elemento debía ser 0,008mm. El cálculo se realizó con los valores asociados a Re 6M, el cual resulta ser el caso más exigente, y se mantuvo en la malla de los tres perfiles. Este tamaño se verificó posterior al cálculo y se muestra en la subsección 3.2.1.1.

En la dirección de la cuerda del perfil, sus paredes se discretizan en 300 partes, lo cual permitirá captar correctamente la evolución longitudinal de las velocidades y, principalmente, del gradiente de presión que influye en la capa límite. Es decir que se tienen unos 600 elementos en todo su contorno de tamaño menor a 5mm cada uno.

Se utilizaron una serie de superficies de influencia (Figuras 3.8 y 3.9) que permiten configurar diferentes tamaño de elementos para cada sector del dominio. De esta forma, se pueden agrupar mayor cantidad de elementos en los sectores que requieren mayor resolución, como lo es cerca del perfil y en la estela que este produce. Mientras que en los sectores lejanos al cuerpo, donde las variaciones del flujo respecto a la corriente libre son mínimas, se evita colocar elementos que aumenten el costo computacional innecesariamente.

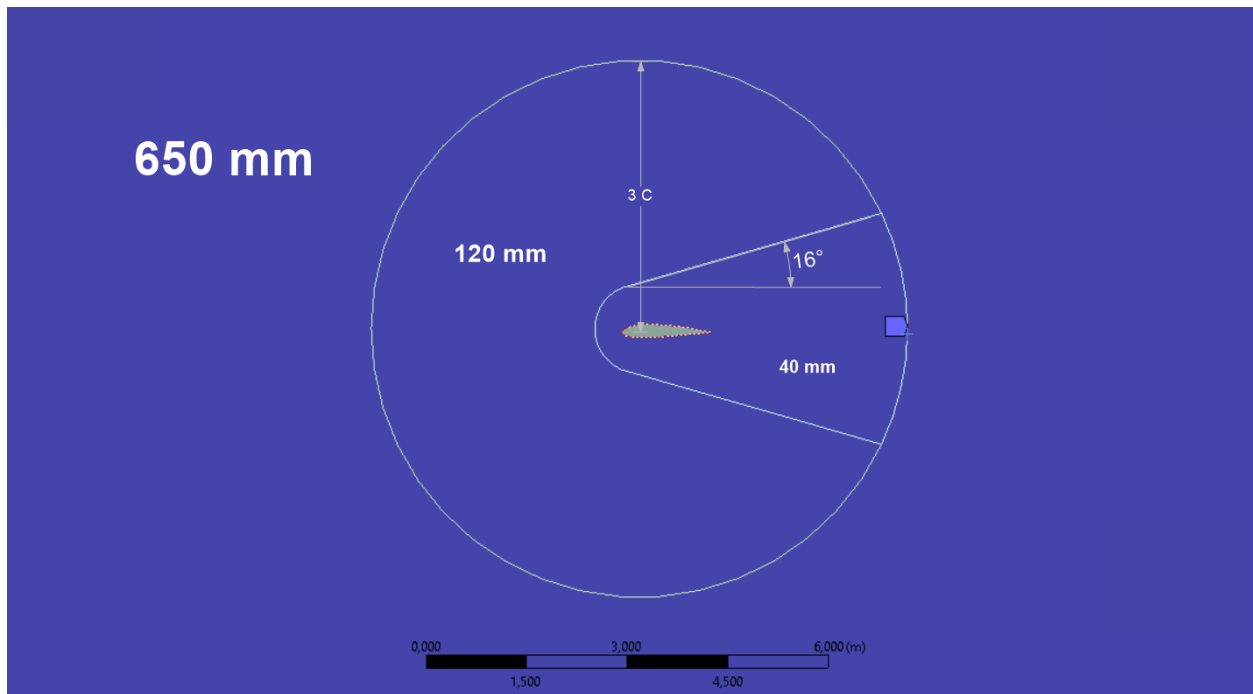


Figura 3.8: Zonas de influencia: medidas y tamaños de elementos

Estas superficies también permiten asegurar una transición suave entre los elementos de todo el dominio, desde los más pequeños cerca de la pared del perfil hasta los elementos más grandes que encontramos en los límites del dominio, de 650 mm. Lo podemos ver en la Figura 3.10.

La cantidad total de elementos de la malla para los perfiles es de aproximadamente 58000. Todos los elementos cuentan con una calidad ortogonal mayor a 0,25 y skewness menor a 0,65; lo cual está dentro del rango de valores recomendados para considerar que la calidad de la malla es buena, y que los errores numéricos asociados a ella sean mínimos. [3]

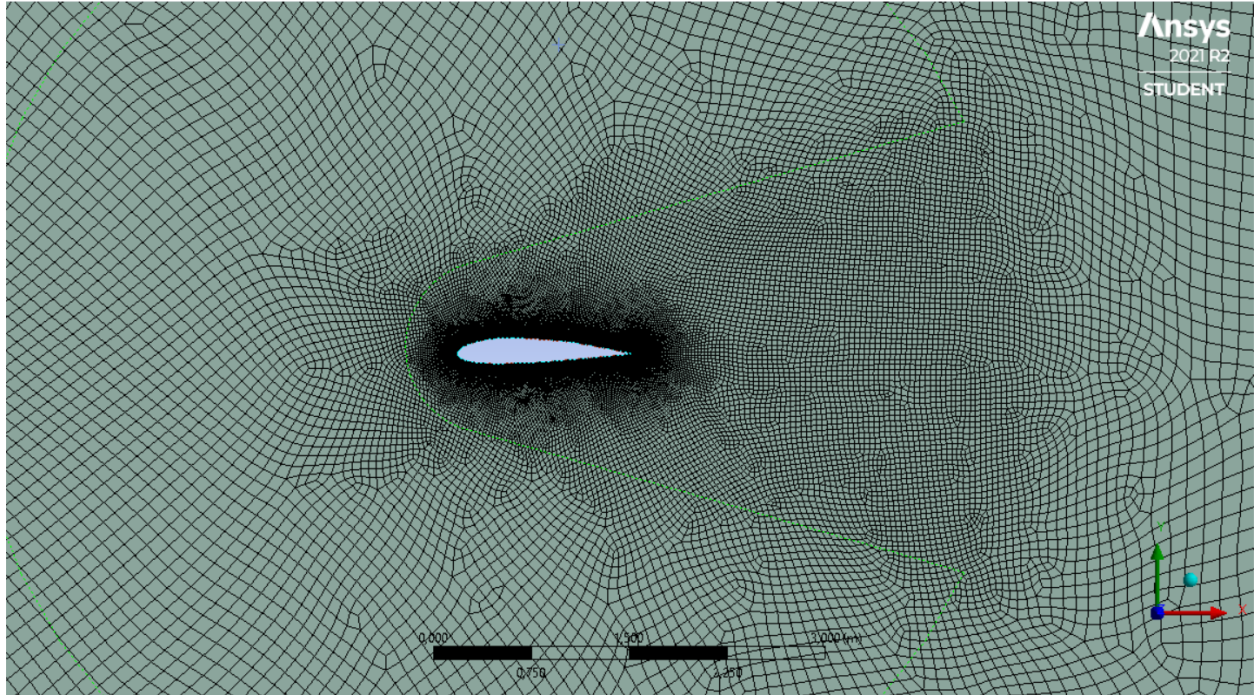


Figura 3.9: Refinamiento con zonas de influencia

Nota: los parámetros y dimensiones presentadas en esta sección, así como las zonas de influencia utilizadas, surgieron luego de un proceso de optimización de la malla que se describe en la subsección 3.2.4, el cual se realizó luego de seleccionar el modelo de turbulencia a partir de lo descrito en 3.2.3.

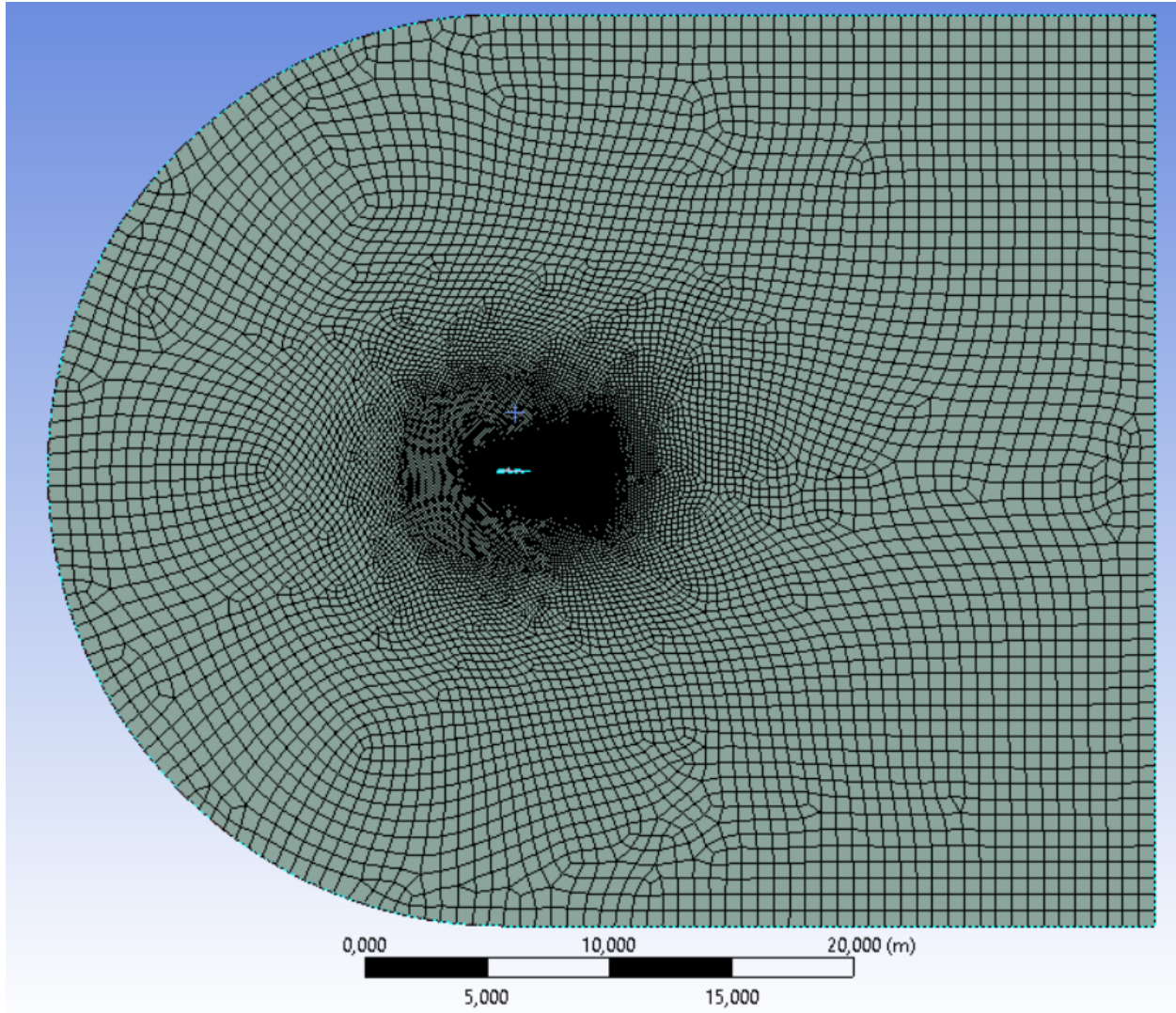


Figura 3.10: Malla completa

3.2.1.1. Verificación del y^+

Es necesario verificar que el tamaño del primer elemento sobre la pared de los perfiles se encuentre dentro del rango aceptado. Esto se hizo para cada uno de los perfiles en los distintos casos simulados. En la Figura 3.11 se muestra el caso del GA30315 con Re 4M en 3 ángulos de ataque distintos. Vemos que el y^+ toma valores por debajo de la unidad en casi todo el desarrollo del perfil, tanto para ángulos de ataque negativos como positivos.

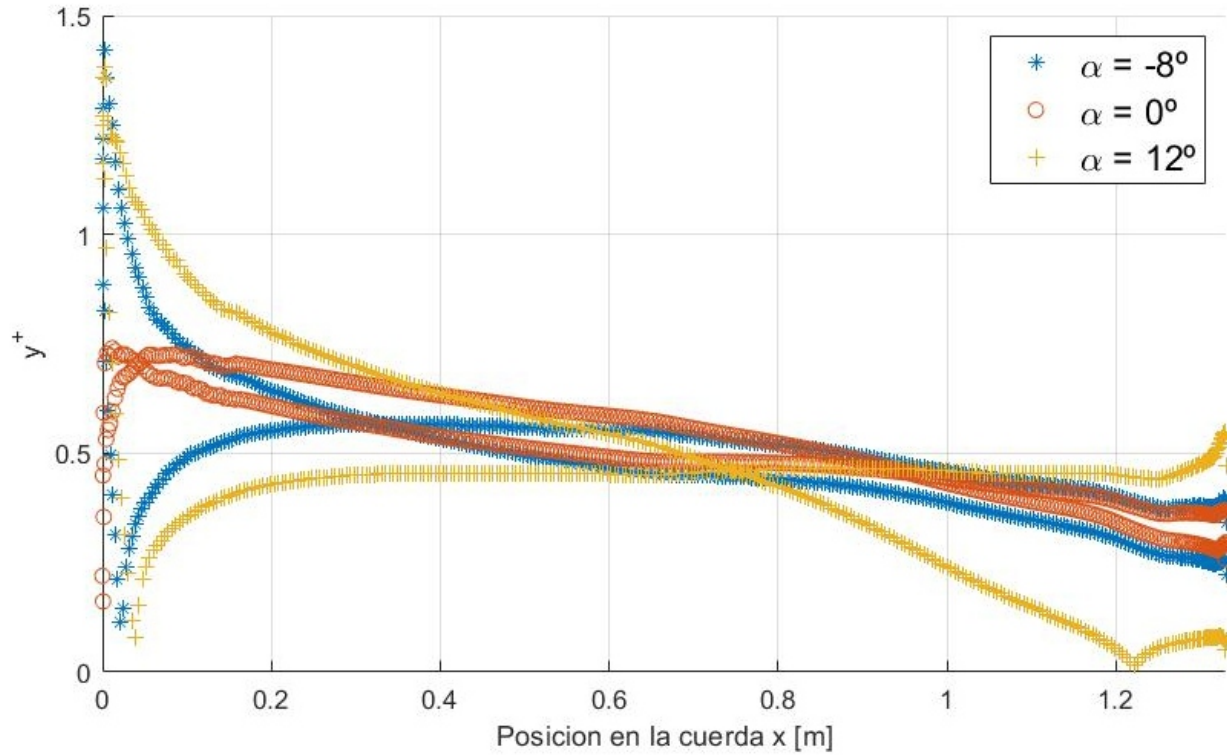


Figura 3.11: Valor de y^+ obtenido en 3 condiciones distintas

3.2.2. Comparación con datos experimentales

Los datos experimentales disponibles provienen de [4], los ensayos fueron realizados en los túneles de viento de la NASA y son ampliamente citados como una referencia en numerosos trabajos vinculados a la aerodinámica de perfiles. Contamos con datos de C_l , C_d y C_m en función de α para números de Reynolds de 3M, 6M y 9M. Estos últimos no se utilizan ya que superan el doble del valor de crucero.

3.2.3. Selección del modelo de turbulencia

3.2.3.1. NACA 4415 Re 6M

Modelo $k - \epsilon$ realizable EWT

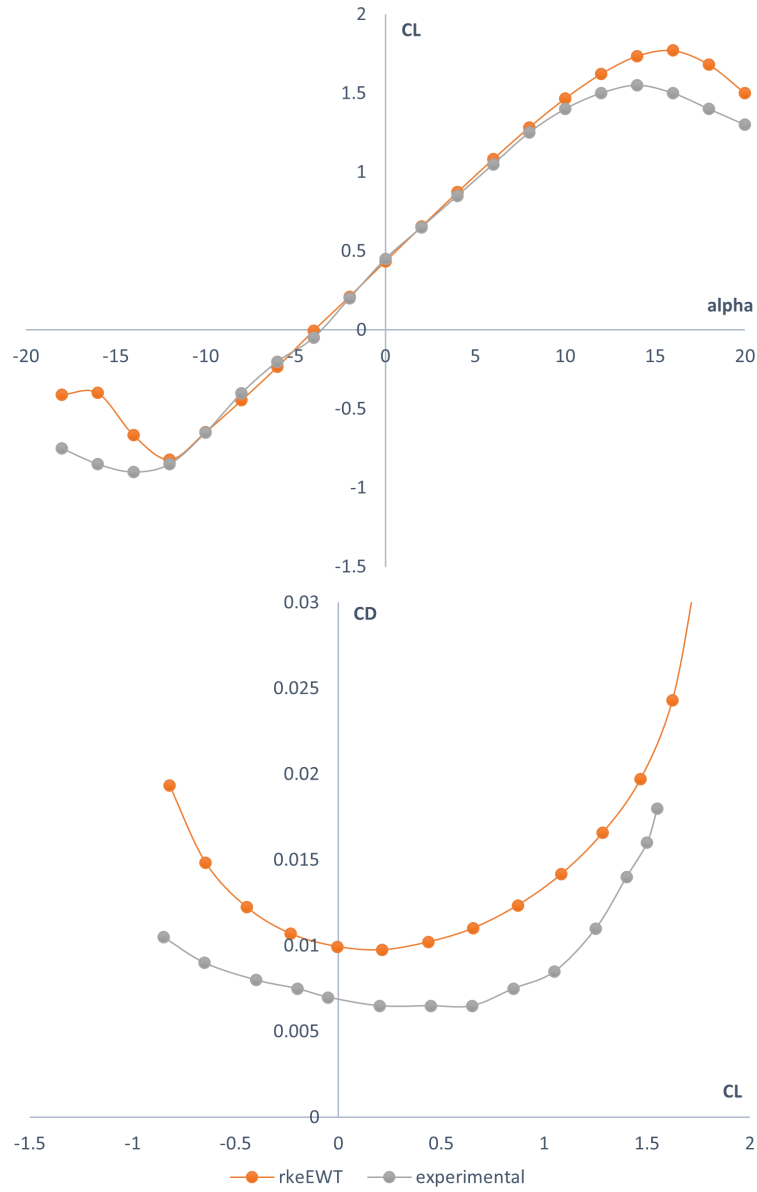


Figura 3.12: Curvas de C_l y C_d NACA 4415, modelo $k - \epsilon$

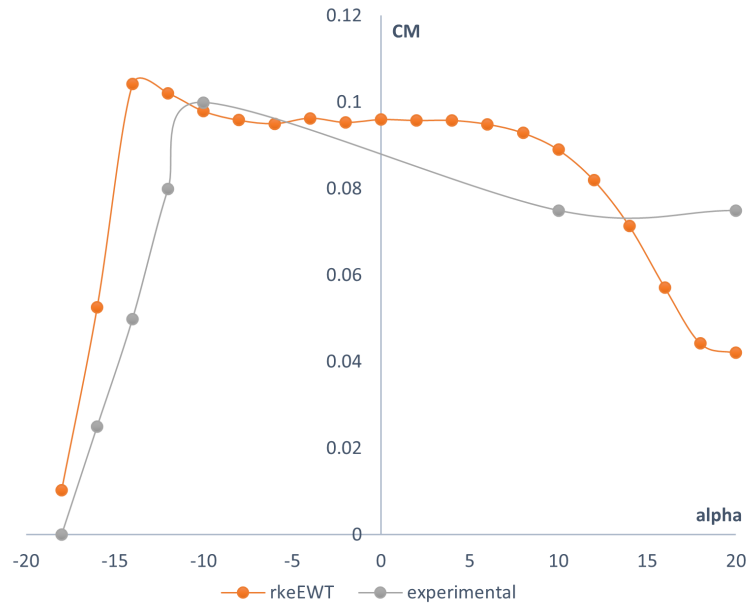


Figura 3.13: Curvas de C_m , NACA 4415 modelo $k - \epsilon$

Modelo $k - \omega$ SST

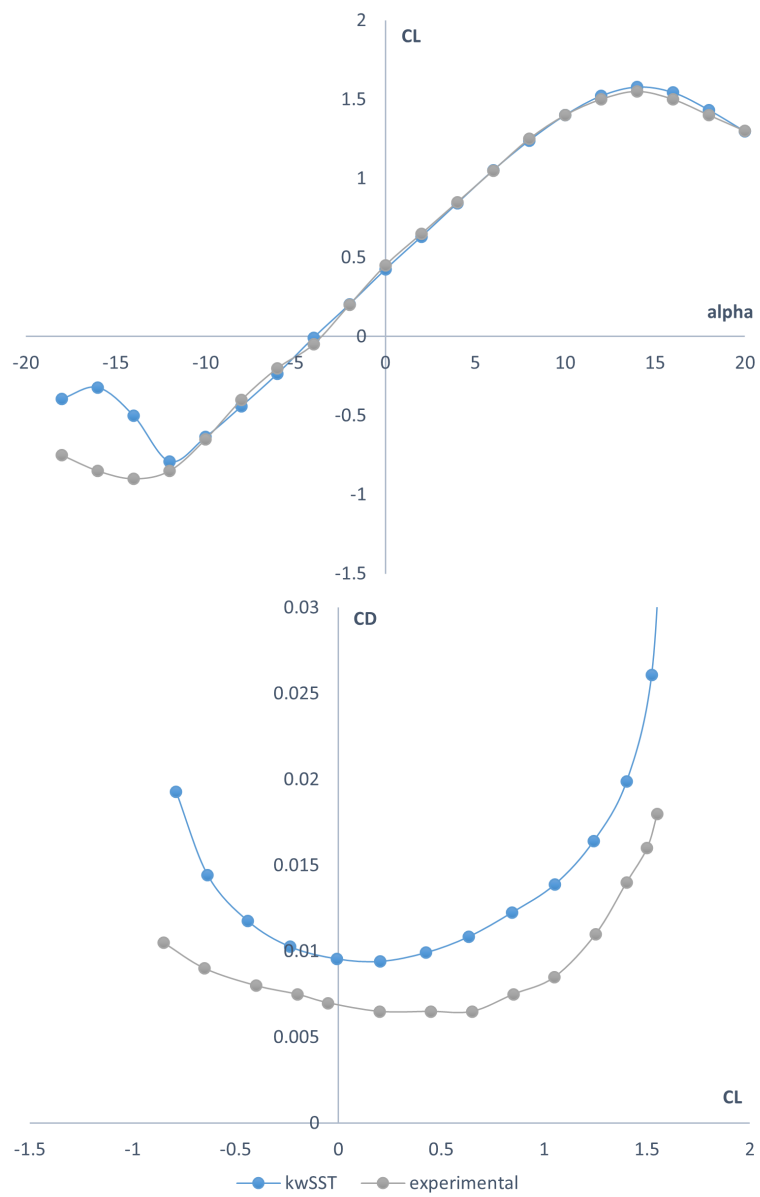


Figura 3.14: Curvas de C_l y C_d NACA 4415, modelo $k - \omega$

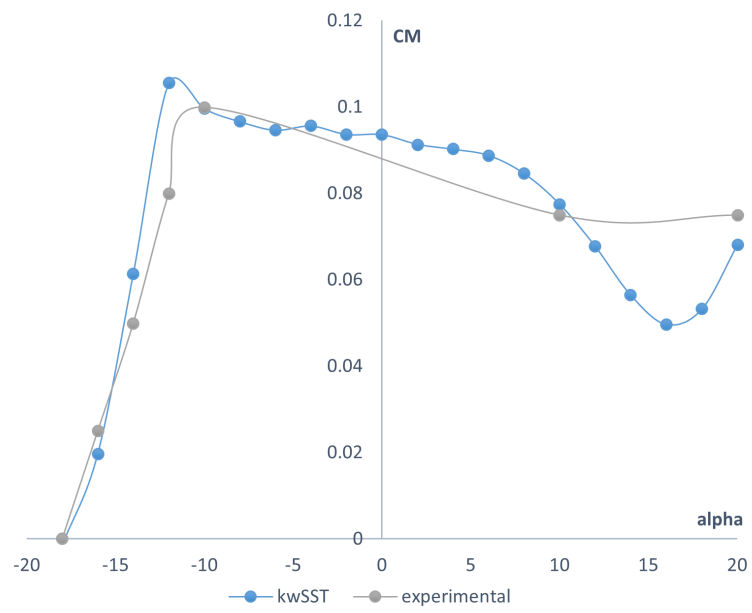


Figura 3.15: Curvas de C_m NACA 4415, modelo $k - \omega$

Se puede observar en los gráficos la gran similitud entre los resultados que brinda el modelo $k - \omega$ y los datos experimentales, proporcionando una coincidencia casi total en la curva de sustentación desde $\alpha = -12^\circ$ hasta después de la pérdida. Se obtiene idéntico $\alpha_{m\acute{a}x}$ y valores de $C_{l_{m\acute{a}x}}$ y C_{l_α} muy cercanos a los medidos. La única región de la curva en la cual no hay coincidencia es para valores de α muy negativos, es decir, luego de que el perfil en posición invertida entra en pérdida, situación que es de poco interés en este trabajo.

Respecto a la polar de resistencia, ambos modelos estudiados presentan un corrimiento hacia arriba de la curva simulada respecto a la experimental. Esto puede tener su origen en algunos parámetros semiempíricos que utilizan los modelos de turbulencia. Buenas aproximaciones cualitativas se obtienen con los modelos $k - \omega$ y $k - \epsilon$, los cuales brindan una diferencia prácticamente constante con la curva experimental y una forma muy similar.

Por otro lado, la rugosidad superficial aumenta el coeficiente de fricción e influye en el valor de resistencia. La falta de información sobre la terminación superficial tanto de los perfiles ensayados como del ala de la aeronave bajo estudio provoca que no sea objetivo de este trabajo predecir el valor exacto de C_d , el cual es sensible a esta característica.

Al notarse un valor aproximadamente constante en la discrepancia, se asume que no tendrá mayor influencia en los análisis comparativos a realizarse al final del trabajo.

Por último, la mejor aproximación a la curva del coeficiente de momento de cabeceo también la otorga el modelo $k - \omega$, dando resultados muy aproximados tanto en magnitud como en el comportamiento.

Ahora, se procede a calcular otros dos casos con el mismo modelo de turbulencia.

3.2.3.2. NACA 2415 Re 6M

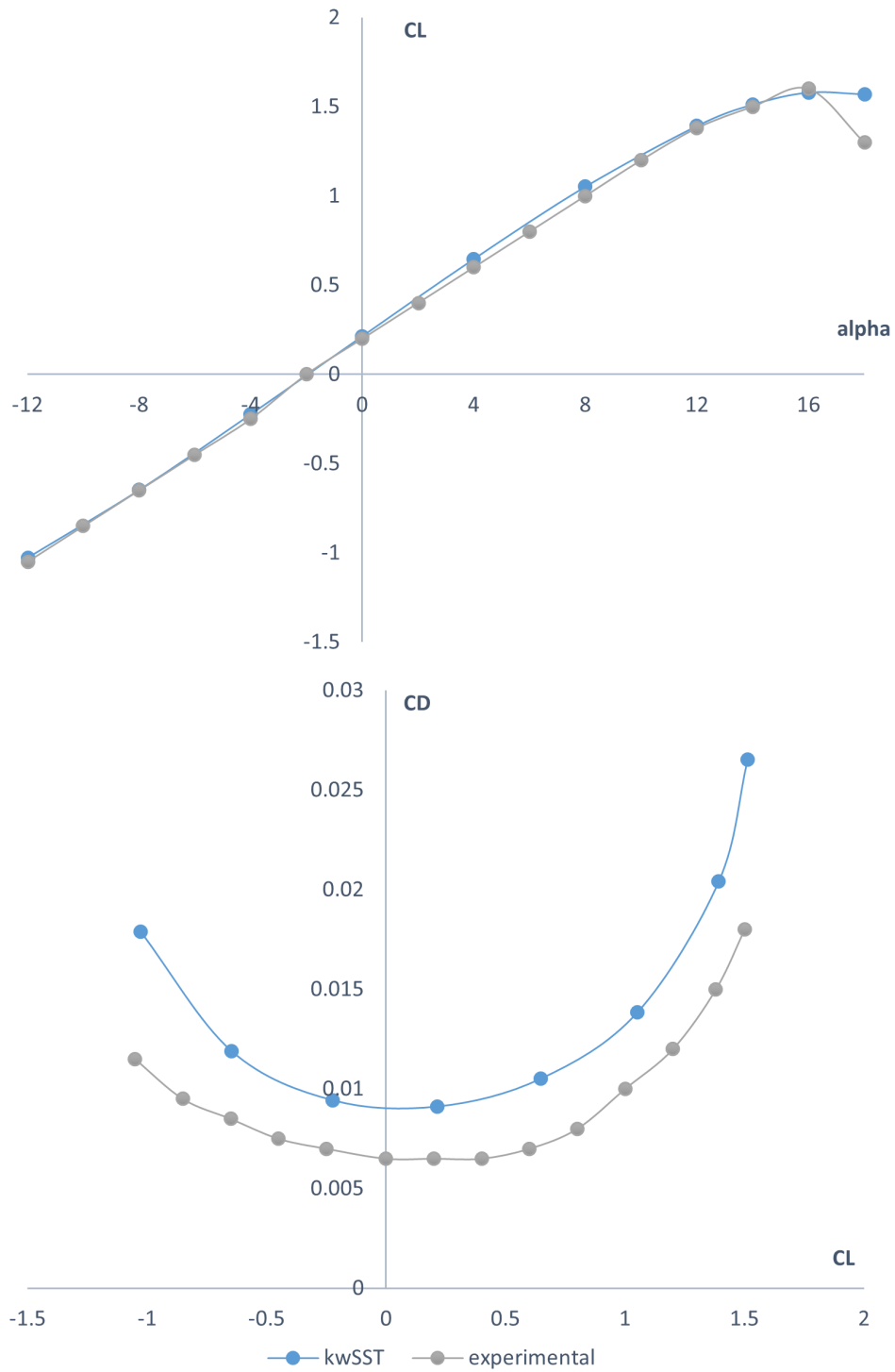


Figura 3.16: Curvas de C_l y C_d NACA 2415 Re 6M, modelo $k-\omega$

3.2.3.3. NACA 2415 Re 3M

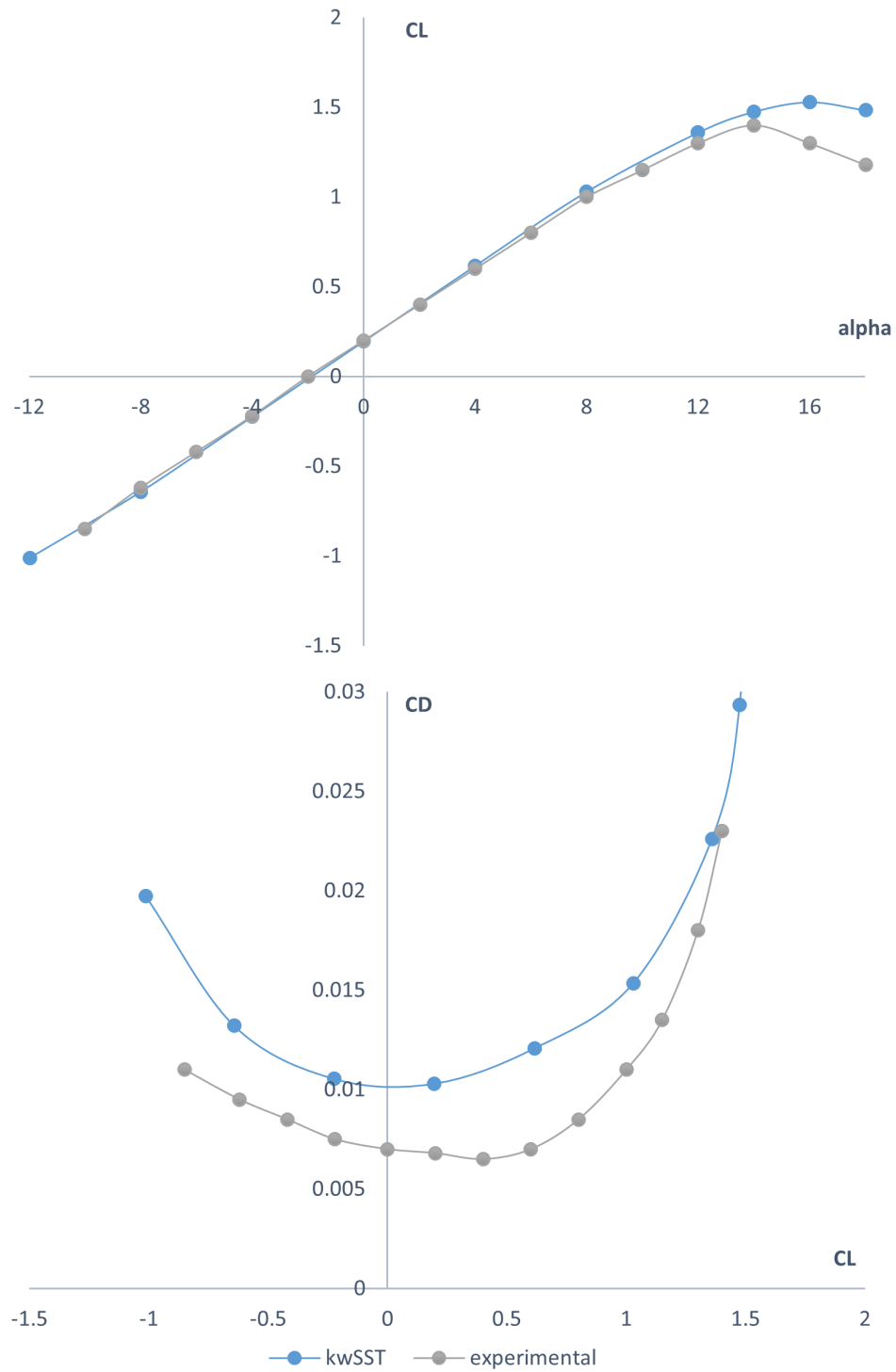


Figura 3.17: Curvas de C_l y C_d NACA 2415 Re 3M, modelo $k - \omega$

Con esto se comprueba que el modelo de turbulencia otorga buenos resultados en dife-

rentes regímenes y para ambos perfiles NACA. A partir de aquí, todas las simulaciones se realizarán usando el modelo $k - \omega$ SST.

3.2.4. Optimización e independencia de malla

La malla presentada en la Sección 3.2.1 fue determinada luego de probar diferentes geometrías como zonas de influencia y distintos tamaños de elementos en ellas, hasta finalmente obtener la configuración que concentra elementos en los sectores de la malla que influyen en el resultado. El único valor que no se varió fue el tamaño del elemento adyacente a la pared del perfil, por lo explicado anteriormente.

Finalmente, para comprobar la independencia del resultado con la malla se utilizó un método denominado *adaptation* y se aplicó en el perfil GA 30315.

Este método es capaz de utilizar valores que resultan de una simulación para refinar sectores de la malla cuyos elementos cumplan con algún criterio definido. En este caso, se definió como criterio un valor de variación de presión total mayor a 50 Pa entre una celda y otra. Aquellas celdas que cumplieran la condición luego de una primera corrida fueron subdivididas en 2 partes, en la dirección del gradiente. En la Figura 3.18 se muestra como esto sucede en las celdas alrededor del perfil y en la estela más cercana.

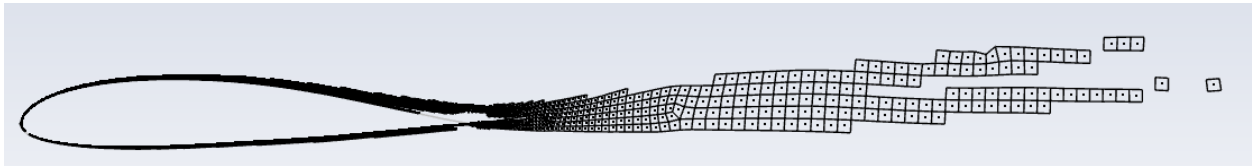


Figura 3.18: Celdas que serán subdivididas, $\alpha = 8^\circ$

Luego, se vuelven a converger los casos con las nuevas mallas. En el Tabla 3.1 se muestra el cambio en los resultados obtenidos luego de este proceso como un segundo refinamiento. En este caso, la cantidad de elementos generados es variable en cada ángulo de ataque pero ronda los 100.000 elementos.

Previamente, en el primer refinamiento se había aumentado la cantidad de elementos de 40.600 a 58.500 elementos.

α	Último refinamiento	
	% C_d	% C_l
-4	2.0	-0.1
0	1.2	0.9
4	2.2	0.1
8	0.7	1.2

Tabla 3.1: Cambios porcentuales de los coeficientes con malla adaptada

Se consideran estos valores dentro de la exactitud buscada, y se acepta la independencia de malla.

3.2.5. Comparación entre perfiles

En resumen, tenemos los siguientes casos:

Caso	Perfil	Re
1	NACA 4415	6M
2	NACA 2415	6M
3	NACA 2415	3M
4	GA 30315	6M
5	GA 30315	4M

Y a continuación se presentan las curvas obtenidas para ellos.

Caso	1	2	3	4	5
$C_l _{\alpha=0}$	0.425	0.214	0.196	0.214	0.245
C_{dmin}	0.0094	0.0091	0.0091	0.0092	0.0097
$C_{l\alpha}$	0.105	0.106	0.105	0.107	0.108
α_0 [°]	-4.0	-2.0	-1.9	-1.9	-2.2
C_{lmax}	1.58	1.58	1.53	1.64	1.60
C_{m0}	0.094	0.047	0.044	0.047	0.047

Tabla 3.2: Características de las curvas

Seguimos observando resultados realistas, notamos como el perfil 4415, el cual tiene mayor curvatura, presenta α_0 menor a los demás.

Se puede notar que la influencia del número de Reynolds no parece ser significativas (entre 2 y 3; 4 y 5), dentro del rango analizado. Las curvas sí presentan variaciones asociadas a la forma del perfil.

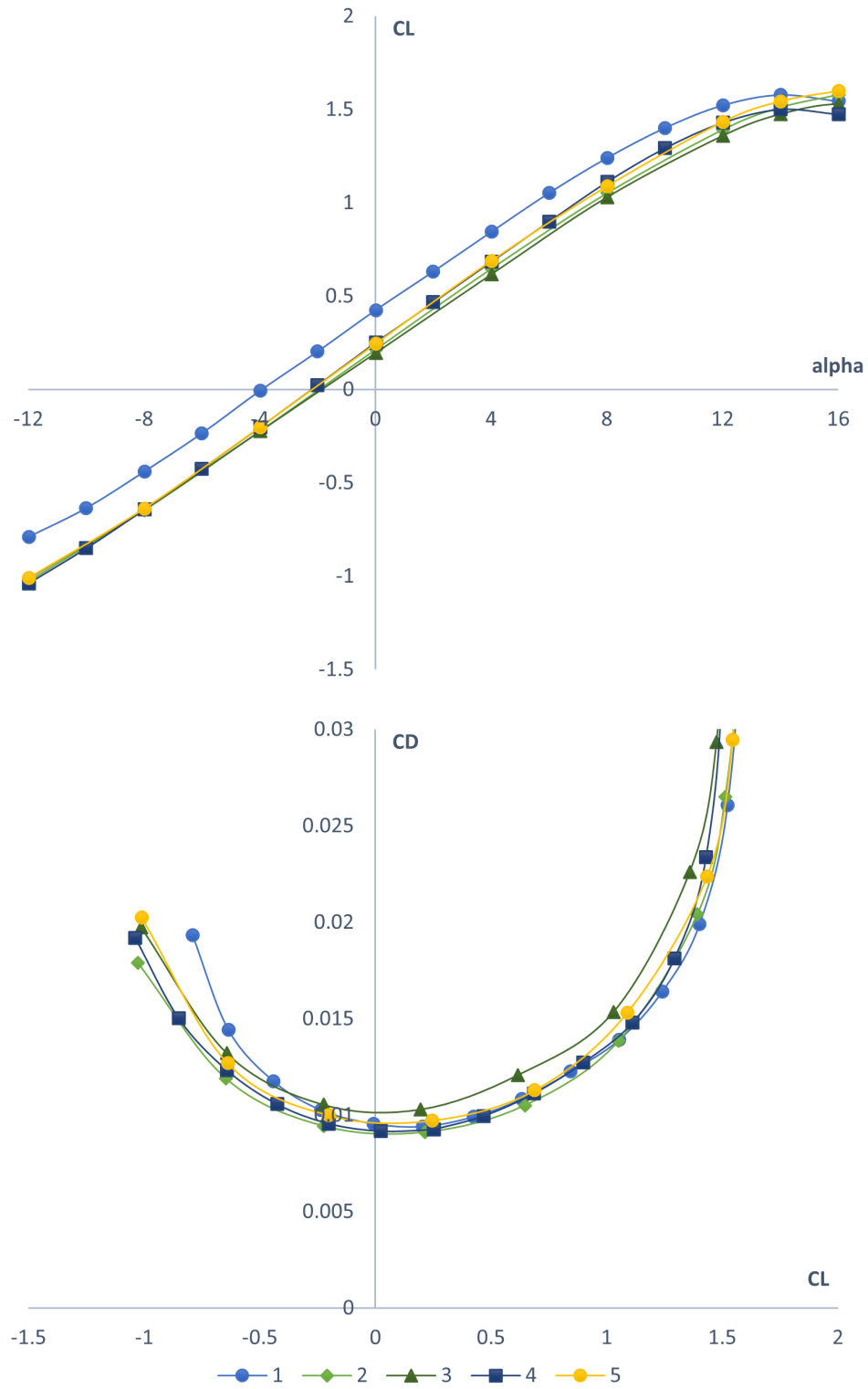


Figura 3.19: Curvas de C_l y C_d todos los casos, modelo $k - \omega$

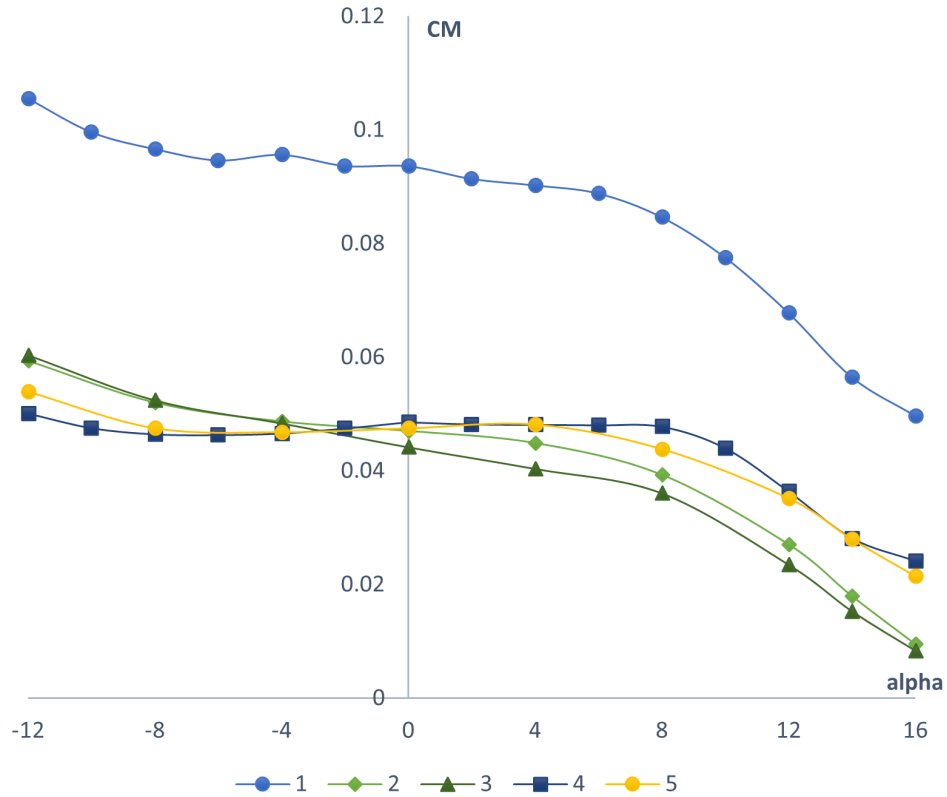


Figura 3.20: Curvas de C_m todos los casos, modelo $k - \omega$

3.3. Incorporación del comando

Con gap

En el caso de esta geometría, se incorpora el uso de una nueva zona de influencia circular centrada en la bisagra del comando, la cual se visualiza de color rojo en la Figura 3.21. Esto fue necesario de forma de mantener continuidad en los *inflation* de ambas superficies como se muestra en la Figura 3.22, manteniendo los parámetros de calidad en el rango deseado.

En los casos de $\delta = 24^\circ$ y $\delta = 36^\circ$ se utilizó también una zona de influencia refina los elementos ubicados en la parte superior del comando, donde es probable encontrar separaciones del flujo formando burbujas o estelas turbulentas. Se probaron varios tamaños de elementos en el sector hasta encontrar el que ya no presentaba variaciones en los resultados.

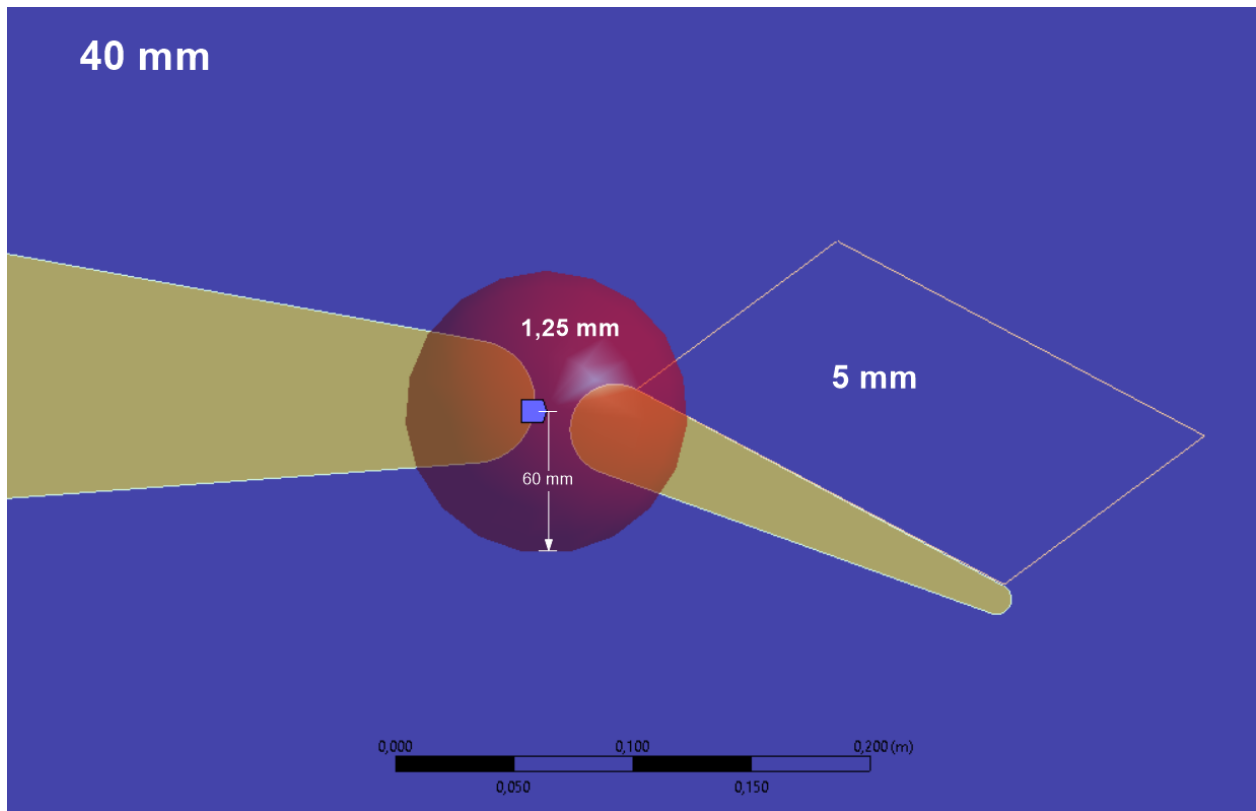


Figura 3.21: Nuevas zonas de influencia

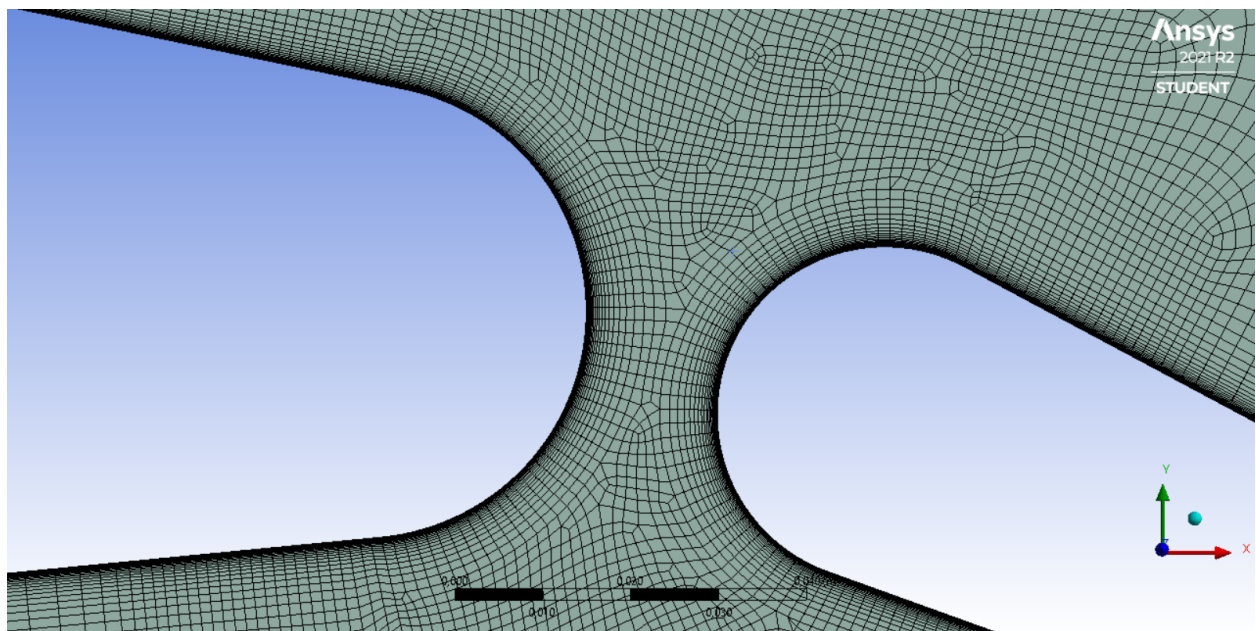


Figura 3.22: Elementos en el GAP

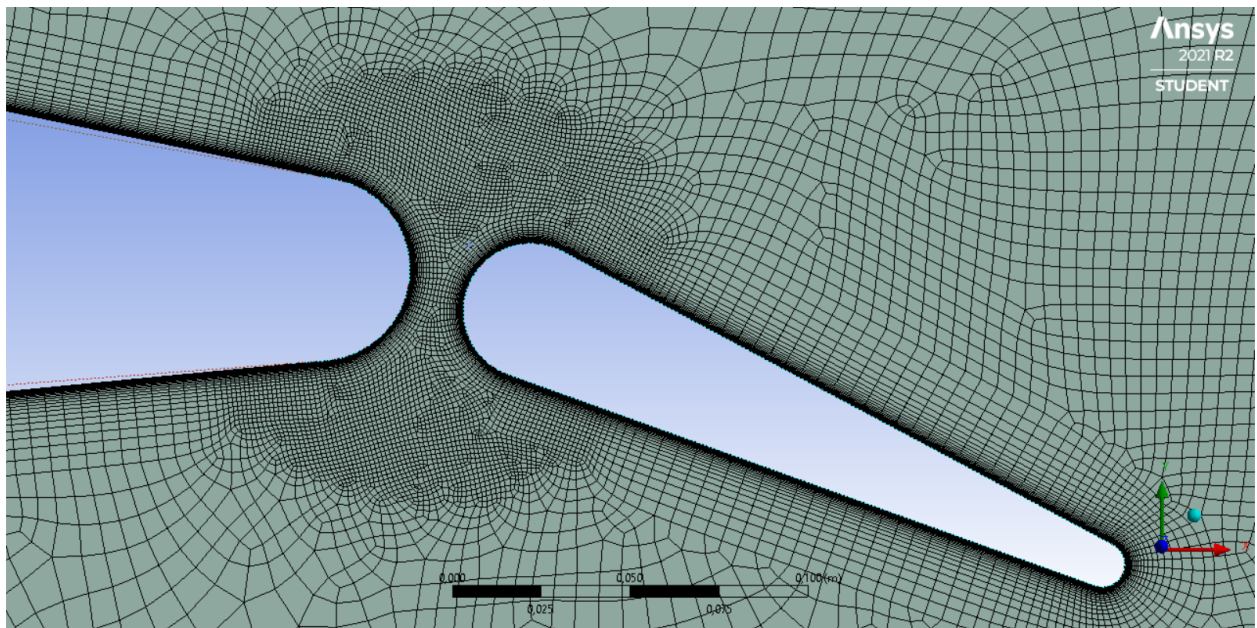


Figura 3.23: Refinamiento en el GAP y sobre el comando, $\delta = 24^\circ$

Gap parcialmente cubierto

En este caso, se incorpora el uso de una nueva zona de influencia circular alrededor del nuevo elemento la cual se visualiza de color rojo en la Figura 3.24, adicional a las presentadas en las secciones anteriores. Nuevamente surgió de la necesidad de mantener continuidad en los *inflation* de ambas superficies y que los elementos entre ellas se adapten correctamente. Esto se presenta en la Figura 3.25.

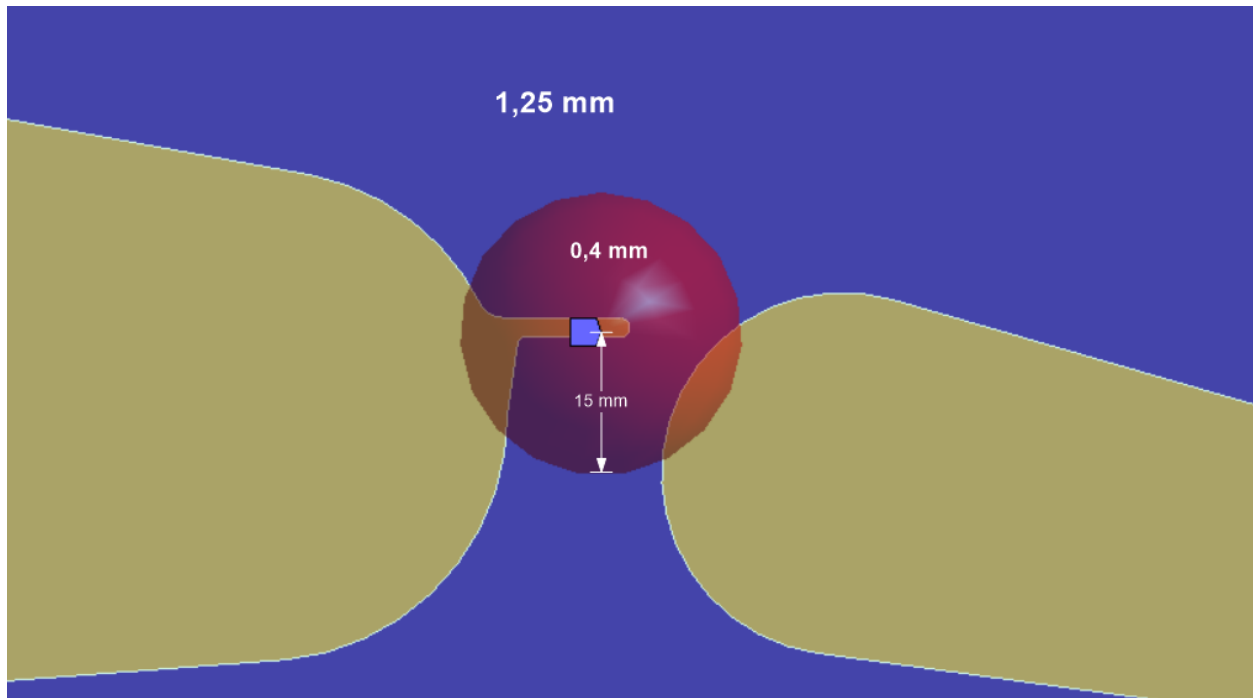


Figura 3.24: Nueva zona de influencia

La cantidad de elementos totales se eleva a 62000.

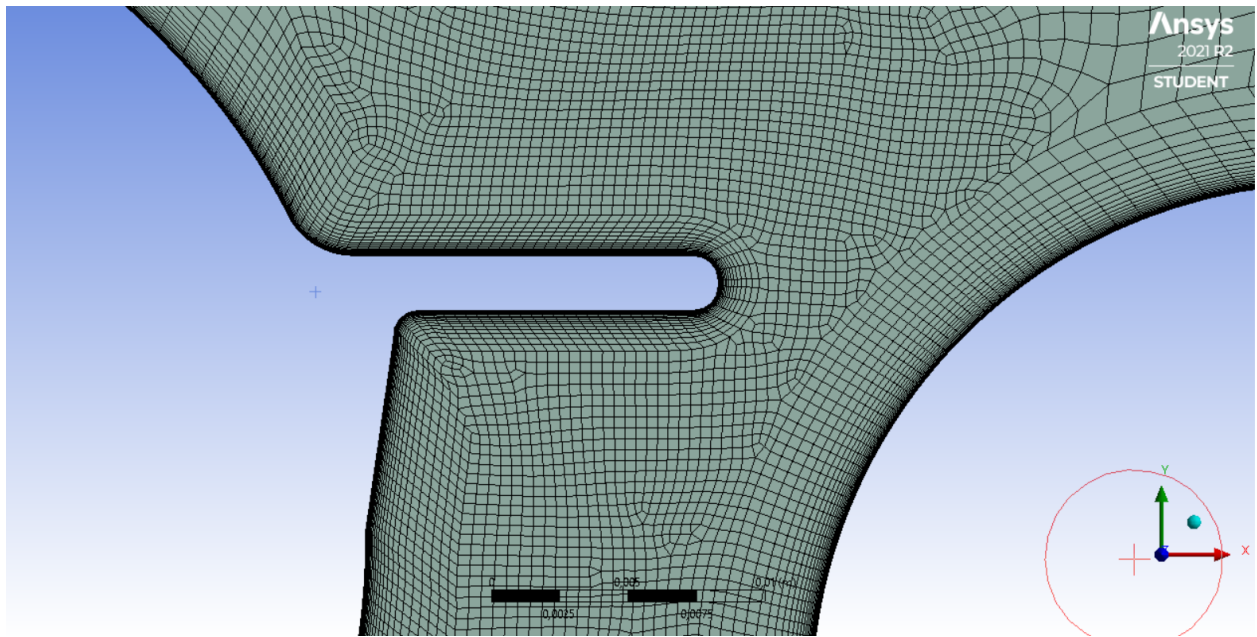
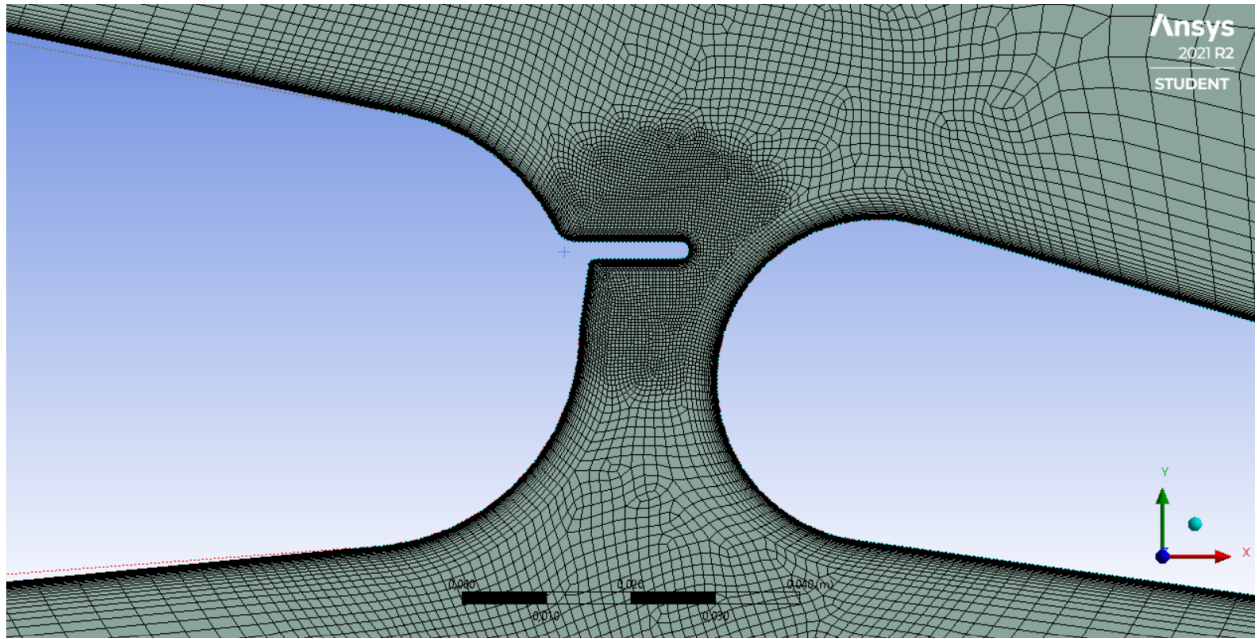


Figura 3.25: Elementos en el GAP parcialmente cubierto, $\delta = 12^\circ$

Sin gap

En este caso, no fue necesario realizar refinamientos en la zona del gap. Esta geometría, similar a un flap *plain*, utiliza una malla muy similar a la del perfil GA30315.

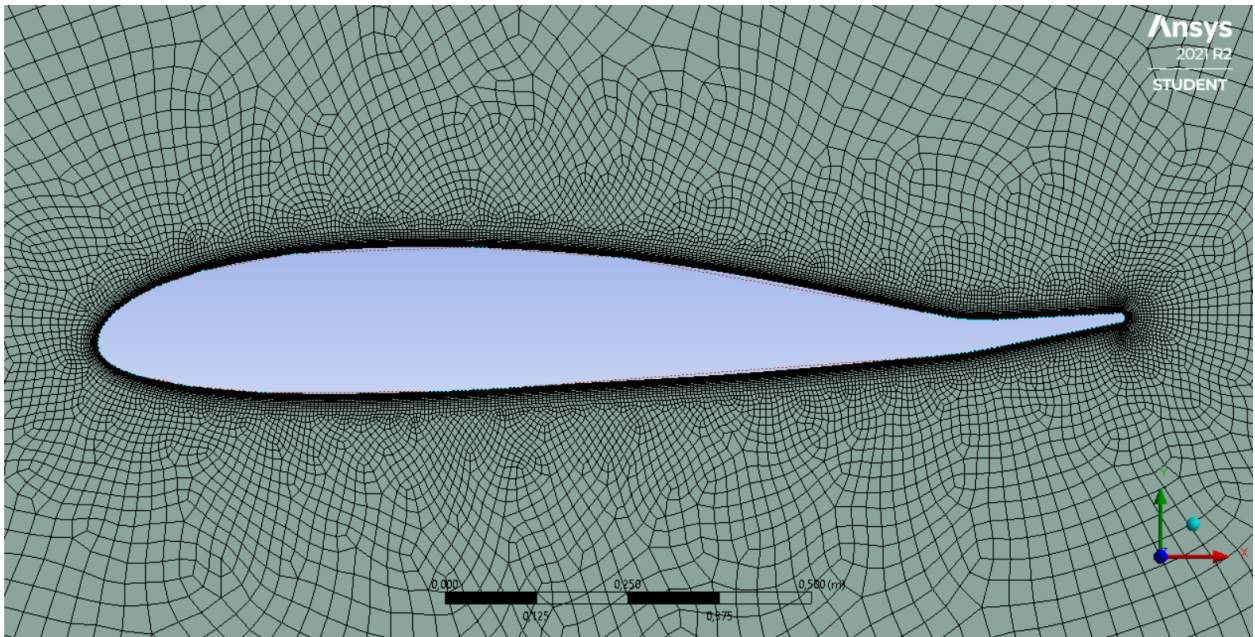


Figura 3.26: Malla alrededor del perfil totalmente cubierto, $\delta = -7^\circ$

Análisis de resultados

A continuación se presentarán las curvas aerodinámicas de los 3 casos bajo estudio, junto con un análisis de lo obtenido. Hacia el final de capítulo se realizan comparaciones de las configuraciones en dos situaciones de interés: la influencia del gap en la capacidad de actuación de los alerones y flaps; y la resistencia de la aeronave volando en crucero, sin deflectar los comandos.

4.1. Curvas de sustentación y resistencia

En la primera parte de este capítulo se realizará una evaluación cualitativa a partir de la inspección visual de las curvas de sustentación y resistencia, acompañado de algunas valores significativos que se pueden obtener de ellas, además de los contornos de velocidades y distribución de coeficiente de presiones obtenidos con Ansys POST.

4.1.1. Con Gap

δ	-7.1°	-3.5°	0°	5°	12°	24°	36°
$C_l _{\alpha=0}$	-0.12	0.02	0.14	0.27	0.56	0.63	0.84
C_{dmin}	0.0112	0.0107	0.0102	0.0105	0.0115	0.0242	0.0355
$C_{l\alpha}$	0.115	0.107	0.104	0.107	0.113	0.092	0.090
α_0 [°]	1.0	-0.2	-1.3	-2.6	-4.9	-6.8	-9.2
C_{lmax}	1.34	1.50	1.36	1.52	1.50	1.65	1.77
L/D_{max}	63.0	62.5	63.3	64.4	68.8	29.0	24.5
$\alpha_{L/D_{max}}$ [°]	10	8	10	8	6	6	8

Tabla 4.1: Algunas características de la curva con gap

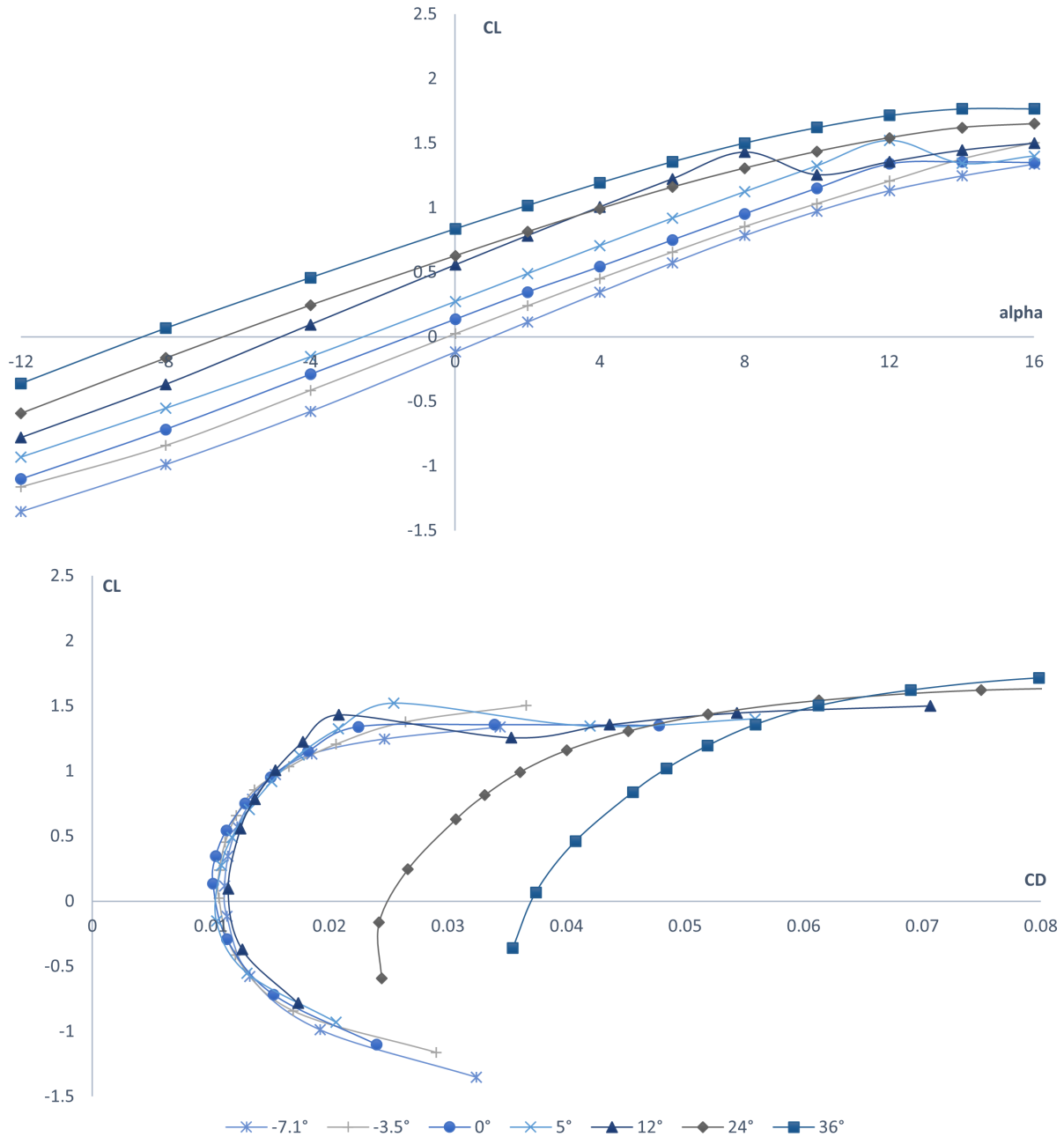


Figura 4.1: Curvas de C_l y C_d para el caso con gap

Se puede notar en la Figura 4.1 que los casos correspondientes a deflexiones moderadas, desde $\delta = -7^\circ$ a $\delta = 5^\circ$, las curvas mantienen aproximadamente la misma pendiente $C_{l\alpha}$. Se desplazan hacia arriba a medida que aumenta la actuación del comando de manera regular. Tienen los menores valores de resistencia, muy similares entre todas ellas.

El caso $\delta = 5^\circ$ es el primero en entrar en pérdida con un $\alpha_{m\acute{a}x} = 12^\circ$. En la Figura 4.2 se aprecia la entrada en pérdida abrupta que tiene lugar en este caso cuando el soplado ya no es capaz de readherir la capa límite en el comando y el mismo entra en pérdida completamente.

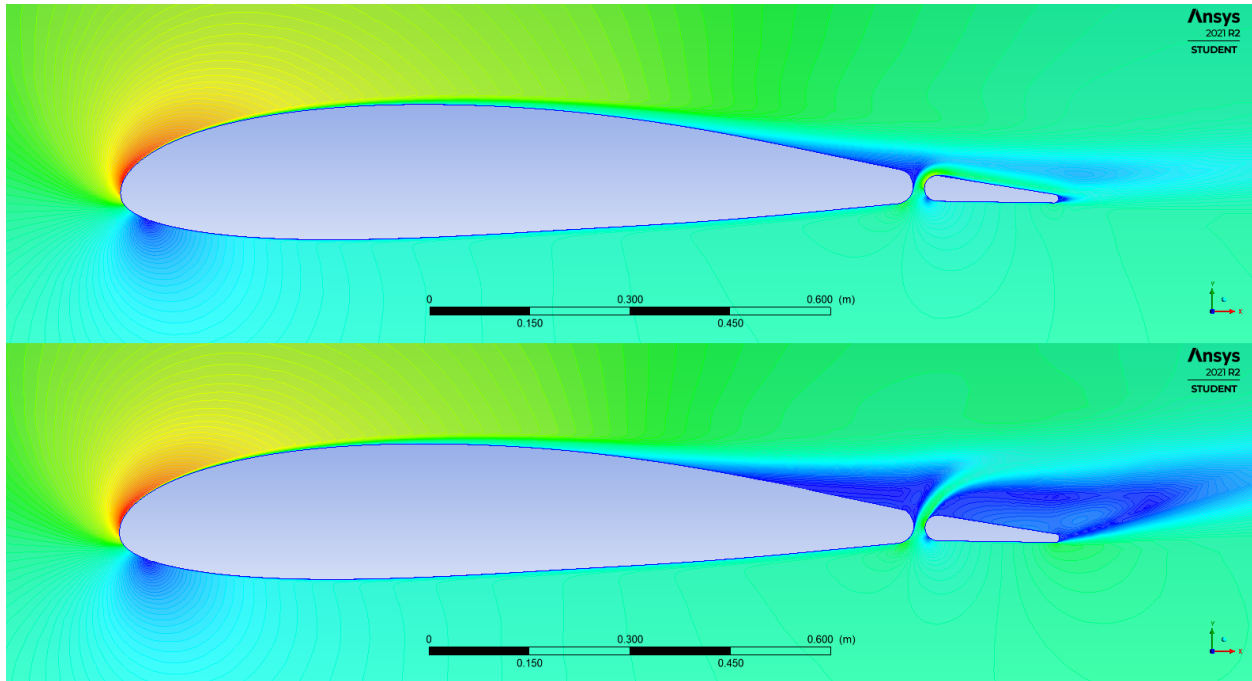


Figura 4.2: Contorno de velocidades para $\delta = 5^\circ$. Arriba $\alpha = 12^\circ$, abajo $\alpha = 14^\circ$

El caso $\delta = 12^\circ$ es particular. Tiene la mayor de las pendientes $C_{l\alpha}$ y una entrada en pérdida temprana. Sin embargo, superado el $\alpha_{m\acute{a}x} = 8^\circ$ se comienza a recuperar C_l de manera más suave. Naturalmente, su polar se encuentra a la derecha de los casos anteriores en un orden de magnitud similar. En la Figura 4.4 se repite el mismo efecto que se comentó anteriormente sobre la entrada en pérdida abrupta. El soplado puede explicar la buena pendiente de sustentación que se tiene hasta ese punto.

En la Figura 4.3 se muestra comparativamente 4 deflexiones para un ángulo de ataque moderado, y vemos como el soplado ocurre mucho más notoriamente en el caso mencionado, produciendo un pico de succión y una circulación en el comando que aumentan su aporte al C_l total. Esa imagen también nos permite visualizar el aumento de resistencia que produce el gap, debida a la estela de baja presión formada detrás de la superficie fija y la presión dinámica que impacta en el frente del comando.

Los casos de mayores deflexiones, $\delta = 24^\circ$ y 36° , tienen las menores pendientes $C_{l\alpha}$ de todo el gráfico y no se aprecia una entrada en pérdida abrupta. Esto se debe a que el comando se encuentra siempre en pérdida, lo cual genera un gran aumento de la resistencia que desplaza sus polares hacia la derecha duplicando o triplicando los valores anteriores. El resto de la sección entra en pérdida de manera suave y paulatina mientras se adelanta el punto de separación de la capa límite sobre el extradós del perfil, como se visualiza en las Figuras 4.5 y 4.6.

La forma las curvas 4.1 luego de la pérdida es muy similar en todos los casos luego de superados sus respectivos $\alpha_{m\acute{a}x}$, aumentando la sustentación a medida que se aumenta δ .

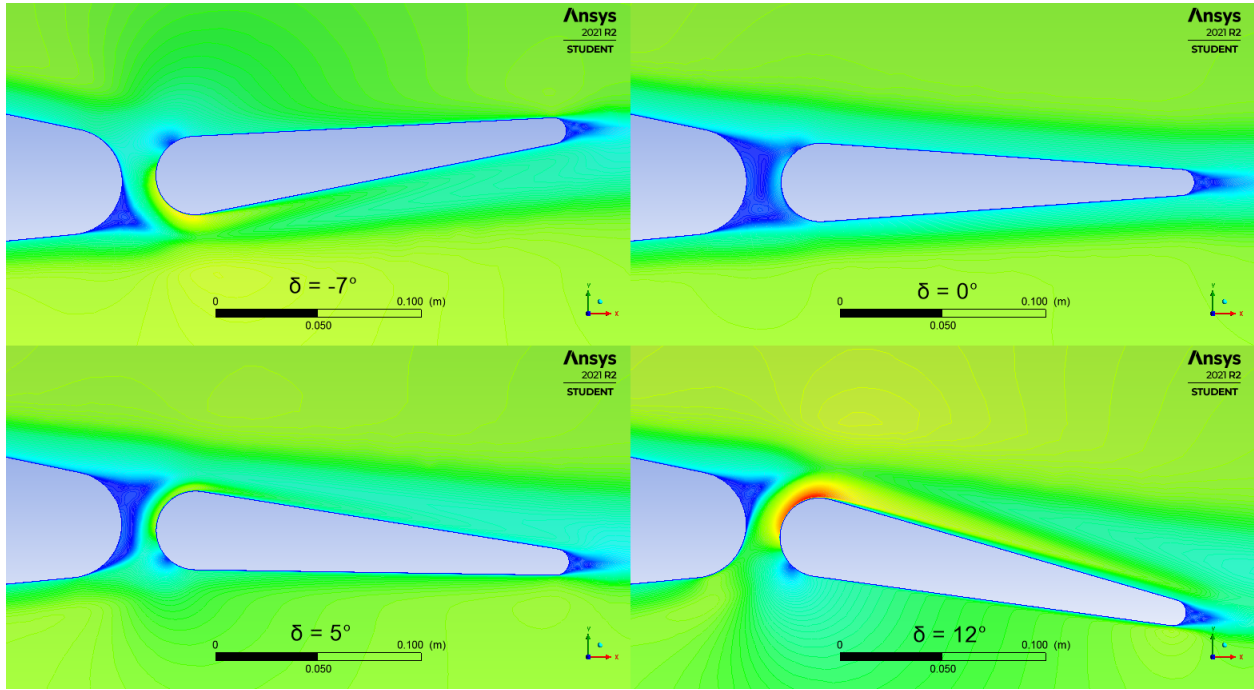


Figura 4.3: Contorno de velocidades para $\alpha = 2^\circ$, varios δ

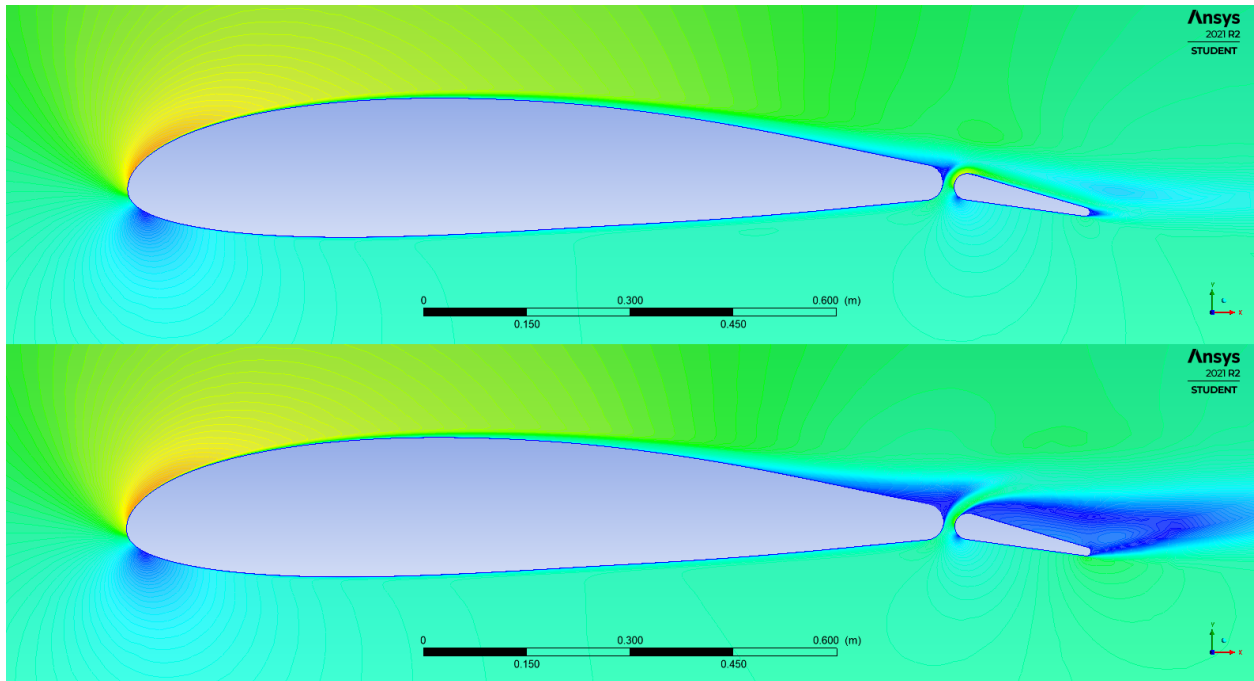


Figura 4.4: Contorno de velocidades para $\delta = 12^\circ$. Arriba $\alpha = 8^\circ$, abajo $\alpha = 10^\circ$

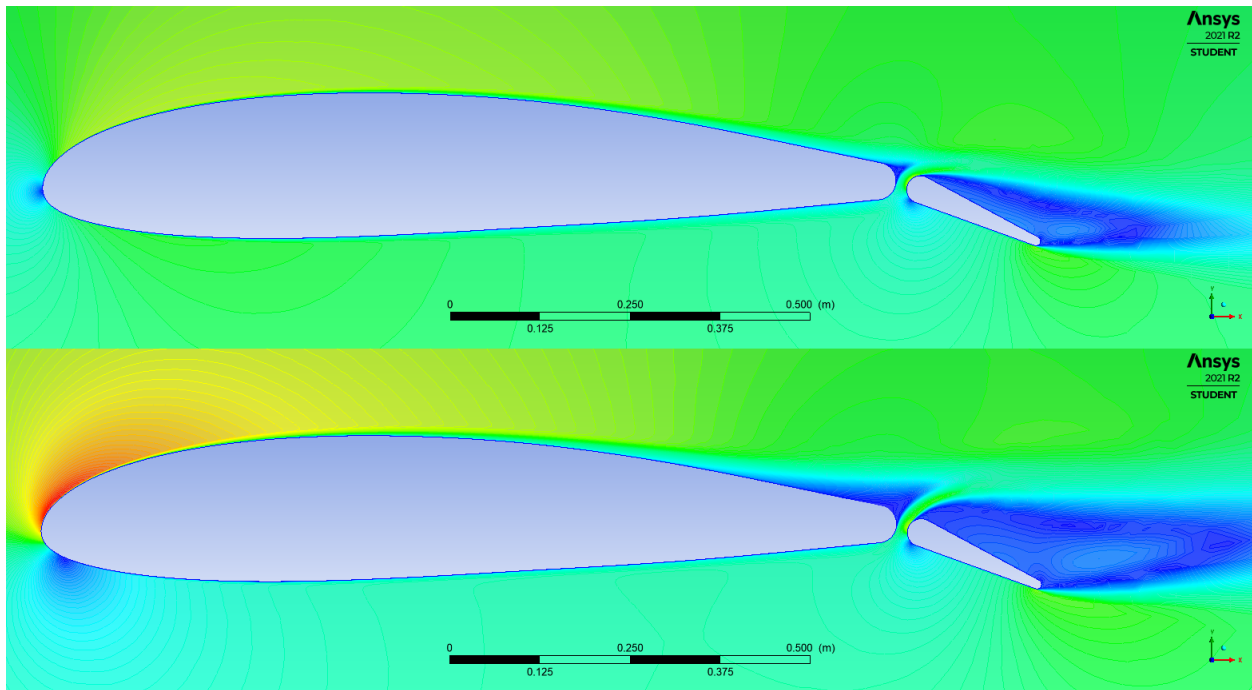


Figura 4.5: Contorno de velocidades para $\delta = 24^\circ$. Arriba $\alpha = 0^\circ$, abajo $\alpha = 10^\circ$

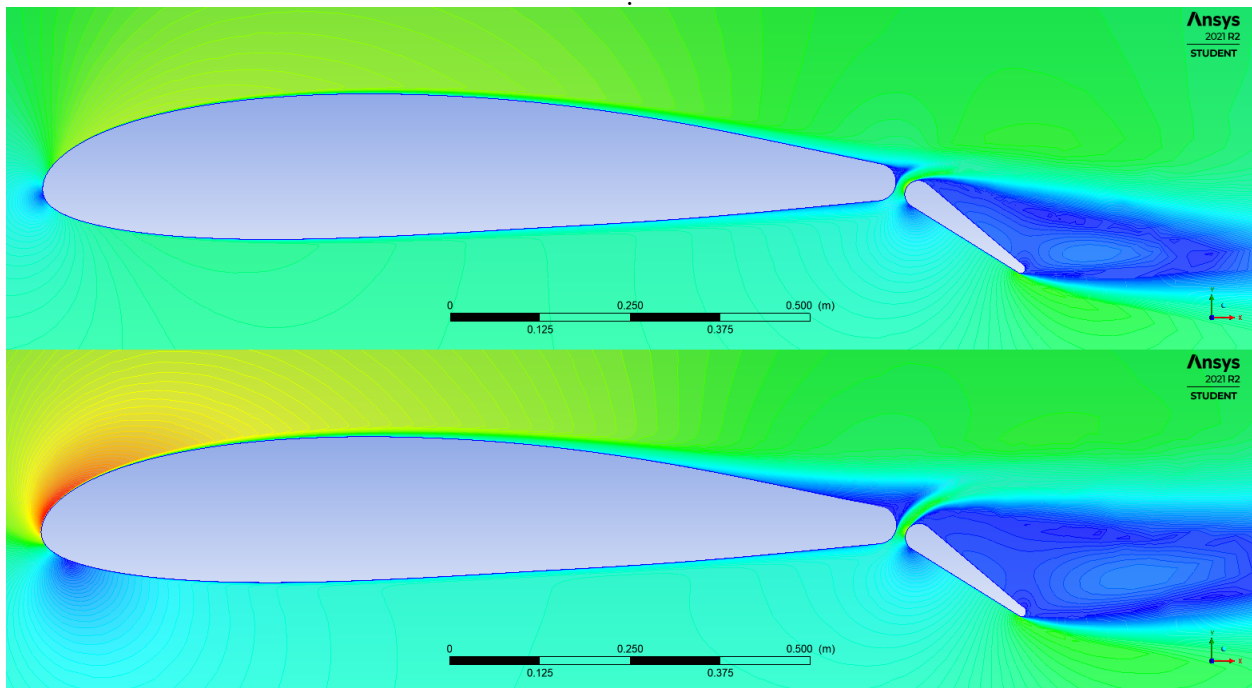


Figura 4.6: Contorno de velocidades para $\delta = 36^\circ$. Arriba $\alpha = 0^\circ$, abajo $\alpha = 10^\circ$

4.1.2. Gap parcialmente cubierto

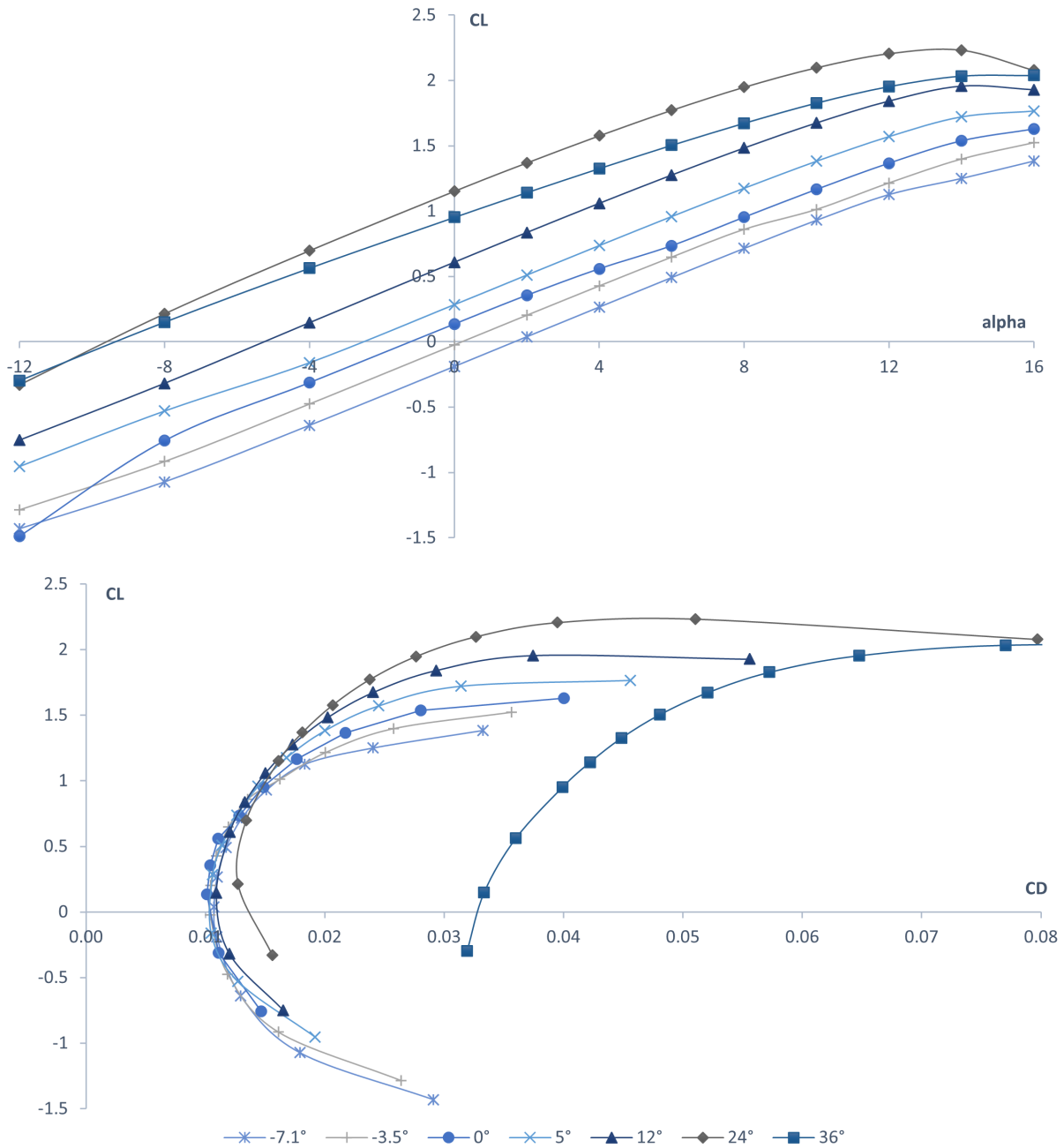


Figura 4.7: Curvas de C_l y C_d para el caso con gap parcialmente cubierto

Es importante notar, en primer lugar, que la curva de sustentación correspondiente a $\delta = 36^\circ$ se encuentra por debajo de $\delta = 24^\circ$ en todo el rango de α , presenta también una pendiente $C_{l\alpha}$ menor que las demás curvas y su polar de resistencia se desplaza notoriamente hacia la derecha. Nuevamente, esto ocurre porque la deflexión del flap es demasiado elevada para mantener el flujo adherido para cualquier ángulo de ataque, lo que produce una distri-

δ	-7.1°	-3.5°	0°	5°	12°	24°	36°
$C_l _{\alpha=0}$	-0.19	-0.02	0.14	0.28	0.61	1.15	0.95
C_{dmin}	0.0107	0.0104	0.0101	0.0105	0.0109	0.0127	0.0319
$C_{l\alpha}$ [$^\circ$]	0.113	0.112	0.106	0.112	0.113	0.108	0.094
α_0	1.7	0	-1.2	-2.6	-5.3	-10.6	-10
C_{lmax}	1.38	1.52	1.63	1.77	1.96	2.23	2.04
L/D_{max}	61.6	63.6	66.0	70.0	73.7	76.4	32.1
$\alpha_{L/D_{max}}$ [$^\circ$]	10	8	10	8	6	4	8

Tabla 4.2: Algunas características de la curva con gap parcial

bución de presiones completamente diferente a los demás casos, produciendo así los efectos mencionados. Lo podemos visualizar en la Figura 4.9.

Es decir, la presencia de este elemento, que disminuye el área efectiva del gap, ha logrado evitar la entrada en pérdida del comando incluso en ángulos de ataque elevados para deflexiones de hasta 24° , y en 4.7 no se observa ninguna entrada en pérdida abrupta mientras el flap este fijo.

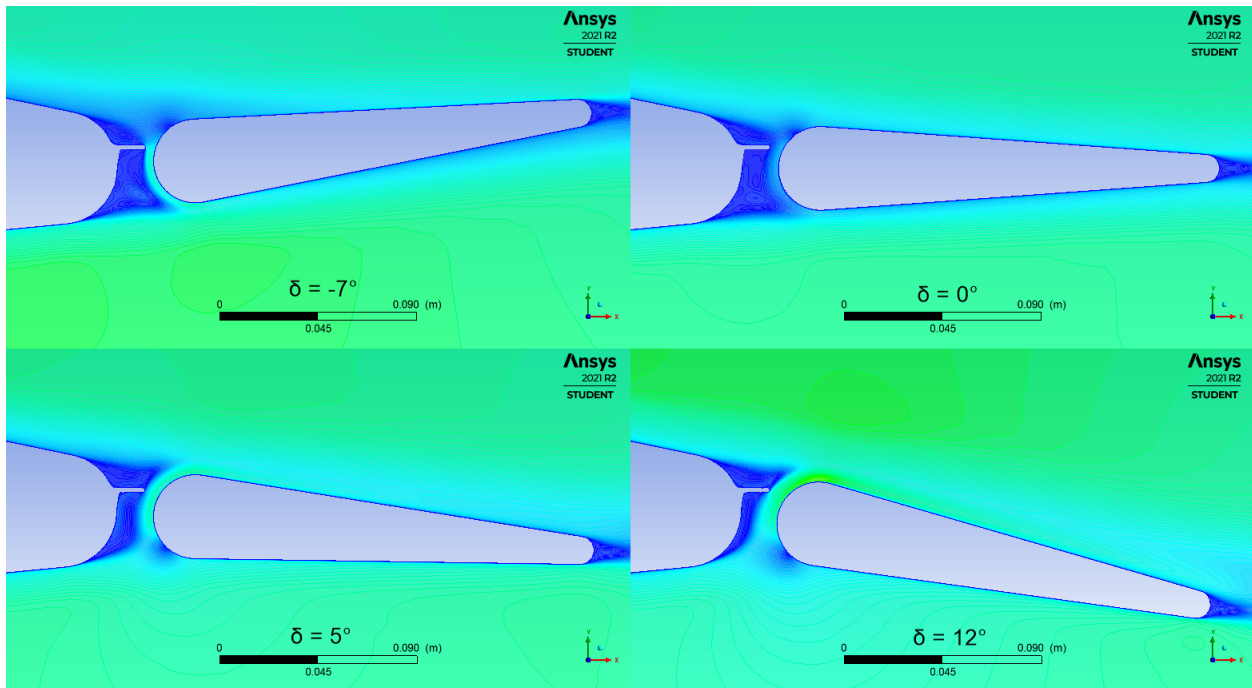


Figura 4.8: Contorno de velocidades para $\alpha = 2^\circ$, varios δ

En la Figura 4.10 se observa un fenómeno bastante peculiar, que corresponde a un ángulo de ataque posterior a la pérdida para dos casos. En el caso de $\delta = 36^\circ$ ya habíamos visto que el flap estaba en pérdida, y con $\alpha = 16^\circ$ lo hace también el resto de la sección. Sin embargo, en el caso de $\delta = 12^\circ$ el soplado sobre el flap es tan efectivo que es capaz de adherir la capa límite en el mismo aún con el flujo separado en el perfil desde aproximadamente su punto de máximo espesor, entrando en pérdida entonces primero la parte fija antes que el comando.

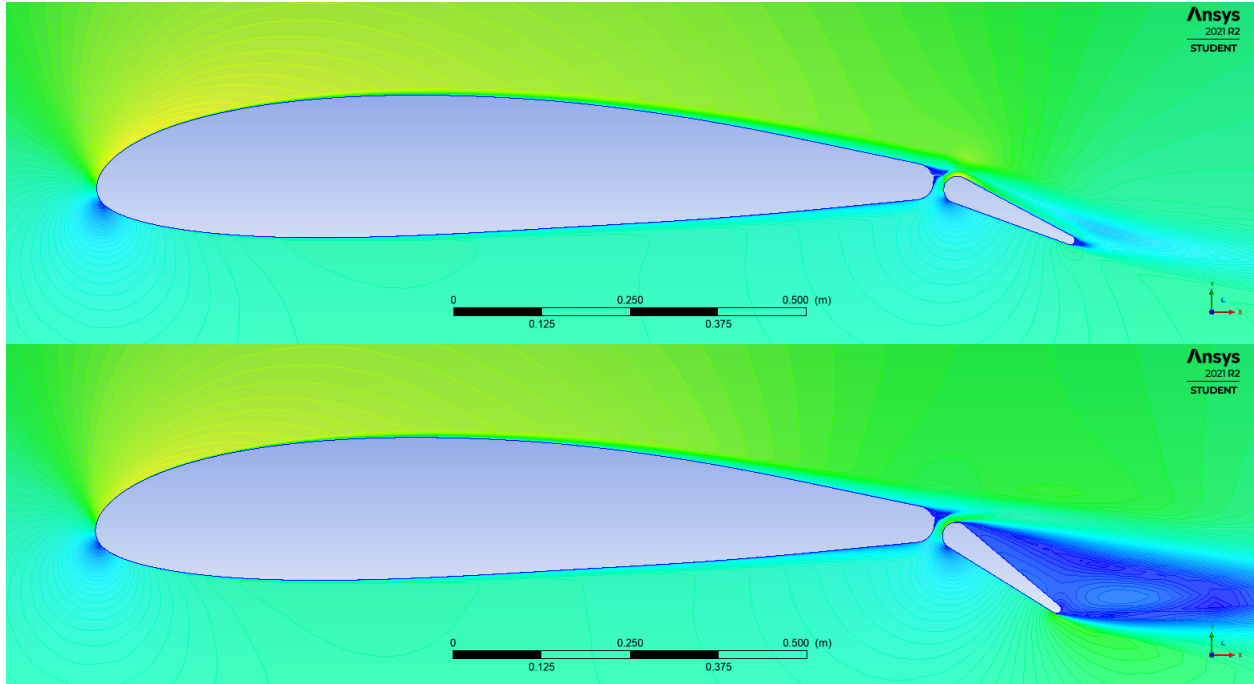


Figura 4.9: Contorno de velocidades para $\alpha = 2^\circ$, arriba $\delta = 24^\circ$, abajo $\delta = 36^\circ$

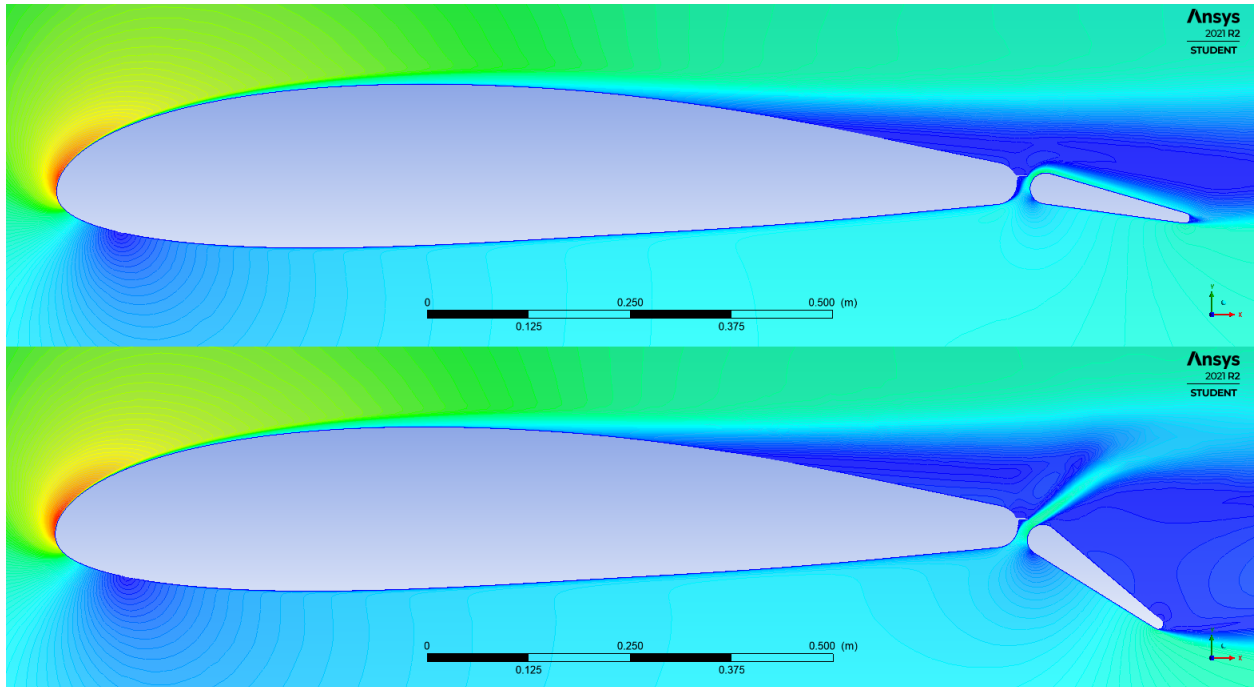


Figura 4.10: Contorno de velocidades para $\alpha = 16^\circ$, arriba $\delta = 12^\circ$, abajo $\delta = 36^\circ$

A partir de una rápida comparación entre los Tablas 4.1 y 4.2, no se notan cambios significativos en $C_l|_{\alpha=0}$ ni C_{dmin} para deflexiones bajas (hasta $\delta = 5^\circ$). Sí se aprecia una leve

mejora en la pendiente $C_{l\alpha}$ y mayores valores de C_{lmax} en el segundo caso.

4.1.3. Sin Gap

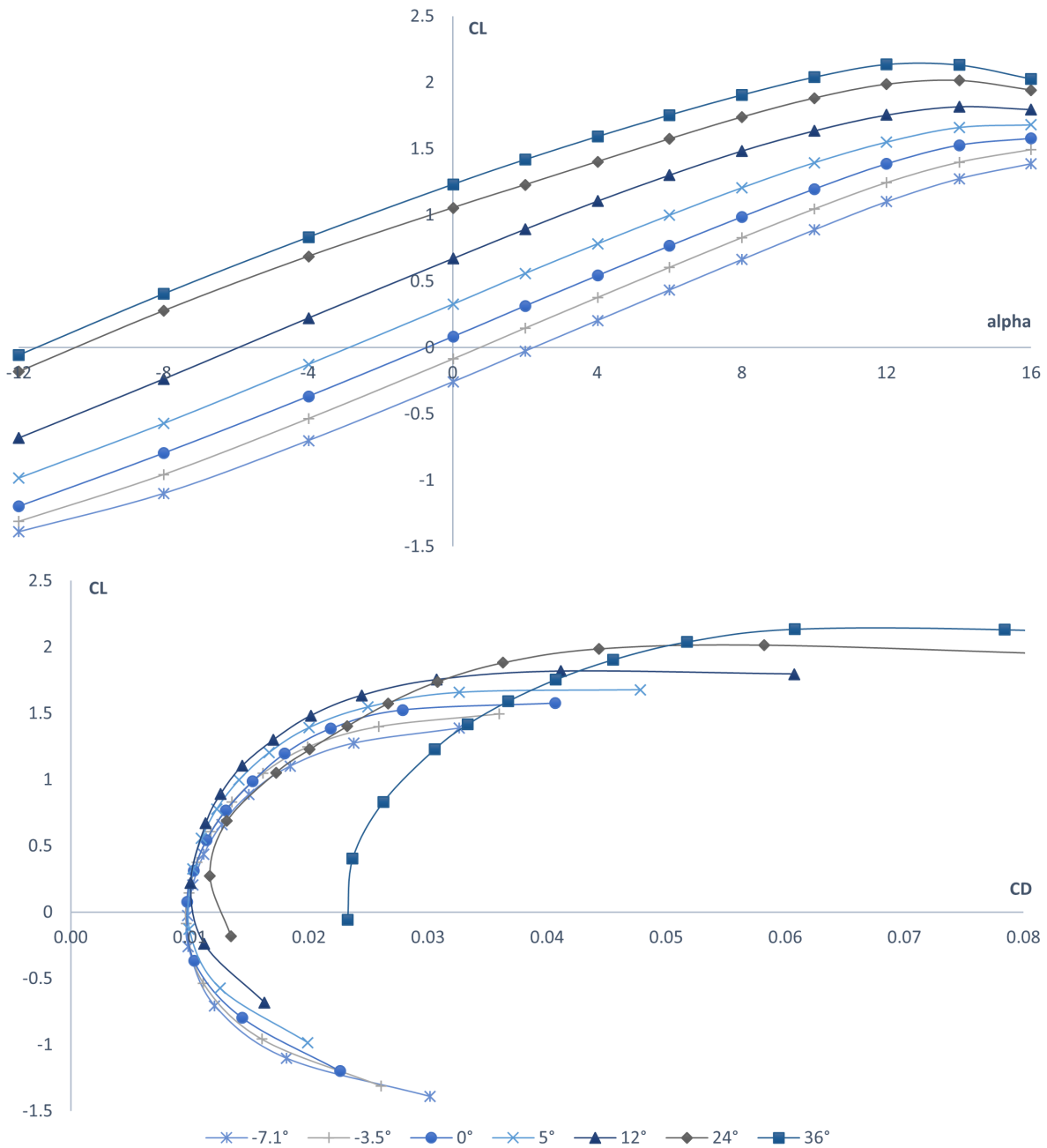


Figura 4.11: Curvas de C_l y C_d para el caso sin gap

A simple vista, vemos que las curvas 4.11 cuentan con mayor orden y regularidad, lo que puede ser beneficioso al confort y la maniobrabilidad. En el Tabla 4.3 notamos que este

δ	-7.1°	-3.5°	0°	5°	12°	24°	36°
$C_l _{\alpha=0}$	-0.26	-0.09	0.08	0.33	0.67	1.05	1.23
C_{dmin}	0.0098	0.0097	0.0098	0.0099	0.0101	0.0117	0.0232
$C_{l\alpha}$	0.114	0.114	0.114	0.113	0.108	0.089	0.093
α_0 [°]	2.2	0.7	-0.8	-2.9	-6.1	-11.8	-13.2
C_{lmax}	1.39	1.49	1.58	1.68	1.82	2.01	2.14
L/D_{max}	59.8	64.9	66.7	72.5	76.8	61.2	43.3
$\alpha_{L/D_{max}}$ [°]	12	10	10	8	4	2	4

Tabla 4.3: Algunas características de la curva sin gap

tercer caso no presenta cambios en el valor de $C_{l\alpha}$ (deflexiones moderadas), lo cual es cierto para comandos tipo *plain* según lo visto en [6].

A partir de una rápida comparación entre las Tablas 4.1, 4.2 y 4.3 notamos que en este último caso ha disminuido el valor de C_{dmin} para todas las deflexiones respecto a los otros dos casos, lo que se explica al no existir gap ni discontinuidad como se presentaba desde el marco teórico, (ver 2.2.1.1).

Sin embargo, no se puede ser tan general respecto a las características de sustentación. Aunque con $\delta = 36^\circ$ este caso presenta las mejores características de $C_{l\alpha}$ y C_{lmax} , cuando $\delta = 24^\circ$ el soplado que ocurre en el caso con gap parcialmente cubierto produce una pendiente $C_{l\alpha}$ un 20% mayor y un C_{lmax} aproximadamente 10% mayor al caso sin gap.

Como se muestra en las Figuras 4.12 y 4.13, a pesar de que el borde de ataque y una gran parte del perfil es igual en ambas configuraciones, la presencia o no del gap influye en el desarrollo del coeficiente de presiones aguas arriba, sobre dicho sector. Mientras ocurre el efecto de soplado, todo el extradós del perfil presenta mayor succión que el caso sin gap. Sin embargo, cuando este efecto ya no tiene lugar vemos como el gap le hace perder capacidades de sustentación a toda la sección.

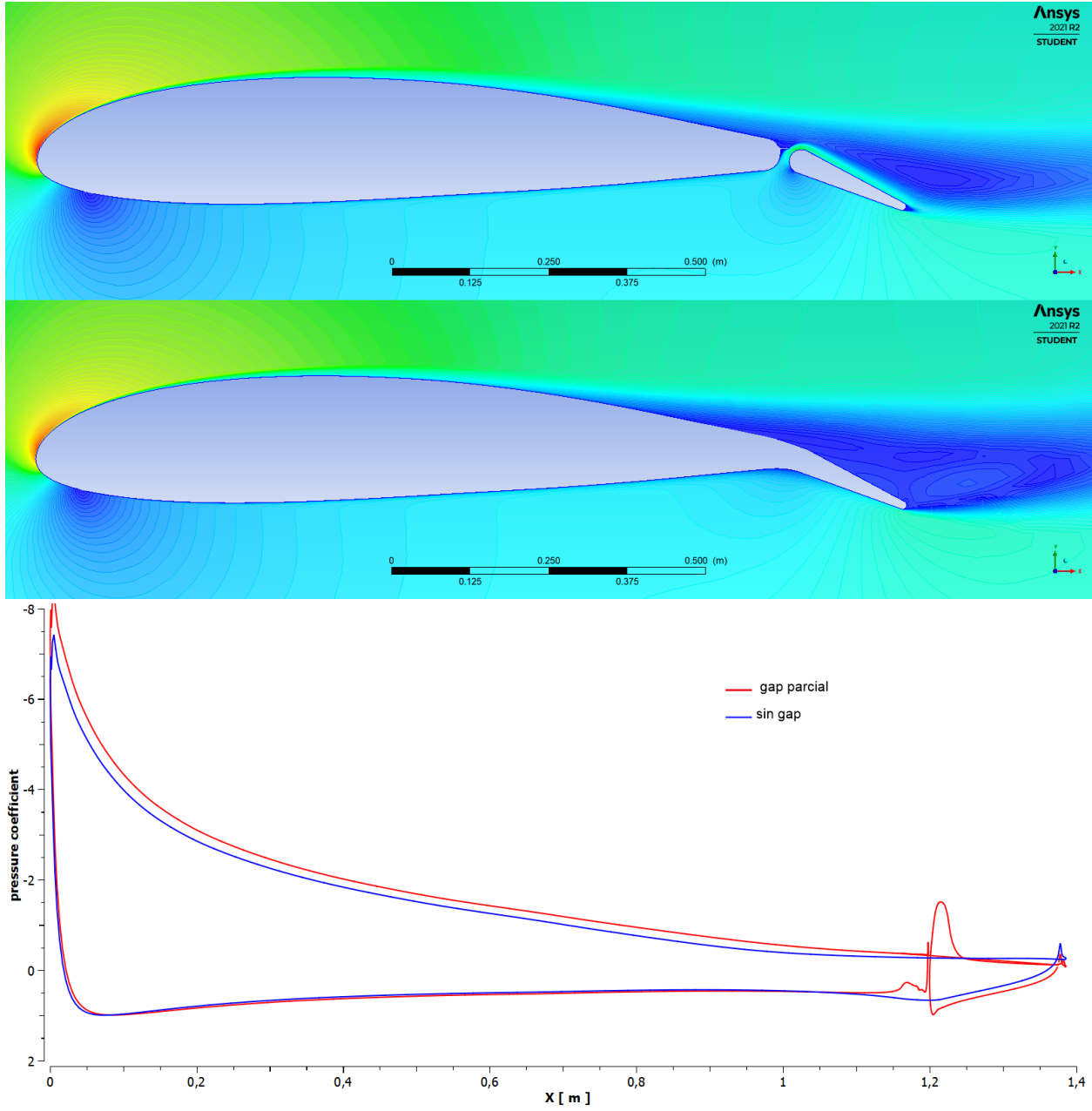


Figura 4.12: Comparación velocidades y coeficiente de presiones, α_{max} , $\delta = 24^\circ$

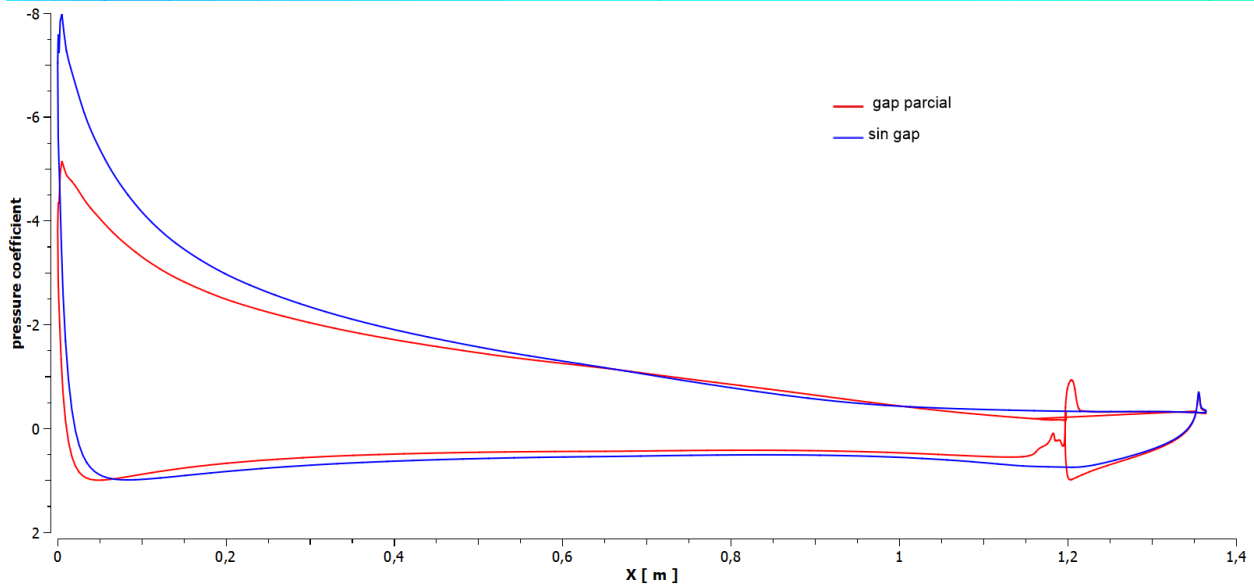
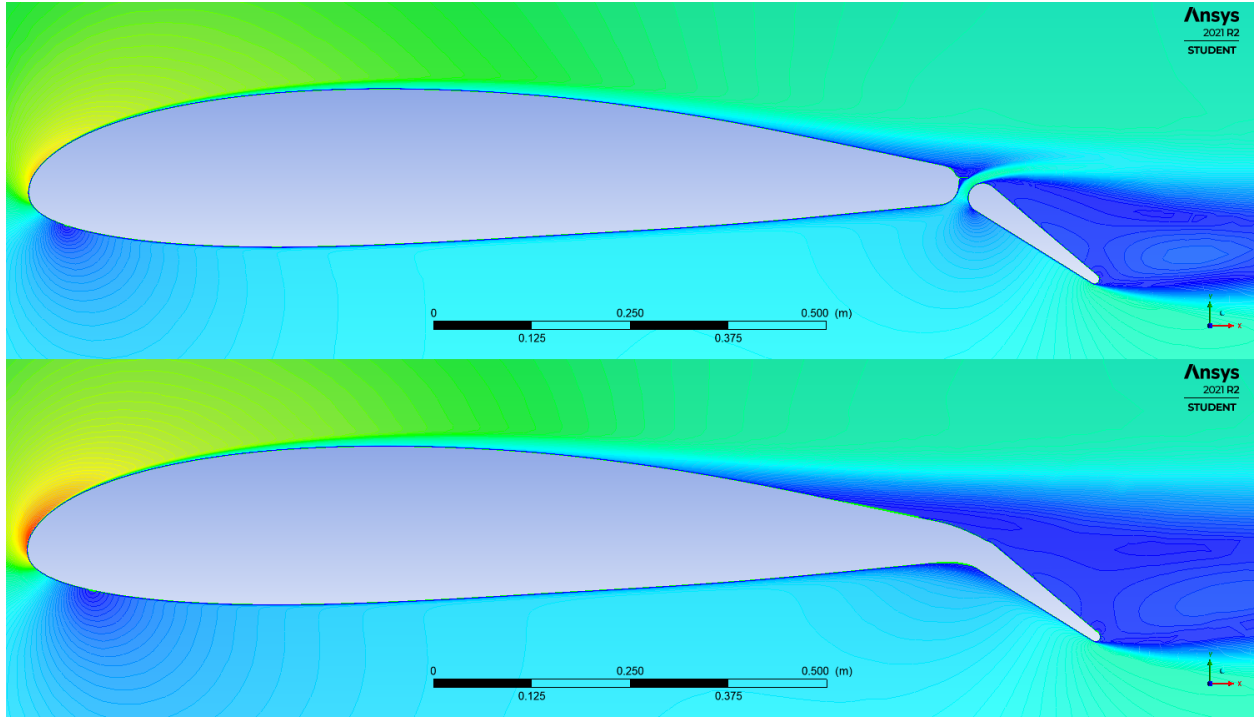


Figura 4.13: Comparación velocidades y coeficiente de presiones, α_{max} , $\delta = 36^\circ$

4.2. Curvas de momento de cabeceo y de charnela

El momento de cabeceo del perfil está medido al 25 % de la cuerda, posición en la cual su valor se mantiene aproximadamente constante respecto a variaciones de ángulo de ataque. En las curvas que se presentarán a continuación se podrá ver que esto ocurre siempre que el perfil y/o el comando no se encuentren en pérdida.

Este momento deberá ser compensado por alguna superficie aerodinámica en la aeronave, por lo tanto en este caso probablemente tendrá efecto en la posición de trimado del comando de elevador.

Por su parte, el momento de charnela es aquel producido por el campo fluidodinámico sobre la superficie móvil, medido en la ubicación de la bisagra. Es directamente proporcional a la fuerza que deberá ser aplicada por el piloto sobre los mandos para actuar en las superficies de control.

Sus derivadas, $C_{h\alpha}$ y $C_{h\delta}$ definen el ángulo de flotación según la expresión $\delta_{float} = -\frac{C_{h\alpha}}{C_{h\delta}}\alpha$, ángulo de deflexión que toma el comando *libre* en vuelo.

4.2.1. Con Gap

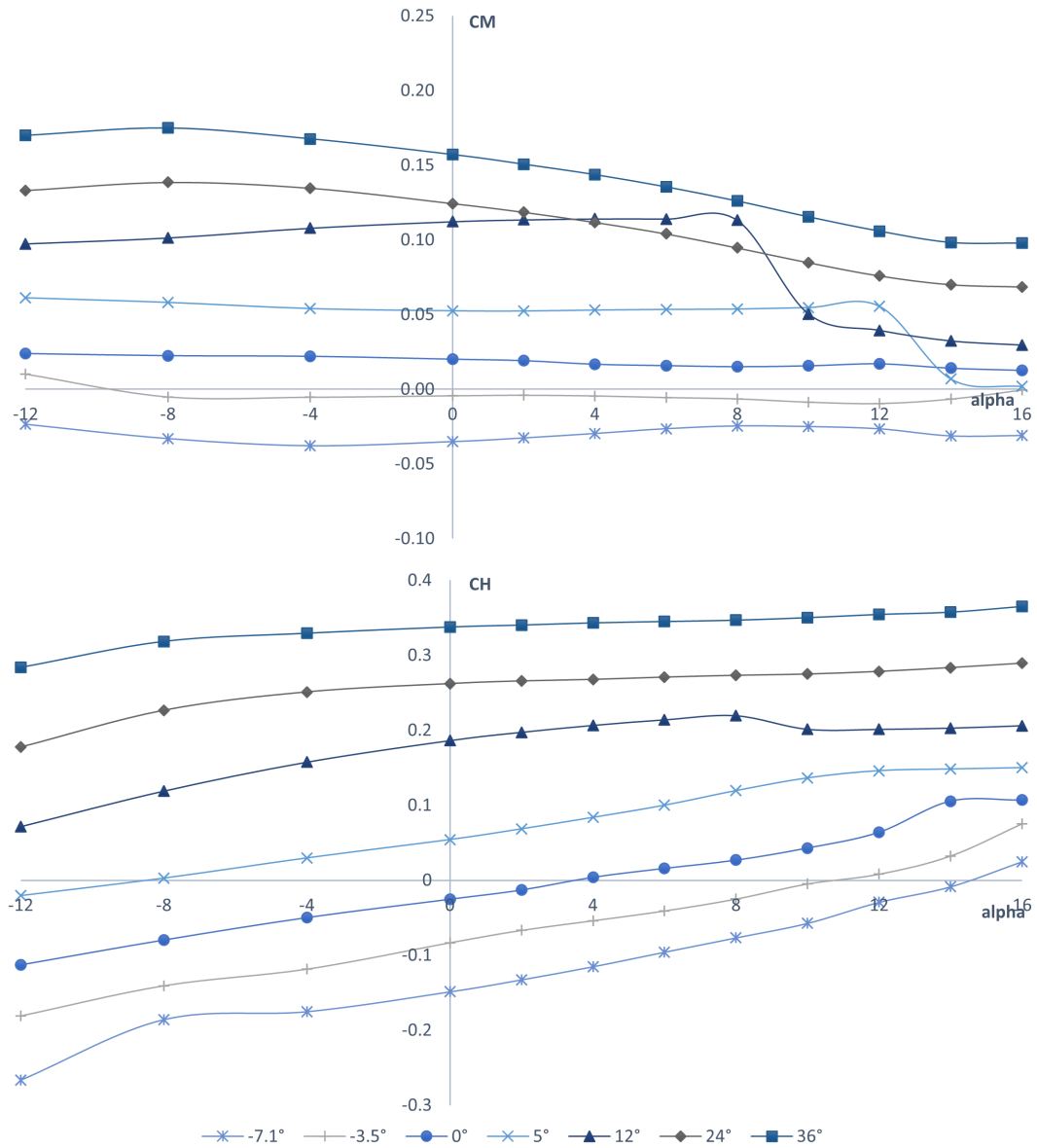


Figura 4.14: Curvas de C_m y C_h para el caso con gap

δ	-7.1°	-3.5°	0°	5°	12°	24°	36°
C_{m0}	-0.0350	-0.0043	0.0202	0.0526	0.1122	0.1244	0.1572
C_{h0}	-0.0299	-0.0167	-0.0050	0.0109	0.0374	0.0527	0.0679

Tabla 4.4: Valores de las curvas de momento con gap, $\alpha = 0$

4.2.2. Gap parcialmente cubierto

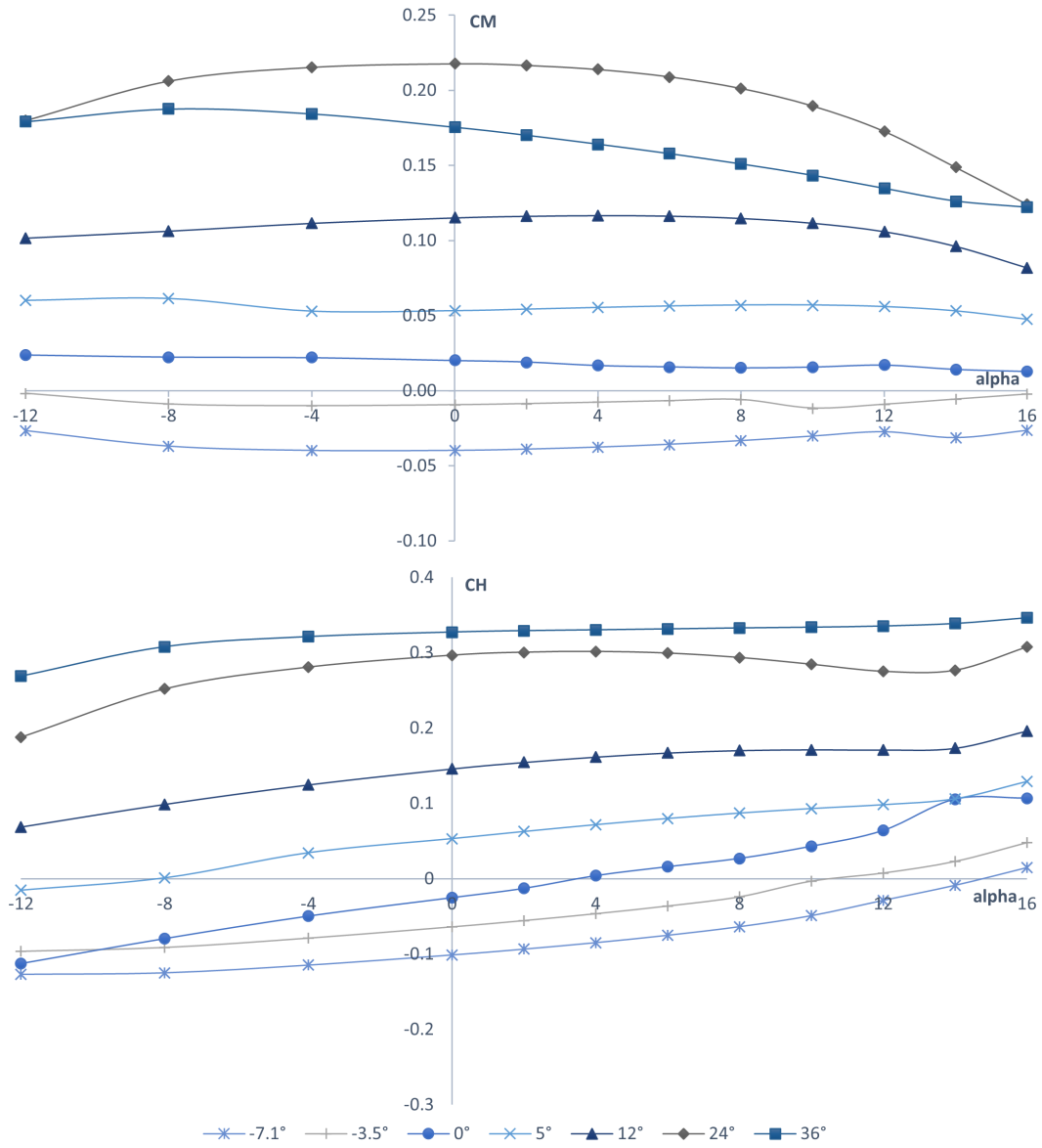


Figura 4.15: Curvas de C_m y C_h para el caso gap parcialmente cubierto

δ	-7.1°	-3.5°	0°	5°	12°	24°	36°
C_{m0}	-0.0397	-0.0093	0.0202	0.0534	0.1152	0.2177	0.1755
C_{h0}	-0.0203	-0.0128	-0.0050	0.0107	0.0293	0.0596	0.0658

Tabla 4.5: Valores de las curvas de momento con gap parcial, $\alpha = 0$

4.2.3. Sin Gap

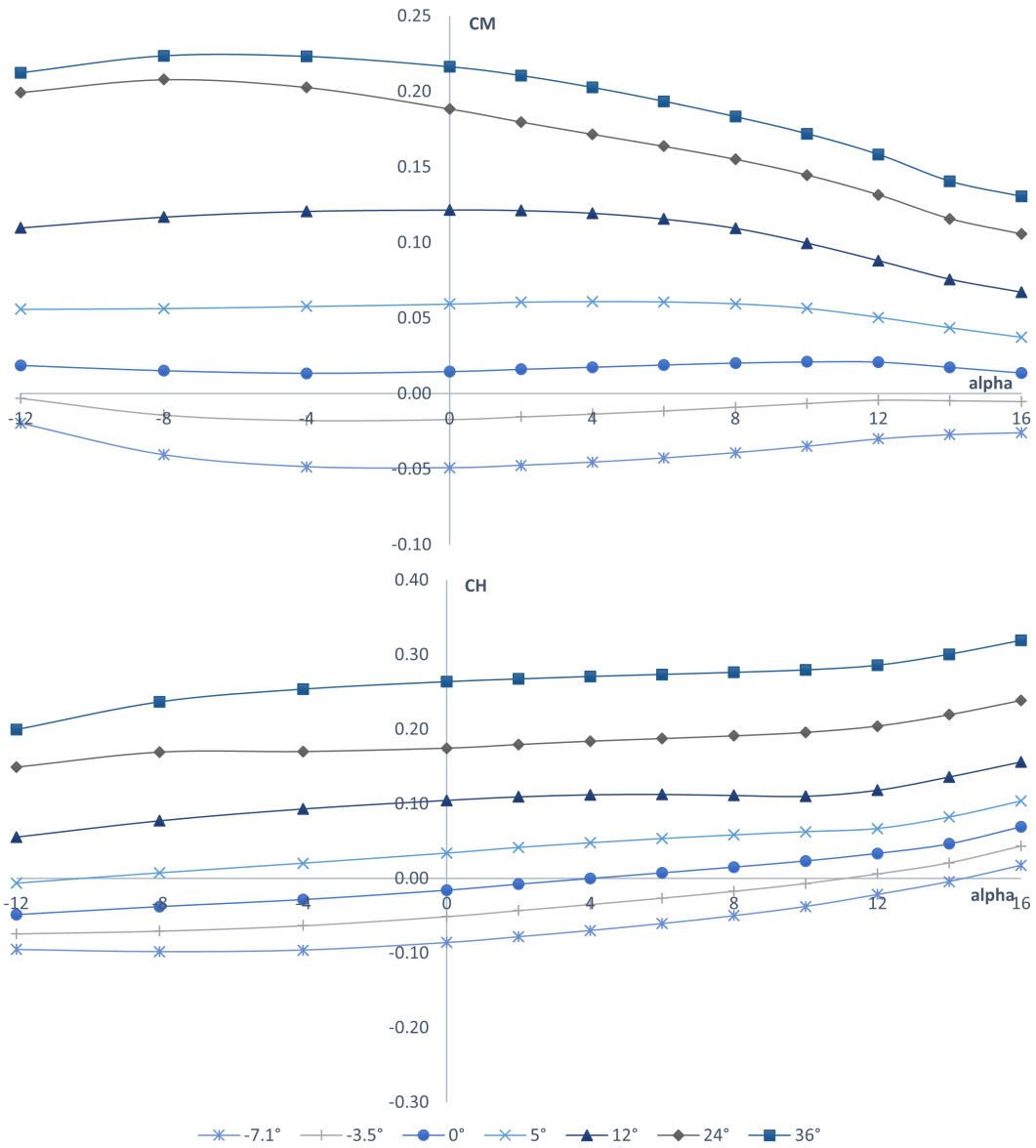


Figura 4.16: Curvas de C_m y C_h para el caso sin gap

δ	-7.1°	-3.5°	0°	5°	12°	24°	36°
C_{m0}	-0.0491	-0.0171	0.0146	0.0593	0.1215	0.1885	0.2164
C_{h0}	-0.0173	-0.0102	-0.0032	0.0068	0.0210	0.0351	0.0530

Tabla 4.6: Valores de las curvas de momento sin gap, $\alpha = 0$

4.3. Vuelo en crucero

En esta sección se analizará la fase de vuelo en crucero, condición en la que se ocupa la mayor parte del tiempo a una aeronave de la categoría.

Sabemos que durante el vuelo recto, nivelado y a velocidad constante [8] la potencia requerida corresponde al producto

$$P = V * D$$

donde V es la velocidad de vuelo y D es la resistencia total de la aeronave, la cual incluye la resistencia propia del perfil además de otras componentes que no se analizan en este trabajo, como la resistencia inducida, por interferencia, de base, de trimado.

La sustentación, por su parte, es la encargada de equilibrar el peso. Tomando el peso máximo (sección 1.1) se obtiene el valor

$$C_L = 0,32$$

siendo este el valor de sustentación global de toda la aeronave. En este caso asumiremos que el ala, principal superficie sustentadora, es la encargada de generar dicha sustentación.

Se tendrán en cuenta algunas consideraciones sencillas de la generación de sustentación en alas de envergadura finita. En primer lugar, sabemos que toda superficie sustentadora tendrá asociada una componente de resistencia inducida por esa sustentación, la cual disminuirá proporcionalmente con el alargamiento alar [6]. El coeficiente adimensional vale

$$C_{Di} = \frac{C_L^2}{\pi A}$$

Es decir, en esta situación donde C_L está definido, la componente de resistencia inducida será aproximadamente igual para las 3 configuraciones, y la diferencia de resistencia estará dada por la resistencia propia del perfil.

La pendiente de sustentación tridimensional siempre disminuye respecto a la del perfil, y se las puede relacionar utilizando una expresión que es función del alargamiento alar.

$$C_{L\alpha} = C_{l\alpha} \frac{A}{2 + \sqrt{4 + A^2}}$$

También es conocido que un ala sin torsión y sección constante presenta el mismo ángulo de sustentación nula α_0 que el perfil que la conforma, y ya que

$$C_L = C_{L\alpha}(\alpha - \alpha_0)$$

$$C_l = C_{l\alpha}(\alpha - \alpha_0)$$

Multiplicando $(\alpha - \alpha_0)$ en ambos lados la expresión anterior y conocido C_L , obtenemos

$$C_l = 0,427$$

A partir de las pendientes $C_{l\alpha}$ obtenidas en las simulaciones con $\delta = 0^\circ$, vemos que en cada caso se obtiene un valor de ángulo de ataque diferente para el vuelo en crucero.

	con gap	gap parcial	sin gap
α	2.85	2.86	3.00
C_d	0.01068	0.01049	0.01035

Tabla 4.7: Resistencia propia de perfil, vuelo en crucero

Finalmente, se realiza un ajuste polinómico para obtener el valor C_d de las polares de resistencia C_d vs C_l . Los resultados obtenidos se presentan en 4.7

Se nota como en cada caso se disminuye levemente la resistencia del perfil, y también se ve el mayor ángulo de ataque geométrico que requiere el último caso, debido a tener α_0 desplazado a la derecha.

Repasando la Figura 2.6 del Marco Teórico, y sabiendo que la relación e/c en nuestro caso es del 1,2 % podemos comprobar que la diferencia ΔC_d entre el caso con gap y sin gap es muy similar a lo encontrado en la bibliografía.

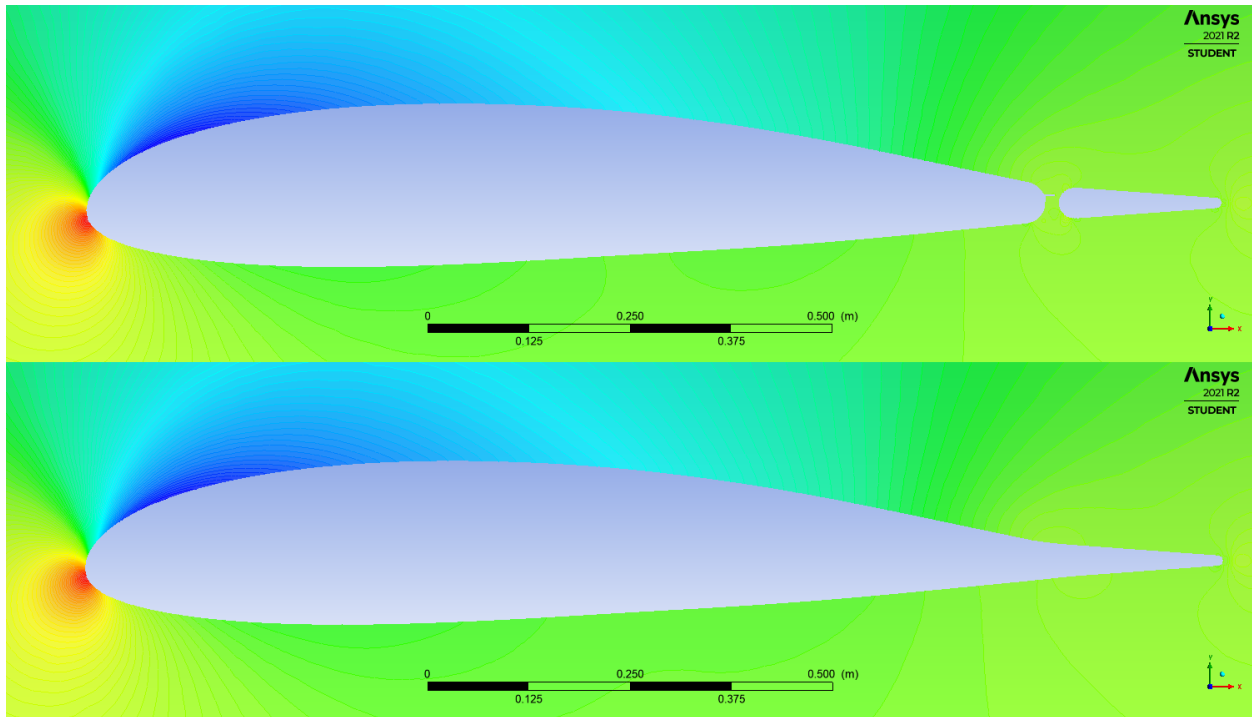


Figura 4.17: Contorno de presiones, $\alpha = 4^\circ$, $\delta = 0^\circ$, arriba gap parcial, abajo sin gap

En la Figura 4.17 se muestra la alternativa actual y la propuesta, simuladas en $\alpha = 4^\circ$. La reducción de resistencia al cubrir el gap es del 1,35 %. En ambos casos, la resistencia de piel corresponde entre un 63 % a 65 % de la resistencia total, casi duplicando a la resistencia por presiones.

4.4. Efectividad del comando

Se define τ de forma que $C_l = C_{l_\alpha}(\alpha + \tau\delta)$ [6], por lo tanto

$$\tau = \frac{\frac{\partial C_l}{\partial \delta}}{\frac{\partial C_l}{\partial \alpha}}$$

Se lo conoce como efectividad ya que representa el cambio en la actitud de la aeronave que se debería realizar para obtener el mismo aumento de sustentación que se consigue con un grado de deflexión del comando.

Ambas derivadas se calculan por el método de ajuste de los mínimos cuadrados, para valores de α y δ donde estas variaciones son aproximadamente lineales, lo cual es suficientemente cierto para un amplio rango de α lejos de la pérdida, y para las deflexiones que ocurren en la utilización del alerón.

En la Figura 4.18 se lo grafica en función de δ de manera comparativa entre los 3 casos bajo estudio. Podemos notar la mejora que trae cubrir parcialmente el gap respecto a la geometría original, siendo la mayor ventaja utilizar el perfil sin gap al tener valores siempre mayores que representan una mejor respuesta de los comandos.

Se comprobó que estas curvas no tienen mayores variaciones cuando se evalúan en diferentes ángulos de ataque.

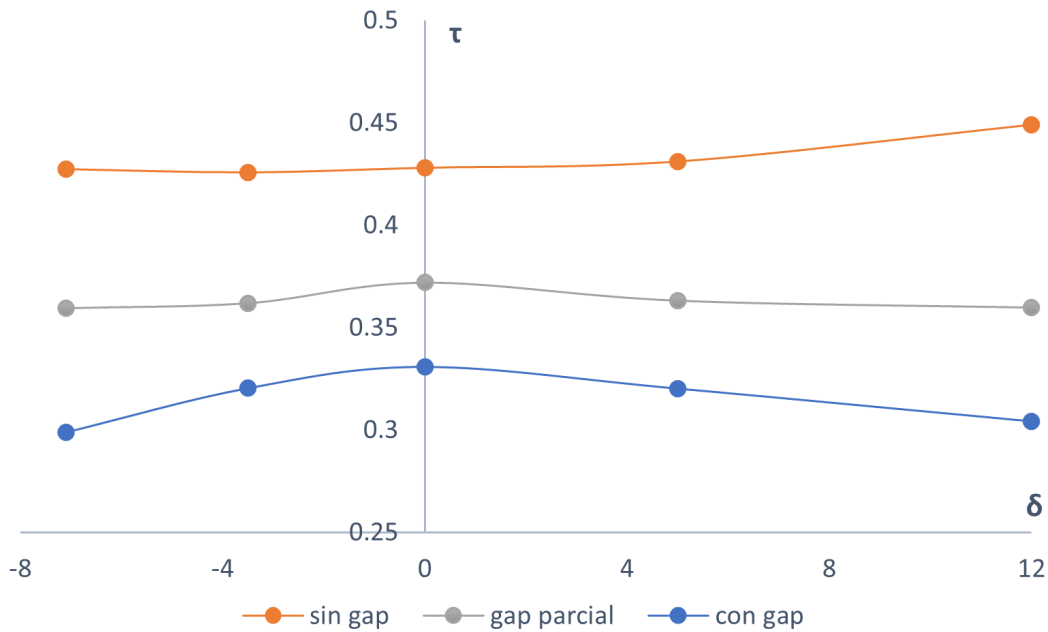


Figura 4.18: Efectividad del comando en función de δ para $\alpha = 0^\circ$, 3 casos

Cuando las deflexiones son muy elevadas, el comportamiento de este parámetro ya no es tan constante. Para mostrar el comportamiento del flap, en la Figura 4.19 se grafica el

aumento de sustentación que tiene lugar al deflectorlo desde la posición $\delta = 0^\circ$. Nuevamente se comprobó que el comportamiento de estas curvas no varía con los diferentes ángulos de ataque.

Se aprecia la mayor pendiente $C_{l\delta}$ que tiene el perfil sin gap al comienzo de la curva respecto a los otros dos casos, lo que se corresponde con lo presentado anteriormente.

También se nota, para este caso, un comportamiento mucho más suave en el aumento de la sustentación a medida que se defleca el flap, alcanzando el mayor aumento en valor absoluto y de manera progresiva.

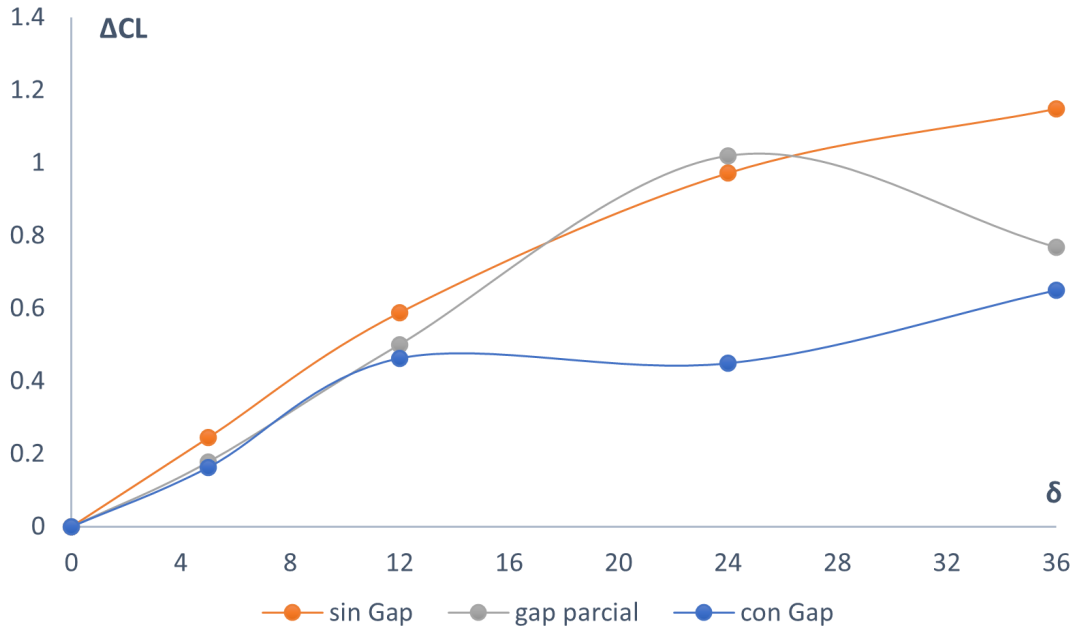


Figura 4.19: ΔC_l en función de δ para $\alpha = 0^\circ$, 3 casos

4.4.1. Actuación del alerón diferencial

En la presente subsección, se trabaja con la diferencia de sustentación y resistencia que se produce entre las secciones alares cuando se utiliza el comando de alerón diferencial, a partir de los resultados de los casos $\delta = -7,1^\circ$ y $\delta = 5^\circ$.

La diferencia de sustentación producirá un momento de rolido, mientras que la diferencia de resistencia hace lo propio con el momento de guiñada.

En las Figuras 4.20, 4.21 y 4.22 se muestran los campos de velocidades para los 3 casos bajo estudio en el mismo orden que se han ido presentando anteriormente.

El operador Δ en esta subsección refiere a la diferencia calculada en los coeficientes entre la sección que sube (más sustentación) y la que baja. Se presentan algunos valores correspondientes a ángulos de ataque que podrían darse en un viraje.

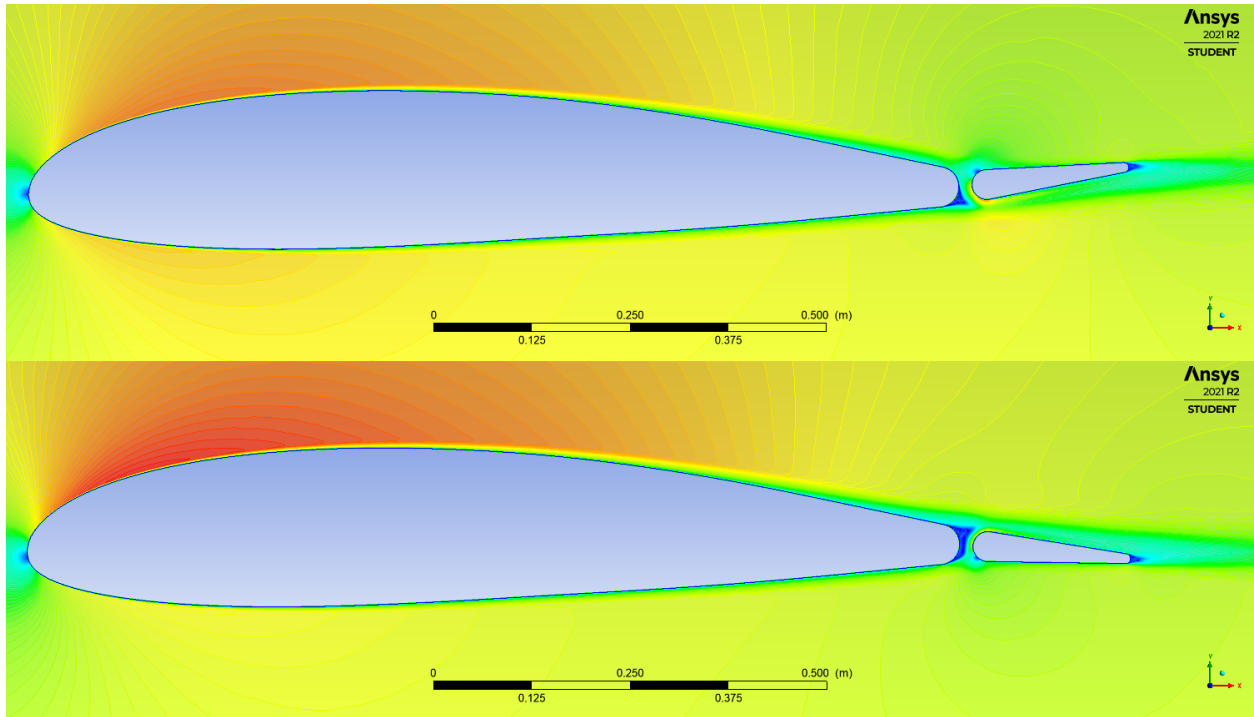


Figura 4.20: Campos de velocidades, $\alpha = 2^\circ$, arriba $\delta = -7^\circ$, abajo $\delta = 5^\circ$, con gap

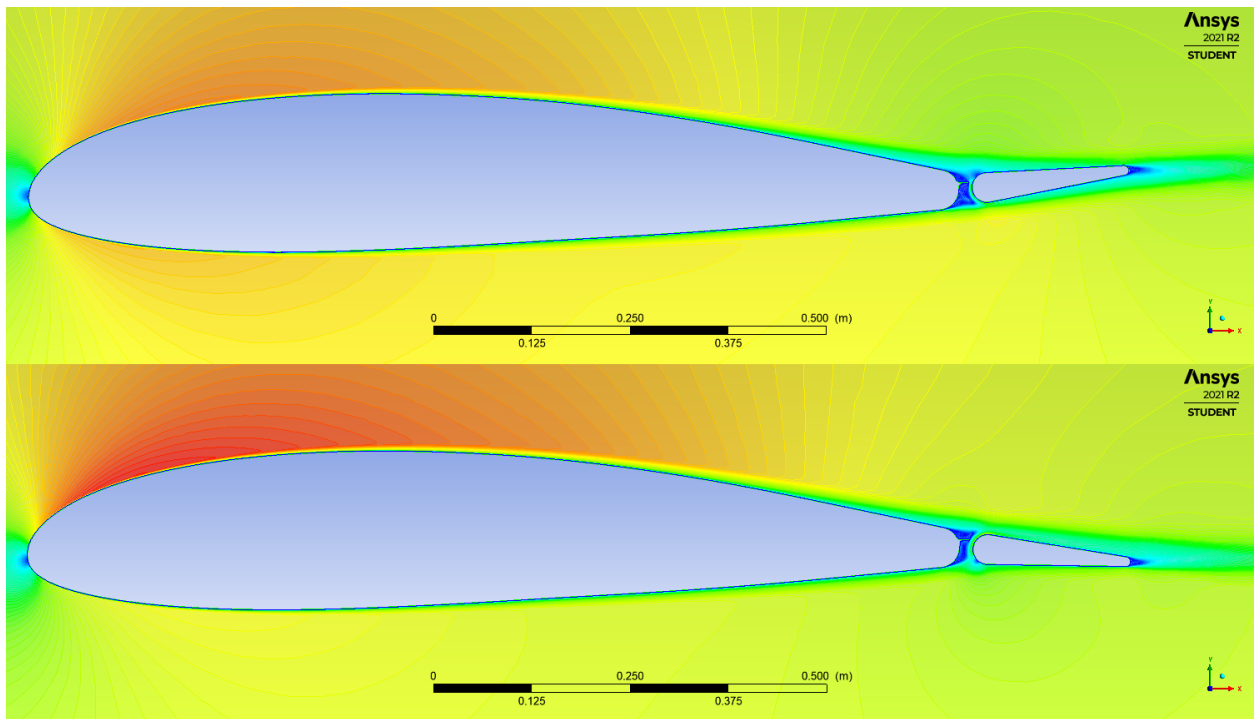


Figura 4.21: Campos de velocidades, $\alpha = 2^\circ$, arriba $\delta = -7^\circ$, abajo $\delta = 5^\circ$, gap parcial

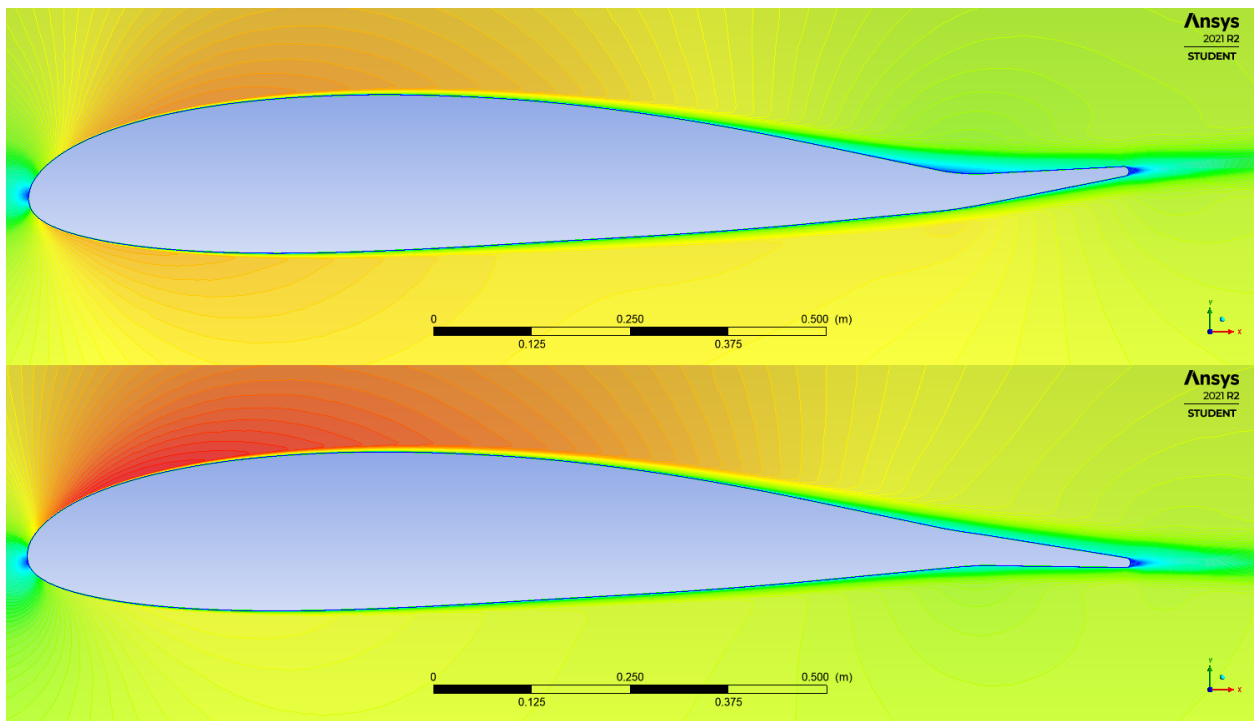


Figura 4.22: Campos de velocidades, $\alpha = 2^\circ$, arriba $\delta = -7^\circ$, abajo $\delta = 5^\circ$, sin gap

En la Figura 4.24 podemos ver gráficamente la diferencia de sustentación que genera cada una de las configuraciones.

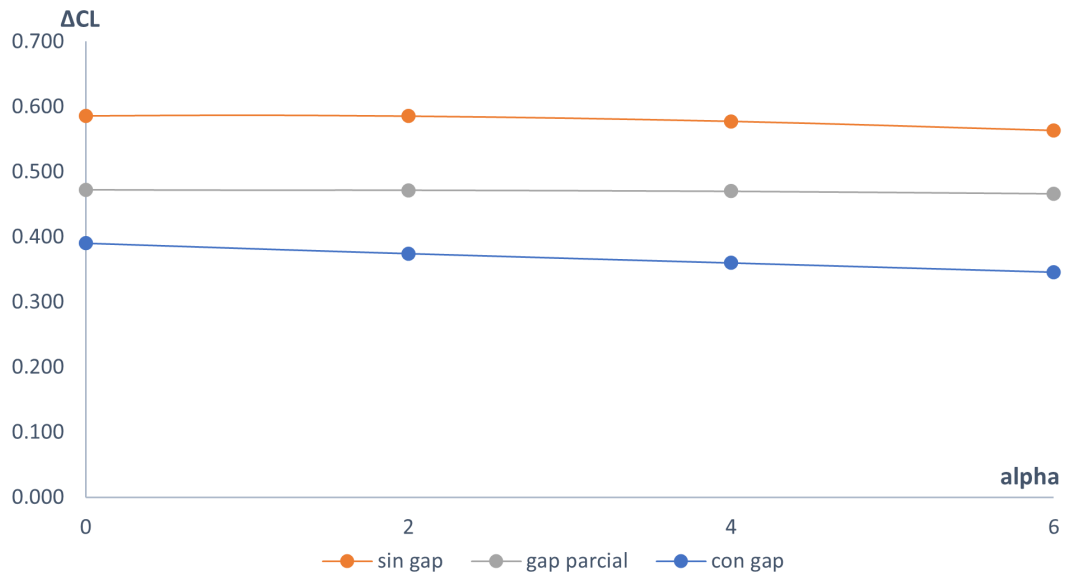


Figura 4.23: ΔC_l en función de α , 3 casos

En la Figura ?? podemos ver el momento de charnela combinado que se genera sobre la bisagra en esta misma situación.

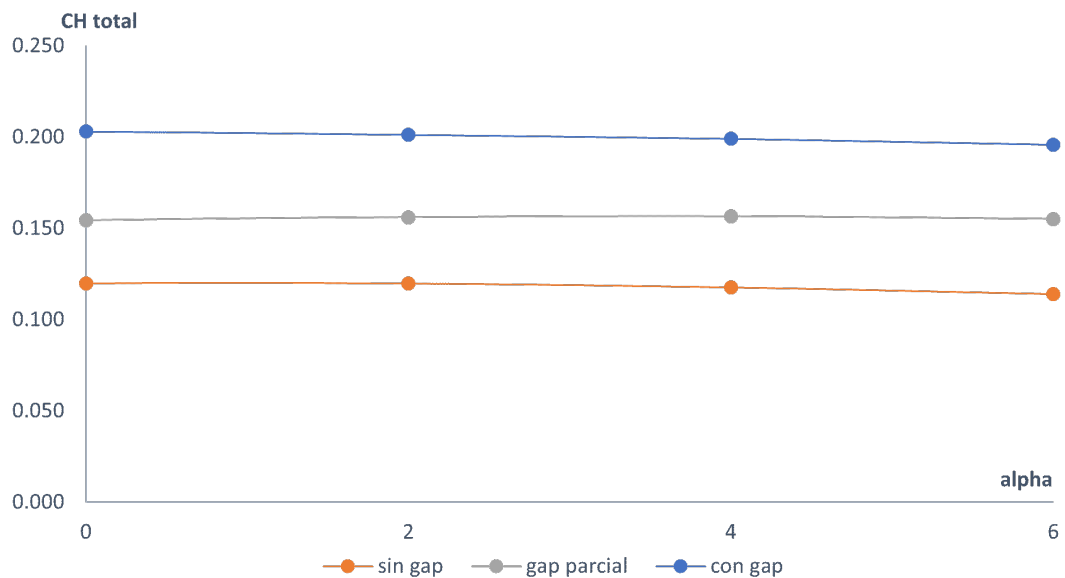


Figura 4.24: C_h en función de α , 3 casos

La geometría sin gap es capaz de generar un mayor momento de rolo que las otras geometrías en todos los ángulos de ataque, disminuyendo al mismo tiempo la fuerza a aplicarse en los mandos de control.

Conclusiones

Reducción de consumo en crucero Se pueden obtener diferencias en las potencias requeridas para cada caso haciendo uso de la información presentada en la Tabla 4.7 y la expresión

$$P_{req} = \frac{1}{2} \rho V^3 bc C_d$$

La reducción de potencia requerida es pequeña. Para el caso sin gap corresponde a 0,15 HP respecto a la alternativa actual y a 0,35 HP respecto a la geometría básica. Es decir, no se evidencia una gran reducción de potencia en crucero.

Se debe tener cuidado con este resultado, el cual es válido dentro de todas las hipótesis realizadas a lo largo del trabajo, entre las que se incluyen despreciar el espesor de los elementos plásticos o cualquier pequeña filtración que se pueda dar entre ellos, el desconocimiento de la rugosidad del ala, además de otras fuentes de error propias de la técnica de CFD (numéricos) y del tipo de simulación realizada (limitaciones del modelo matemático).

Alerones Se pudo apreciar la mejora en la performance de los alerones sin gap a partir de τ (Figura 4.18), el cual toma valores aproximados de 0.43, 0.36 y 0.32 para cada configuración respectivamente.

Asociado a esto, en un ejemplo aplicado se observó como la configuración sin gap brinda momento de rolido mayor a las otras configuraciones, aproximadamente un 50 % mayor respecto a la geometría base y un 20 % mayor a la alternativa actual. (Figura 4.24)

Flaps En la Figura 4.19 se puede notar la ventaja de utilizar estos elementos que sellan el gap al pensar en la función principal de los mismos, la cual es aumentar la sustentación de forma progresiva con cada punto desplegado.

A partir de todo lo presentado, se recomienda el uso de los elementos que sellan el gap en el avión Petrel 912i.

Trabajo Futuro

- Continuar el trabajo con un modelo CFD 3D, de forma de poder analizar completamente la influencia del gap al incorporar los efectos tridimensionales.
- Comparar resultados con un estudio experimental, mediante el ensayo de un modelo a escala en túnel de viento.

Bibliografía

- [1] Harry Riblett “GA Airfoils, a catalog of airfoils for general aviation use”, 1996.
- [2] Sighard F. Hoerner “Fluid-Dynamic Drag”, 1965.
- [3] Ansys Fluent “User’s Manual”.
- [4] Ira H. Abbott, Albert E. Von Doenhoff “Theory of Wing Sections, including a summary of airfoil data”, 1949.
- [5] Frank M. White “Fluid-Mechanics”, 4th edition.
- [6] Barnes W. McCormick “Aerodynamics, Aeronautics and Flight Mechanics”, 1979.
- [7] Michael V. Cook “Flight Dynamics Principles”, 2007.
- [8] Courtland D. Perkins, Robert E. Hage “Airplane Performance, Stability and Control”, 1949.