



**Escola Tècnica Superior
d'Enginyeria Industrial de Barcelona**

UNIVERSITAT POLITÈCNICA DE CATALUNYA

TRABAJO DE FIN DE GRADO

TÍTULO DEL TFG: Estudio aerodinámico de un dispositivo de punta alar o winglet

TITULACIÓN: Grado en Ingeniería en Tecnologías Industriales

AUTOR: Pablo Guillén Lázaro

DIRECTOR: Enric Trillas Gay

FECHA: 23 de Junio de 2016

RESUMEN

“Estudio aerodinámico de un dispositivo de punta alar o winglet”

La propia intuición del hombre le ha servido bastante bien, en cierto modo, a la hora de percibir la realidad que acontece de los fenómenos aerodinámicos más simples que le rodean.

Sin embargo, hay ciertos fenómenos que a simple vista, o que incluso con un conocimiento básico en la mecánica de fluidos, no podrían ni llegar a imaginarse.

Se trata en este caso del efecto provocado por la generación de turbulencias por la parte de la punta del ala de un avión. Se quiere describir, en efecto, las resistencias inducidas que se generan sobre el perfil aerodinámico, el cual recibe una resistencia aerodinámica añadida, algo que se quiere evitar a toda costa.

La aplicación del dispositivo de punta alar conlleva una mejora sustancial en cuanto a la eficiencia de vuelo. A decir verdad, estrictamente hablando, la mejora es únicamente de un 3-5%, que aunque parece algo mínimo e incluso poco significativo, se acaba traduciendo a un ahorro sustancial del combustible durante el trayecto del vuelo.

Está claro, que si las grandes compañías invierten en la investigación e implementación de mejoras aerodinámicas como éstas, es debido a su rentabilidad. Se puede decir que, aparte de una mejora aerodinámica, que optimiza la eficiencia del perfil, reduciendo el consumo a largo plazo, que a su vez rebaja el presupuesto invertido en el costoso combustible fósil, el queroseno, también se consigue indirectamente una emisión menor de los gases producto de la combustión que afectan negativamente al medioambiente.

Dicho campo, a pesar de parecer a primera vista algo simple, puede llegar a extenderse de forma considerable.

Por todo ello, el objetivo de este proyecto consistirá en realizar un estudio aerodinámico de un perfil con winglet y sin él. Se analizará y se determinará cuantitativamente los resultados mediante un programa de simulación de CFD (ANSYS WORKBENCH 16.2), estudiando la variación de las resistencias aerodinámicas que ofrece dicho perfil sin o con winglet incorporado. Se tratará, por lo tanto, de analizar las ventajas que ofrece la implementación de éste dispositivo a un perfil aerodinámico. El TFG constará de una parte introductoria para describir la aerodinámica y las condiciones de contorno propias del perfil a simular, un estudio teórico con simulación numérica de donde se obtendrán las conclusiones oportunas y un estudio de rendimiento, costes y medio ambiente.

ÍNDICE

RESUMEN.....	3
ÍNDICE	4
1. PREFACIO	7
1.1. Origen del proyecto	7
1.2. Motivación.....	7
2. INTRODUCCIÓN	9
2.1. Objetivo del proyecto.....	9
2.2. Alcance del proyecto	9
2.3. Procedimiento CFD	9
2.4. Importancia del CFD.....	10
3. LA AERODINÁMICA DE LOS PERFILES ALARES.....	11
3.1. El perfil y el ala.....	11
3.2. Estructura de la aeronave	12
3.3. Las alas.....	12
3.4. Principios aerodinámicos básicos	13
3.4.1. Número de Mach	13
3.4.2. Sustentación.....	14
3.4.3. Conceptos clave.....	15
3.4.4. Factores que afectan a la sustentación	16
3.4.5. Resistencia	18
3.4.6. Resistencia mínima	20
3.4.7. El conjunto de fuerzas	20
3.4.8. Ángulo de ataque y pérdida.....	22
4. CONDICIONES DE CONTORNO EN LA SIMULACIÓN	25
4.1. Introducción.....	25
4.2. Condiciones de contorno.....	26
4.2.1. Características de la atmósfera	26
4.2.2. Atmósfera tipo	27
4.2.3. Velocidad relativa del viento	28
4.2.4. Ángulo de ataque.....	28

4.2.5. Régimen del fluido	28
5. SIMULACIÓN DE UN PERFIL AERODINÁMICO.....	29
5.1. Elaboración De Una Geometría - "Geometry"	29
5.1.1. Geometría principal	29
5.1.2. Túnel de viento.....	37
5.2. Mallado - "Mesh"	39
5.2.1. Default mesh - Detalles del mallado por defecto	39
5.2.2. Details of sizing - Refinamiento de la malla.....	40
5.2.2. Insert sizing - Mejora de la malla 1.....	41
5.2.3. inflation - Mejora de la malla 2.....	42
5.2.4. Body sizing 1 - Mejora de la malla 3	43
5.2.5. Body sizing 2 - Mejora de la malla 4	45
5.2.6. Modificar la malla entera	46
5.3. Caracterización de las condiciones de contorno - "Set Up"	49
5.3.1. Dominio del fluido – Domain: Default Domain.....	49
5.3.2. Superficies de la geometría	51
5.3.3. Inlet.....	52
5.3.4. Outlet y FreeWalls	53
5.3.5. Wall	54
5.3.6. Symmetry.....	54
5.3.7. Ángulo de ataque.....	55
5.3.8. Monitores Lift y Drag.....	56
5.4. Simulación - "Solution"	57
5.5. Resultados - "Results"	60
5.5.1. Perfil de velocidades y de presiones en condiciones de trabajo - 6°	60
5.5.2. Perfil 3D de velocidad y presión	62
5.5.3. Líneas de corriente en el dominio del fluido - Streamlines	63
5.5.4. Fuerza de los vórtices	64
5.5.5. Distribución de fuerzas en el ala	66
5.5.6. Coeficientes Lift y Drag	71
5.5.7. Estudio dentro de la zona de pérdida - 22°	73
6. PLANIFICACIÓN.....	79
7. COSTES	81

8. IMPACTO AMBIENTAL.....	83
9. CONCLUSIONES	84
10. BIBLIOGRAFÍA	85

1. PREFACIO

1.1. Origen del proyecto

La idea original del proyecto radicaba en el estudio de un perfil aerodinámico en relación a la Fórmula 1. Sin embargo, la pieza final de estudio que sería en última instancia la elegida para el trabajo, fue, como ya se sabe, el winglet. Debido a ésta elección, se optó por elegir el perfil más representativo en el cual se usan los dispositivos de punta alar, el ala de un avión.

En el caso de un Fórmula 1, la opción es también igual de viable, pero se tendría que elegir una zona en concreto, ya que el monoplaza dispone de dicho dispositivo en varias zonas. Además la geometría compleja podría ocasionar el obtener resultados que no fueran suficientemente representativos del dispositivo que se quiere estudiar.

Se sabe pues, que con el estudio de un perfil alar con y sin winglet se podrán obtener valores que se podrán comparar con la realidad. La intención es poder obtener resultados mediante métodos numéricos que sean suficientemente representativos lo que motiva la elección de dicho perfil.

En otra palabras y para acabar, un estudio de un winglet en un Fórmula 1 puede suponer hallar una ganancia (o pérdida, según como se mire) de resistencia aerodinámica, de entre muchísimas, ya que el monoplaza dispone de muchos elementos que optimizan su perfil aerodinámico. Dicho estudio no sería tan significativo. En el caso del perfil alar se podrá analizar y corroborar con la realidad los resultados que en principio se han estudiado (por ejemplo, comparándolo con el ahorro de combustible que se consigue gracias a la implementación del dispositivo).

1.2. Motivación

Dos aspectos básicos motivan la realización de éste.

La corroboración teórica de los efectos de la resistencia inducida sobre el perfil aerodinámico. Se trata en efecto de una dinámica, que a simple vista, o que por pura intuición uno no se puede percatar. En la imagen de la derecha se puede observar un esquema sencillo de como la diferencia entre añadir el dispositivo o no añadirlo puede significar una gran desigualdad en las líneas de corriente, algo que a simple vista sería difícil de imaginar.

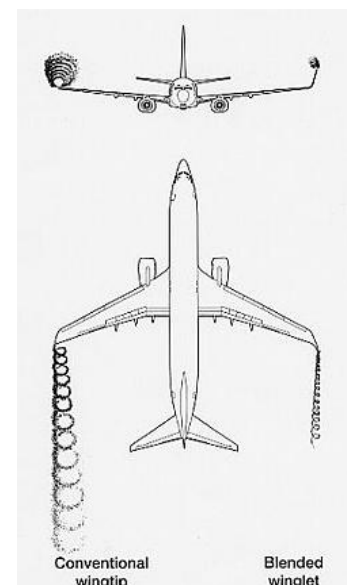


Ilustración 1: Efecto del winglet

Por otro lado, también está el hecho de poder obtener la habilidad y pericia necesarias para llevar a cabo una simulación (o varias) de la cual se pueda obtener unos resultados fehacientes y representativos de la realidad. Este punto, el hecho de aprender a realizar el proceso completo y adquirir el conocimiento y habilidades oportunas para llevarlo a cabo son un punto a favor para añadir a la motivación del proyecto.

El programa que se utilizará para realizar la simulación numérica será el que se puede usar en la propia Escuela, el ANSYS: WORKBENCH 16.2.

En última instancia se quiere analizar la aerodinámica de ambos perfiles y responder a la pregunta que motiva la idealización de este proyecto:

¿En qué medida (y si es posible cuantificar) se mejora el rendimiento (si es que mejora) del perfil alar debido al hecho de implementar el dispositivo de punta alar?

2. INTRODUCCIÓN

2.1. Objetivo del proyecto

El objetivo principal del proyecto es corroborar como la implementación de un winglet al perfil alar supone una mejora del rendimiento debido a la reducción de la resistencia aerodinámica inducida.

Dicho objetivo se estudiará mediante una simulación numérica, a la vez que se adquieren los fundamentos para poder ejecutar el programa obteniendo una simulación representativa de la realidad.

2.2. Alcance del proyecto

Obtener unos buenos resultados y poder corroborar la cuestión principal es, obviamente, parte primordial del proyecto.

Sin embargo, sería interesante saber el porqué y el origen de lo que se está estudiando. Por ello el proyecto comprenderá también una parte de la técnica que abarca la tecnología que se aplica a este campo.

En última instancia se querrá extrapolar los datos de la simulación y usarlos con el fin de obtener resultados con sentido y que sean representativos de la realidad. Todo esto último tendrá como objetivo el estudiar el rendimiento y la variación en la eficiencia del perfil que supone la implementación del winglet.

2.3. Procedimiento CFD

La parte más crucial del proyecto y que requerirá de más tiempo y cuidado es la simulación teórica. Tal y como se comentó anteriormente, es de gran interés conseguir adaptar las condiciones de la mejor forma para que la simulación se acerque lo más posible a la realidad.

Para ello se tendrá que estudiar con cautela y decidir cuáles son las condiciones de trabajo de nuestro perfil (la condiciones de contorno que se introducirán en el programa de simulación).

Se realizará la simulación, más probablemente "simulaciones", durante el comienzo para perfeccionar la malla del perfil, mejorándola paso a paso, aprovechando los indicadores del simulador (como el "skewness" entre otros), y finalmente, cuando se

considere que la malla del perfil es suficientemente buena se procederá a obtener los resultados.

2.4. Importancia del CFD

El poder usar el programa de simulación para este proyecto es vital. Esto significa que se puede llevar a cabo esta empresa sin que eso requiera realizar un gran trabajo experimental, el cual requeriría además de un coste muy elevado, una gran dedicación en cuanto a tiempo se refiere. Todo ello debido a varios puntos a tener en cuenta:

En primer lugar, la monitorización del experimento requeriría como mínimo la utilización de un túnel de viento de gran capacidad, pues en condiciones de trabajo normales se requeriría un flujo aproximado de 900km/h de aire y en una temperatura aproximada de -50°C.

En segundo lugar, se necesitaría maquetar u obtener la pieza compleja y cara, y experimentar con la aleta incluida y sin ella. Esto también supondría un coste muy alto.

Finalmente, el tiempo requerido para llevar a cabo todo el procedimiento de pre-experimentación sería relativamente alto, comparado a la simulación por ordenador, el cual también requiere de gran tiempo y esfuerzo debido a la necesidad de mejorar la malla y de realizar las simulaciones (que puede llegar a ser muy largas en funciones de la complejidad y de la capacidad de la computadora).

Tal y como se suele explicar en referencia a los CFD, es que las ventajas que suelen traer frente a la experimentación práctica son tremendamente altas. Eso sí, hay un requisito crucial que no se puede menospreciar. Es totalmente necesario que el ingeniero que trabaje en el proyecto conozca el funcionamiento del programa y la parte más difícil de todas, que sepa emular y traducir la realidad del experimento a todas las condiciones de contorno que se van a introducir en la simulación.

Finalmente, y no por ello la menos importante, es necesario saber interpretar los resultados, en parte para ver si se ha simulado correctamente con las condiciones y adaptaciones de la realidad adecuadas y a la vez saber sintetizar la información de forma eficiente y correcta.

3. LA AERODINÁMICA DE LOS PERFILES ALARES

3.1. El perfil y el ala

Perfil alar, perfil aerodinámico o únicamente perfil, es la forma del área transversal del elemento que tiene la función de generar una distribución de presiones que genere sustentación, gracias al desplazamiento del aire a lo largo de su perfil. En general, se desea el efecto de sustentación (ligado al C_{Lift}) y evitar en la mayor medida el efecto de freno o arrastre (ligado al C_{Drag}). Estos variarán totalmente en relación al perfil del que se esté tratando, y a su vez, esta variación en las fuerzas de "Lift" y "Drag" serán las causantes de que en el propio elemento (con su respectivo perfil) vaya a usar unas u otras mejoras aerodinámicas.

También se debe de tener en cuenta no solamente el tipo de perfil. Las dimensiones del elemento al que pertenece dicho perfil afectarán a la fuerza total que puede hacer el aire y que se acaba representando como fuerza de sustentación y de arrastre en última instancia.

Es por esta razón que un winglet típico de un avión comercial añadido a un ala de un avión supersónico puede resultar

contraproducente, ya que en las condiciones de trabajo de esta aeronave, el arrastre añadido por el propio dispositivo no se verá compensado por la reducción de las resistencias inducidas y por lo tanto no será eficiente ni útil. Además, no nos interesa únicamente la forma del perfil en sí, también necesitamos analizar la geometría del elemento entero, normalmente el ala o la hélice, e incluso ir más lejos y estudiar las condiciones de trabajo que va a soportar la aeronave y sus elementos en su vida útil. Algo que será importante a la hora de diseñar y elegir un dispositivo u otro para mejorar el rendimiento aerodinámico del perfil y de la aeronave al fin y al cabo.

Esto no es más que una breve reseña de las posibilidades que otorga este tema en particular.

La idea será analizar concisamente el funcionamiento de la aerodinámica del transporte y por ende del perfil de estudio, para ser capaces de entender la dinámica y por lo tanto poder analizar correctamente los resultados en un futuro.

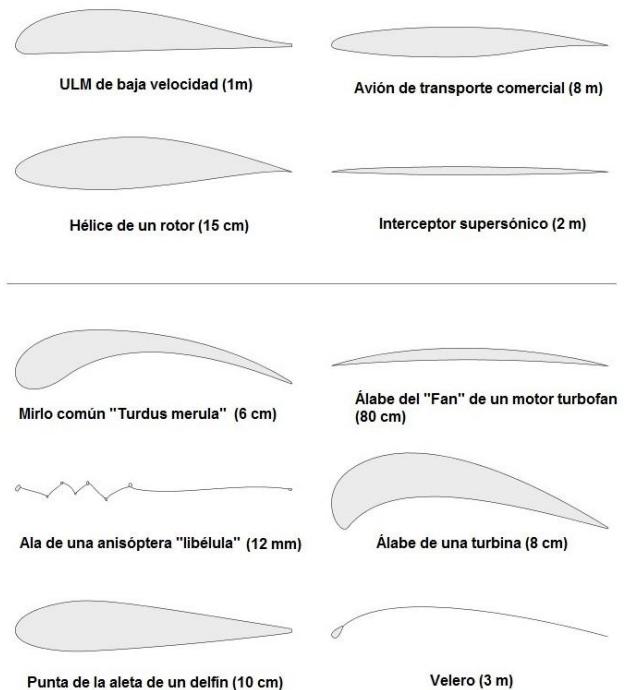


Ilustración 2: Tipo de perfiles

3.2. Estructura de la aeronave

Antes de entrar en la aerodinámica del perfil de interés, se hará un breve inciso en la composición de la clásica aeronave y su relación con la aerodinámica, clasificándolos según su influencia en la resistencia aerodinámica.

Se tiene en primer lugar las partes que afecta exclusivamente a lo que se llama resistencia parásita:

El fuselaje, que consiste en el cuerpo principal de la estructura del avión, siendo su función principal dar cabida a la tripulación y carga.

El grupo motopropulsor y los sistemas auxiliares, que se encargan de proporcionar la potencia necesaria para contrarrestar las resistencias y darle aceleración al conjunto.

El tren de aterrizaje, que tiene como función el de amortiguar el impacto del aterrizaje.

Sistema estabilizador, normalmente se compone de un estabilizador vertical y otro horizontal, que tienen como función dar estabilidad en los ejes vertical y horizontal.

También entran dentro del conjunto las siguientes partes, sin embargo, éstas pueden afectar ya sea a la resistencia parásita como a la inducida:

Alas, perfiles que originan las fuerzas sustentadoras.

Superficies de mando y control, que se pueden hallar tanto en el ala como en la cola, permiten la maniobrabilidad del aparato gracias a cambios aerodinámicos por parte de "flaps", "slats", aerofrenos...

Como estos últimos componentes pueden formar parte de las alas, entran dentro del conjunto que puede ofrecer tanto resistencia inducida como parásita.

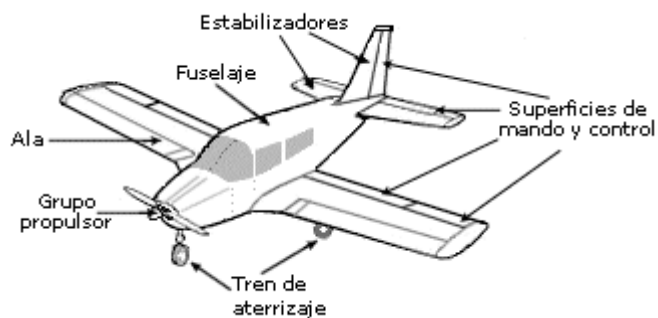


Ilustración 3: Partes de la aeronave

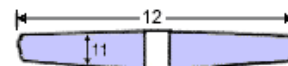
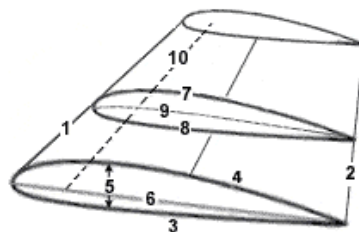
3.3. Las alas

El perfil alar va a ser el objeto de estudio, por ello, es necesario hacer hincapié en las características de éste, ya que pueden ser útiles en el momento de la simulación.

En primer lugar se definen las diferentes partes y elementos principales de un ala:

- Perfil: Es la forma de la sección del ala. En general, las alas convencionales tiene perfiles que a medida que se alejan del fuselaje se van haciendo más pequeños y estrechos.
- Borde de ataque: Parte delantera del perfil que toma primer contacto con el flujo de aire.
- Borde de salida: Parte posterior del perfil dónde el aire vuelve al flujo libre.
- Extrados: Parte superior del ala comprendida entre los bordes de ataque y salida.
- Intrados: Parte inferior del ala comprendida entre los bordes de ataque y salida.
- Espesor: Distancia máxima entre el extrados y el intrados.
- Cuerda: Línea recta imaginaria trazada entre los borde de ataque y de salida de cada perfil.
- Cuerda media: Se habla de cuerda media, ya que los perfiles varían en función de la distancia al extremo del ala, de forma que en vez de tratar cada sección de perfil y su respectiva cuerda, se define una cuerda media de toda el ala.
- Superficie alar: Superficie total correspondiente a las alas.
- Envergadura: Distancia entre los extremos de sendas alas.
- Alargamiento: Cociente entre la envergadura y la cuerda media. Relación entre la longitud y la anchura del ala (también conocido como "aspect ratio").
- Flecha: Ángulo que forman las alas respecto una vista de altura.
- Diedro: Ángulo que forman las alas respecto una vista frontal.
- Forma: Clasificación de la forma que toman las alas (Alas en flecha, delta...)

- 1 - Borde de ataque.
- 2 - Borde de salida.
- 3 - Intrados.
- 4 - Extrador.
- 5 - Espesor.
- 6 - Cuerda.
- 7 - Curvatura superior.
- 8 - Curvatura inferior.
- 9 - Curvatura media.
- 10 - Línea 25% de la cuerda.
- 11 - Cuerda media.
- 12 - Envergadura.



Mayor alargamiento.
Menor resistencia inducida.



Menor alargamiento.
Mayor resistencia inducida.

● Superficie alar = Cuerda media * Envergadura

Alargamiento = $\frac{\text{Envergadura}}{\text{Cuerda media}}$

Ilustración 4: Características del ala

3.4. Principios aerodinámicos básicos

3.4.1. Número de Mach

La aerodinámica es la parte de la mecánica de los fluidos que estudia los gases en movimiento y las fuerzas o reacciones a las que se someten los obstáculos que se hallan en su dominio.

Ésta se puede dividir en subsónica o supersónica de acuerdo al número de Mach, siendo subsónica si éste es inferior a uno y supersónica si es superior.

En cuanto a este proyecto se refiere, interesa en cierta medida categorizar el fluido del medio de estudio dentro de estas sub-categorías, pero más que saber si es subsónico o supersónico, lo que realmente será interesante como dato en la simulación es el grado de incompresibilidad del fluido.

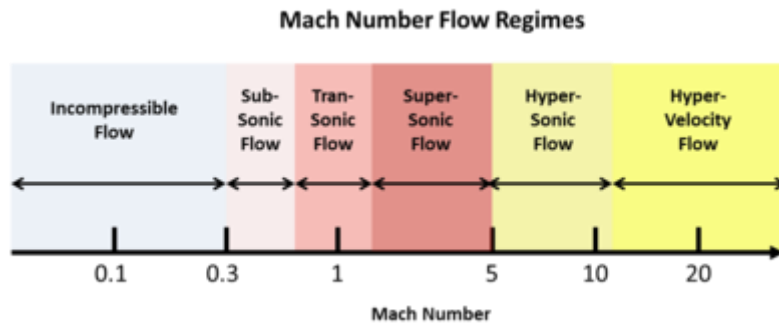


Ilustración 5: Caracterización del régimen del fluido

3.4.2. Sustentación

La parte más importante de los perfiles aerodinámicos destinados a la aviación es la capacidad de conseguir una fuerza ascendente provocada por el fluido que pasa a través de ellos. De hecho, es tan importante este punto, que la geometría con la que se construyen está basada en dicho efecto.

Una forma de razonar la mecánica de la sustentación es con el teorema de Bernoulli. A grandes rasgos, no es más que la derivada de la ley de la conservación de la energía. Dicho de un modo algo más ilustrativo, un mismo fluido atravesando un perfil puede tener una alta presión si su velocidad es baja y viceversa, que es lo que ocurre cuando el flujo se separa por la parte del extrados y el intrados del ala, dando el siguiente resultado:

Alta velocidad = Baja presión



Baja velocidad = Alta presión

Ilustración 6: Presión y velocidad en el ala

Una comprobación similar la hizo el científico Giovanni Battista Venturi, nombrando así al efecto que genera un aumento de velocidad al fluido al que se le estrecha el camino a recorrer.

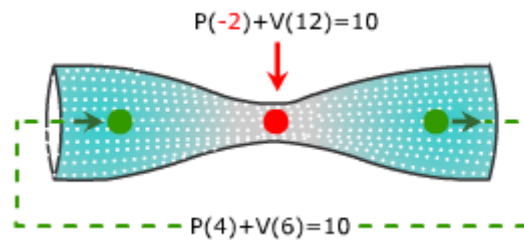


Ilustración 7: Efecto Venturi

En pocas palabras, una geometría adecuada, con una inclinación adecuada o ángulo de ataque adecuado, puede aprovechar estos efectos para generar sustentación.

Al fin y al cabo, el perfil aerodinámico intenta aprovechar al máximo las fuerzas que se originan por la variación de velocidad y de presión por parte del fluido que lo recorre y que de esta forma se consigue el efecto deseado que se usa actualmente en la aviación.

3.4.3. Conceptos clave

A continuación se van a definir conceptos básicos de la aviación estrechamente relacionados con muchas de las condiciones de contorno y que, en gran medida, determinan los resultados del estudio.

Actitud del avión: Se entiende por actitud del avión a la orientación o referencia angular de los ejes longitudinal y transversal del avión con respecto al horizonte. Se suelen especificar con la posición del morro ("pitch") y la posición de las alas ("bank").

Trayectoria de vuelo: Se refiere a la dirección que sigue el perfil. Es decir, el recorrido de las alas y por tanto del avión en sí.

Viento relativo: El flujo de aire relativo al avión que se desplaza. Este viento será relativo respecto al avión, pero se ha de tener en cuenta la propia velocidad de la masa de aire, en otras palabras, la bolsa de zona en la que se halla el avión (aunque para la simulación se simplifique).

Ángulo de incidencia: Se trata del ángulo que relaciona la cuerda del ala y el eje longitudinal del avión (propio del diseño; no modificable).

Ángulo de ataque: Ángulo formado por la cuerda del ala y la dirección del viento relativo al avión.

Estos conceptos básicos están estrechamente relacionados entre sí. Al final, todos ellos convergen en el que más importa, que es el ángulo de ataque.

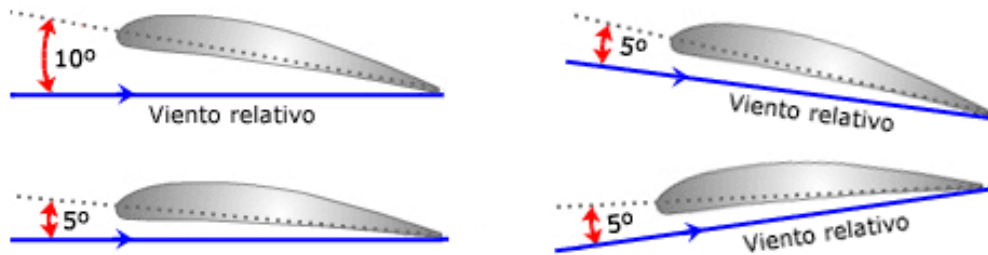


Ilustración 8: Ángulos de ataque

Tanto la actitud del avión, como la trayectoria que sigue y sumado al viento relativo y a la propia forma del ala (relacionado con el concepto de incidencia), afectará a la actuación del avión de forma conjunta.

A grandes rasgos, el ángulo de ataque, se debe a una combinación de los factores nombrados, y por lo tanto al final su eficiencia aerodinámica dependerá de todos ellos.

3.4.4. Factores que afectan a la sustentación

Todos los conceptos que se han visto previamente afectan en gran medida a la sustentación de la aeronave. Es lógico llegar a esta conclusión después de ver la estrecha relación que comparte todos entre ellos y en última instancia, la que comparte el ángulo de ataque con la propia sustentación.

Aun así, hay otros factores muy importantes externos a la propia geometría del perfil y del avión en sí.

En primer lugar tenemos los conceptos ya explicados:

La forma del perfil del ala: A una mayor curva del perfil (hasta un cierto límite) se obtiene una mayor diferencia en la velocidad de las superficies del ala inferior y superior. Como se ha visto gráficamente y explicado, eso conlleva una diferencia de presión mayor.

Hay que tener claro que no es estrictamente necesario obtener un perfil curvado para poder obtener sustentación, de hecho, un perfil completamente simétrico genera sustentación, pero entra en zona de "stall" antes que un perfil con cierta curva. Esta pérdida del coeficiente de Lift es muy importante y se le llama "stall angle" o "stall point" y se explicará con detenimiento más adelante.

La superficie alar: Cuanto mayor sean las alas de la geometría, mayor es la cantidad de aire que puede ejercer presión sobre ellas y por tanto más sustentación genera. Sin embargo, a la hora de crear un perfil también se tiene que tener en cuenta que con una mayor área de perfil se obtiene una mayor resistencia al avance.

Ángulo de ataque: En este caso se tiene un aumento de sustentación en función del aumento del ángulo de ataque hasta que se llega al "stall point", en la que, debido a la separación de la capa límite hay un cambio en la zona superior en la distribución de la presiones y reduce drásticamente el coeficiente de Lift. Para los perfiles NACA típicos (y similares al perfil del estudio) el ángulo de la pérdida comienza alrededor de los 20 grados.

Para finalizar, se ha de tener en cuenta el factor externo a la aeronave, como anteriormente se comentaba. Dichos factores no pueden ser otra cosa que el fluido en el que el perfil realizará su trayectoria.

Densidad del aire: Una densidad alta significa un mayor número de partículas que generarán la presión sobre el perfil, y viceversa, una densidad baja generará presiones más bajas.

Es por dicho factor que hay ocasiones en la que los aviones comerciales retrasan un vuelo o incluso dejan asientos vacíos y peso de equipaje fuera del vuelo debido a temperaturas extremadamente altas que provocan una densidad demasiado baja para efectuar un despegue seguro.

Velocidad del viento relativo: La sustentación es proporcional al cuadrado de la velocidad según el teorema de Bernoulli, con lo cual a más velocidad más sustentación se genera (siempre y cuando se halle fuera de la zona de pérdida).

Para resumir en una breve y concisa ecuación se tiene:

- El coeficiente aerodinámico (dependiente de la forma del perfil y que en este caso llamamos Lift Coefficient (C_{Lift})).
- La superficie alar (A).
- La densidad del aire (ρ).
- La velocidad del viento relativo (V).
- Y la fuerza de Lift (L).

$$C_{Lift} = \frac{L}{\frac{1}{2} \rho V^2 A}$$

Se debe de tener en cuenta también el ángulo de ataque, pues se usará la referencia de la dirección del viento relativo como eje de coordenadas.

Durante el vuelo, el piloto únicamente podrá modificar los factores de velocidad y ángulo de ataque ya que los otros serán fijos y dependientes de factores externos (siendo estrictamente correctos, el perfil alar es fijo, pero gracias a los dispositivos hipersustentadores puede modificar el coeficiente aerodinámico del perfil para maniobrar la aeronave).

3.4.5. Resistencia

Se considera como resistencia, la fuerza que impide el movimiento de la aeronave. Esta resistencia generada a consecuencia del avance del avión dentro de la zona del fluido puede ser considerada como la resistencia de fricción del aire sobre la superficie del ala y también como la resistencia de la presión sobre la geometría que atraviesa dicho aire.

La resistencia es proporcional a la viscosidad, que en el caso del aire es muy baja, así que en la mayoría de casos es más baja la de rozamiento que la ejercida por la presión, pero aun así no se puede menospreciar.

La fórmula aplicada para el cálculo de la resistencia se basa en la misma que la de sustentación.

- El coeficiente aerodinámico (dependiente de la forma del perfil y que en este caso llamamos Lift Coefficient (C_{Drag})).
- La superficie alar (A).
- La densidad del aire (ρ).
- La velocidad del viento relativo (V).
- Y la fuerza de Drag (D).

$$C_{Drag} = \frac{D}{\frac{1}{2} \rho V^2 A}$$

Y del mismo modo que en el anterior, se ha de tener en cuenta el ángulo de ataque.

Se pueden definir dos tipos de resistencias:

Resistencia inducida

Resistencia indeseada e inevitable que aumenta a medida que se incrementa el ángulo de ataque y también en función de la distancia a la que se halla del extremo del ala, siendo éste la zona en la que más resistencia inducida se genera.

En términos sencillos, la diferencia de velocidades entre las partes superior e inferior que se mencionó anteriormente, genera que una parte del flujo llegue antes que la otra haciendo variar ligeramente el viento relativo y creando una resistencia en consecuencia. Al acercarse al extremo del ala el viento encuentra una salida hacia arriba generando vórtices que acentúan la resistencia inducida.

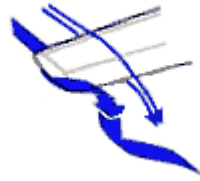


Ilustración 9: Efecto en la punta del ala

A la hora de aprovechar al máximo el rendimiento de la aeronave se puede disminuir el ángulo de ataque y aumentar la velocidad. Se puede observar esta consecuencia en las dos gráficas siguientes:

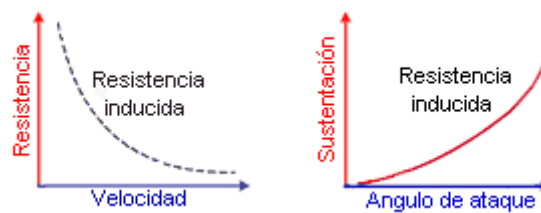


Ilustración 10: Caracterización de la resistencia inducida

Otro factor que afecta a este tipo de resistencia es la geometría del perfil, siendo las alas más alargadas y estrechas las que menos sufren este defecto.

Resistencia Parásita:

La resistencia parásita es la suma del resto de resistencias que no se ven relacionadas por la sustentación.

Dicha resistencia aumenta con la velocidad:



Ilustración 11: Caracterización de la resistencia parásita

3.4.6. Resistencia mínima

Teniendo en cuenta que a mayor velocidad se reduce la inducida pero a la vez se aumenta la parásita y que un ángulo de ataque menor disminuye la inducida (pero ello implica una velocidad más alta para obtener la misma sustentación), se ha de jugar con estos criterios para conseguir una resistencia total óptima para mejorar la eficiencia del avión.



Ilustración 12: Caracterización de la resistencia mínima

3.4.7. El conjunto de fuerzas

Habiendo tratado ya las dos fuerzas principales, en las cuales se basa la aerodinámica en los perfiles de los aviones, falta comentar el resto de ellas que complementadas con las otras dos forman el conjunto de fuerzas externas que afectan a toda la aeronave.

Peso:

En primer lugar se tiene el peso debido a la atracción gravitatoria de la masa. Está es perpendicular a la tierra y situada en el centro de gravedad del avión. La dirección siempre será la misma y es independiente de la actitud del avión, pero sí que varía sutilmente con la altitud. Es la fuerza principal a la que se enfrenta la fuerza de sustentación.

Tracción:

Se trata de la fuerza que acelera al avión durante el despegue y durante el vuelo y que ha de vencer a la resistencia al avance.

Se obtiene acelerando una masa de aire a una velocidad mayor que la del avión en dirección opuesta a la del avance. Debido a la tercera de la ley de Newton se obtiene la aceleración que dará movimiento a la aeronave, usualmente otorgado por el desplazamiento del aire provocado por hélices o turbinas.

Habiendo definido estas dos fuerzas, mencionar las dos estudiadas anteriormente.

Sustentación (Centro de presiones):

El centro de presiones es el punto teórico del ala donde se considera aplicada toda la fuerza de sustentación. Este punto se mueve por la cuerda del ala en función del ángulo de ataque. En vuelos normales se moverá en un margen del 25 – 60 % de esta cuerda.

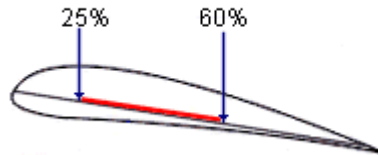


Ilustración 13: centro de presiones móvil

Se considera una fuerza resultante ascendente.

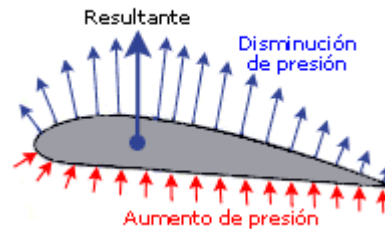


Ilustración 14: Fuerza resultante en el centro de presiones

Resistencia:

La fuerza que se opone al movimiento del avión tiene una dirección paralela y opuesta a la dirección del viento relativo.

Sumando todas estas fuerzas se tiene el diagrama del conjunto que afecta a la aeronave, teniendo como resultado el peso, la sustentación, la tracción y la resistencia. Jugando con estas fuerzas se consigue el equilibrio y la velocidad de crucero deseada durante el pilotaje.



Ilustración 15: Diagrama de fuerzas externas

3.4.8. Ángulo de ataque y pérdida

3.4.8.1. Ángulo de ataque

Se debe hacer cierto hincapié en estos dos conceptos ya que son muy importantes en el tema de la aviación y la aerodinámica de los perfiles alares en general.

Ya se comentó que el ángulo de ataque es decisivo para alterar los coeficientes aerodinámicos principales. Sabemos que hay un punto en el que se optimiza la eficiencia sobre el papel, pero a la hora de la verdad cada mínima acción en la maniobra de un avión requiere un ángulo de ataque muy particularizado.

- Ángulo de ataque óptimo para el mejor ángulo de ascenso.
- Ángulo de ataque óptimo para obtener la mejor velocidad de ascenso.
- Ángulo de ataque óptimo para el mejor ratio de planeo.
- Ángulo de ataque óptimo para el descenso.

Además el fenómeno de "stall" también ocurre en un ángulo de ataque en particular.

Así que, en definitiva, aun conociendo muy bien las relaciones de Lift y Drag (y por ende la eficiencia aerodinámica del avión) respecto al ángulo de ataque, en muchas ocasiones va a ser muy necesario adoptar otros ángulos que sean más propicios para esas situaciones.

3.4.8.2. Pérdida

El concepto de pérdida se ha comentado escuetamente en los párrafos anteriores, pero este efecto es uno de los más importantes en la aviación debido a la peligrosidad que conlleva la pérdida de control por dicha causa.

La pérdida o "stall" ocurre al superar el ángulo crítico que ofrece la sustentación máxima. Lo que ocurre a partir de este ángulo es una disminución de la sustentación y la resistencia se incrementa dando lugar a la entrada en pérdida.

Este efecto ocurre a causa del aumento en el ángulo de ataque, que provoca que la transición del flujo laminar a turbulento se dé en una zona más alejada del borde de la salida. Si dicho flujo (que además es turbulento ya) no sigue el contorno del ala, las condiciones de presión baja y alta velocidad que anteriormente tenía cambian. Llega un punto en el que la suspensión no puede soportar el peso de la aeronave y el ala entra en pérdida.

A pesar de que no se tiene normalmente medidores de ángulo de ataque, los pilotos se pueden hacer una idea gracias a la información que puede dar la velocidad de pérdida, que indica a qué velocidad corresponde el ángulo de ataque que provoca la entrada en pérdida.

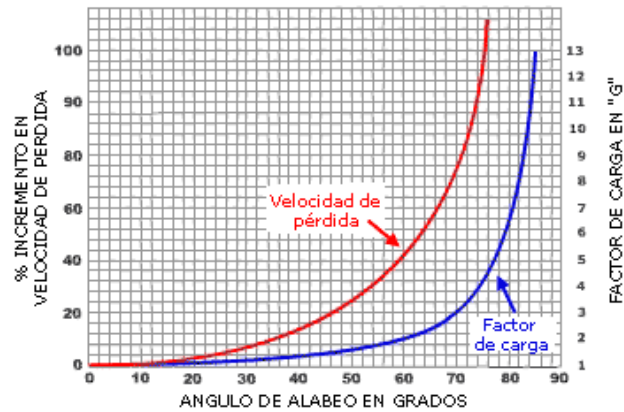


Ilustración 16: Velocidad de pérdida en función de la carga

Se suelen representar las velocidades de pérdida según la carga, aquí llamado "factor de carga", ya que afecta en gran medida a la velocidad de pérdida, aunque hay otros factores que también afectan, en mayor o menos medida:

El peso del avión: Principal efecto ya comentado hace un momento. Las velocidades de pérdida tabuladas, vienen predeterminadas por el peso del avión. Si el peso es mayor, la entrada en pérdida se producirá antes ya que el déficit de sustentación también se dará antes.

Balance de carga: Una deficiente distribución de la carga puede afectar muy negativamente al fenómeno del Stall.

La configuración del avión: La configuración de flaps y slats, obviamente afectan a la aerodinámica y por tanto al Stall.

La potencia aplicada: La sustentación adicional que genera la propulsión ligeramente desplazada hacia arriba respecto al eje longitudinal, no es especialmente grande, pero se puede apreciar la diferencia en la velocidad de pérdida.

Como último punto a resaltar, el ángulo de ataque y el efecto "stall" son conceptos que van de la mano como ya se ha visto y una forma de caracterizar su relación es la gráfica de los coeficientes aerodinámicos frente al ángulo de ataque:

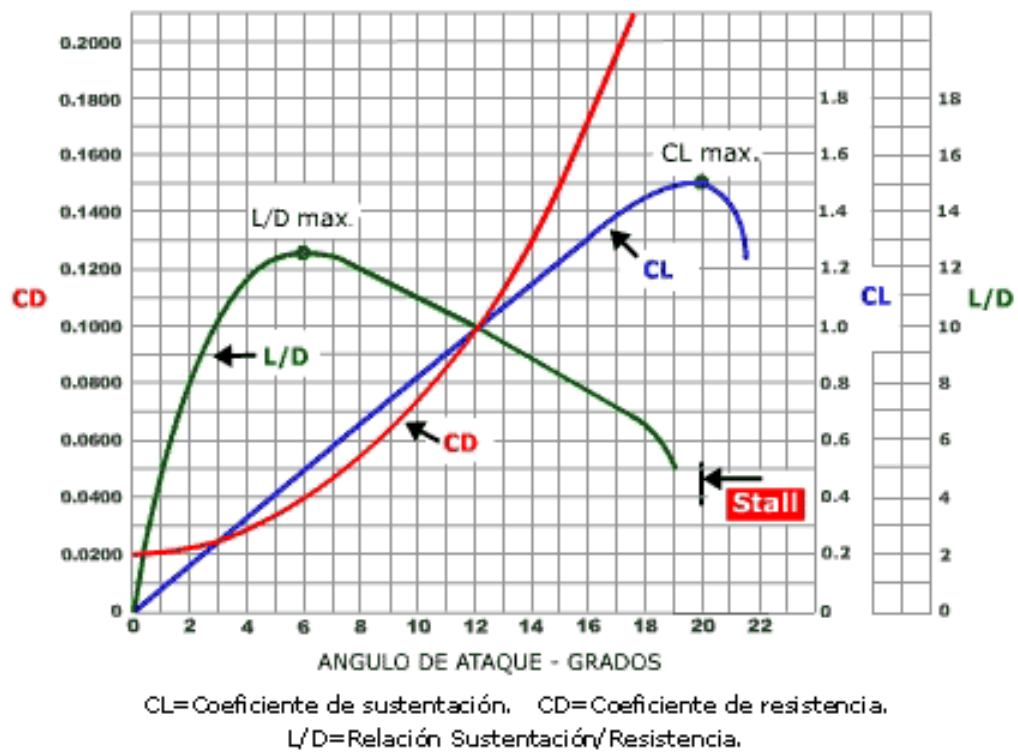


Ilustración 17: Gráfico de los coeficientes Lift y Drag

4. CONDICIONES DE CONTORNO EN LA SIMULACIÓN

4.1. Introducción

Anteriormente, se ha comentado el nombre del software que se piensa utilizar para llevar a cabo la simulación, el ANSYS CFX.

Sin embargo, se tiene que hacer hincapié en la dificultad de su uso. En sí mismo, el software de simulación es una poderosísima y muy útil herramienta, que puede ayudar a un ingeniero llegado el momento con una alta eficiencia y veracidad de resultados. Eso es debido a las ventajas que conlleva el uso del programa informático.

Si se pudiese resumir en pocas palabras de que se trata esta herramienta, se podría decir que es la pura esencia de la extrapolación. En otras palabras, para llevar a cabo un software de este calibre, ha sido necesario reunir y modelar, de la mecánica de los fluidos de la realidad física, las ecuaciones pertinentes para consecuentemente ser capaces de validarlas a través de la experimentación. Después de realizar semejante trabajo y si el software ha sido validado y se da por bueno y capaz de representar la realidad de estos fenómenos, se podrá aprovechar para extrapolar esos casos a otros semejantes, obteniendo los resultados sin necesidad de tener que volver a experimentar en la realidad física.

Esta mejora respecto a la experimentación física, es la que da tanto valor a la simulación por software. En comparación a esta última, la simulación puede predecir el fenómeno físico con una gran resolución a la par de ser más barata, más rápida y con la posibilidad de realizar más de un experimento a la vez, ya que no depende de un lugar físico que ocupar. La experimentación tiene por contra el ser más lenta a la hora de efectuarse y más cara, además de depender mucho del lugar físico en el que se ha de llevar a cabo y de las condiciones en las que se encuentre dicho lugar.

Vistas las ventajas más básicas de la simulación por software, hace falta añadir el punto más importante de este apartado. Por muy efectivo que sea y por muy validado que esté dicho software, se debe de tener en cuenta que las simulaciones nunca serán completamente fehacientes.

El principal problema que afecta a los proyectos en general es el hecho de considerar condiciones de contorno como buenas cuando estas no son más que conjeturas sin fundamento o que pueden ser buenas pero no lo suficientemente precisas.

También se puede estar aplicando un modelo matemático que no encaja adecuadamente con el evento a simular.

O incluso, es posible que al final, todo el proceso sea correcto, pero que la computadora no sea capaz de conseguir resultados adecuados debido a su capacidad.

Como conclusiones a tener en cuenta después de este apartado:

Es muy importante averiguar con todo lujo de detalles las condiciones en las que se va a hallar el modelo de simulación de este proyecto.

Es relevante, debido a la capacidad de computación de la que se dispone, obtener un modelo dentro de lo posible simplificado y con una malla adecuada, pero sin que eso comprometa los resultados obtenidos.

Y finalmente, y no por ello menos importante, llevar a cabo un buen análisis de los resultados, ya que, independientemente de que todo el proceso sea correcto, es de vital importancia saber interpretar la información que el software nos devuelve.

4.2. Condiciones de contorno

Debido a la importancia de asumir unas condiciones que sean realistas y fidedignas para conseguir realizar una simulación representativa de un caso real, se tratará a continuación diversos puntos que definirán dichas condiciones, que en última instancia se impondrán en el software de simulación en la etapa del "SetUp".

Estas condiciones externas definidas a continuación son debidas al fluido que está en contacto con el perfil y por tanto tendrá que ver con sus características.

A partir de aquí se va a analizar cuáles son las características a las que se halla el aire en las condiciones de trabajo de un vuelo normal.

4.2.1. Características de la atmósfera

El medio en el que el avión se mueve, y por tanto el medio en el que se mueve el perfil de estudio, es la atmósfera. Por ello se va a estudiar las características principales que atañen al modelo de la simulación, donde el fluido impuesto será el aire.

Importa en gran medida conocer las condiciones de presión, temperatura y densidad del aire en el punto de trabajo del perfil. La variabilidad en los resultados puede ser bastante alta en función de éstas y por lo tanto, se intentará imponer con el mejor criterio los valores adecuados.

Para poner un ejemplo de la importante influencia de las características de la atmósfera en la actuación del avión (y del perfil), se puede pensar en esas ocasiones en las que debido a una temperatura extremadamente alta a nivel de tierra, (alrededor de 50° C) los vuelos son preventivamente postergados debido a que dicha temperatura y las respectivas características, densidad y presión en dicho escenario, son muy malas para un despegue efectivo y seguro (como se comentó en otro apartado).

La idea es aplicar unas condiciones estándar, en la zona de trabajo del avión, es decir, el momento en el que su velocidad y su altitud es constante, imponiendo a su vez una atmósfera sin viento, de forma que el flujo del aire se deba únicamente a un flujo relativo regular entre el avión y el fluido considerado (viento relativo).

La razón de usar dichas condiciones es que el interés del estudio es analizar el comportamiento del perfil en las condiciones de trabajo más habituales del vuelo, es decir, el momento en el que está volando a velocidad constante y con condiciones atmosféricas bastante regulares. Dicha zona de trabajo a su vez es en la mayoría de vuelos de pasajeros, la que ocupa un intervalo de tiempo más largo respecto al vuelo completo, lo cual da una razón más para tener en cuenta estas características de estudio para realizar la simulación, ya que serán con creces las que más ratio afectarán al perfil.

A su vez, usar una velocidad constante relativa como flujo de aire en el “túnel de viento” de la simulación es suficientemente cercano a la realidad y simplifica la simulación.

De la misma forma, usar una temperatura y presión constante es una buena aproximación, teniendo en cuenta que la altitud en la zona de trabajo se mantendrá constante y por lo tanto las demás características atmosféricas.

4.2.2. Atmósfera tipo

La atmósfera tipo o atmósfera estándar (ISA: International Standard Atmosphere) es una atmósfera hipotética basada en medidas climatológicas medias, cuyas constantes más significativas son:

Temperatura: 15° C

Presión: 760 mm HG

Densidad: 1,325 kg/m³

Velocidad del sonido: 340,29 m/s

El gradiente térmico es de 6,5° C por cada 1 Km y el descenso de presión de 110mb por cada 1 km (hasta cierta altura se puede adaptar).

Una forma de calcular algunas de las condiciones atmosféricas en condiciones de vuelo sería a partir de dicha atmósfera tipo a una altitud de 10 km (la temperatura por ejemplo, sigue bastante bien dicho gradiente, aunque no ocurre lo mismo con la presión a partir de cierta altitud).

4.2.3. Velocidad relativa del viento

Para encontrar la velocidad relativa del viento, solo hay que saber a qué velocidad irá la aeronave. Las velocidades a las que se suele mover son variables, pero como se comentó anteriormente las condiciones de estudio que se desean corresponden a la zona de trabajo del avión.

Dicho de otra manera, lo que en realidad queremos es aplicar la velocidad de crucero del avión como la velocidad relativa del viento.

El dato obtenido sobre su velocidad de crucero es aproximadamente una velocidad de 0,85 Mach o 900km/h.

4.2.4. Ángulo de ataque

En cuanto al ángulo de ataque, como simulación principal, también se seguirá el criterio de la velocidad de crucero, es decir, el ángulo de ataque aproximado al cual se va a velocidad de crucero.



Ilustración 18: Velocidad correspondiente a los ángulos de ataque

Se usará por lo tanto un ángulo de 6 grados. Sin embargo, para posteriores simulaciones, podría ser interesante probar ángulos mayores, incluso buscar observar el fenómeno de pérdida o Stall (para ángulos muy grandes de entre 17-20 grados).

4.2.5. Régimen del fluido

Conociendo en estos momentos la velocidad impuesta para el vuelo, la velocidad de crucero 900km/h, se conoce a su vez el número de Mach correspondiente, 0,85.

En este caso ya se puede definir el régimen del fluido que se empleará en la simulación.

Como su número de Mach es superior a 0,3 pero inferior a 1, entra en la categoría de "Sub-sonic Flow".

5. SIMULACIÓN DE UN PERFIL AERODINÁMICO

En estos momentos se llega a la cúspide del trabajo, el punto de más interés y el que puede caracterizar con más énfasis las respuestas que se intentan alcanzar.

El proceso de toda esta fase requiere de la herramienta ANSYS, en este caso el simulador ANSYS CFX. Para explicar todo el camino necesario a recorrer se usará el proyecto tipo que se suele utilizar y que a grandes rasgos es el arquetipo de todos los procedimientos durante una simulación de este tipo de herramientas informáticas.

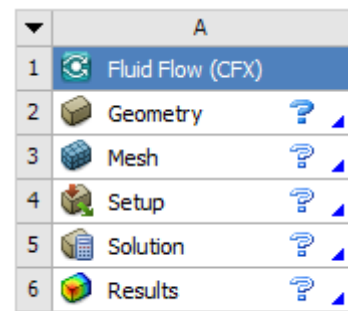
Se seguirán pues los siguientes pasos: Elaboración de una geometría, mallado de ésta, caracterización de las condiciones de contorno, simulación y extracción de los resultados (y post-análisis de éstos).

Respectivamente estos pasos se corresponden con: Geometry, Mesh, SetUp, Solution y Results. Tal y como se puede observar en la siguiente imagen, el programa dispone de un proceso predefinido el cual ayuda a guiar al ingeniero durante todo el camino.

A continuación se explicarán detalladamente todos los pasos requeridos durante la simulación.

Aquí es, en un principio, el lugar donde converge prácticamente toda la información y conocimientos que se ha ido adquiriendo en la primera parte del proyecto, y donde en definitiva se llevará a cabo el

estudio final y se obtendrá la resolución final.



Fluid Flow (CFX)

Ilustración 19: ANSYS-
Proceso CFX

5.1. Elaboración De Una Geometría - "Geometry"

5.1.1. Geometría principal

A lo largo de este grado en ingeniería industrial se han podido obtener ciertos conocimientos respecto a estos temas. En general, se han llevado a cabo proyectos simples en los cuales se recorría toda la senda del proceso. El problema reside en que la primera/ las primeras etapa/s del estudio se han dado hechas y con tutoriales muy bien definidos.

Así que, el inicio de todo el proceso ha supuesto un reto en sí mismo, tanto la parte que concierne a la creación de la geometría como la generación de una malla adecuada.

Para empezar, se ha tenido que pensar bien en el estudio que quería llevarse a cabo y la simulación correspondiente. Está claro que si se quiere llevar a cabo un estudio comparativo en el cual se quiere analizar las sutiles diferencias entre el perfil con el winglet incorporado y sin éste, se va a necesitar el perfil entero del ala con el correspondiente dispositivo alar en el extremo. Debido a esto, un estudio simplificado en 2D no hubiese sido suficiente. En este caso, inevitablemente se necesita dar un paso más y realizar un estudio en 3D.

Para ello y en primer lugar se buscó información sobre las medidas del perfil, en este caso de un Airbus A380. Debido al interés en realizar una simulación que se acerque lo máximo posible a la realidad, se utilizó un diseño (en formato SLDPRT) muy fiel a la realidad de un ingeniero que había subido su trabajo a la plataforma de Grabcad Community.

El primer problema de este diseño, es conseguir únicamente el perfil que necesitamos. Se tiene básicamente dos opciones, recortar el diseño y obtener únicamente el perfil o coger todas las dimensiones de éste y trabajar a partir de allí.



Ilustración 20: SolidWorks - Diseño SLDPRT de un AIRBUS A380

Una tercera opción pareció más razonable. Obtener a partir de las medidas de la parte del perfil del ala las vistas y aplicar un proceso de BluePrints, un paso intermedio que puede simplificar un poco la geometría inicial.

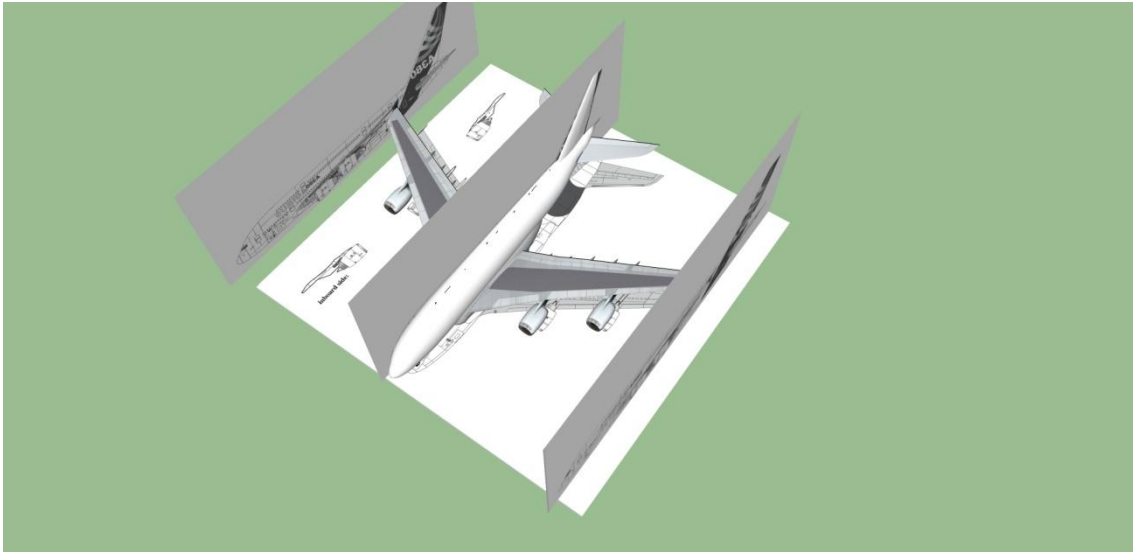


Ilustración 21: Método BluePrints

Esto en principio solventaba el problema de poder obtener el perfil sin problemas y además permitía simplificar moderadamente la geometría tan complicada que surgía del modelo del ingeniero, lo cual era un punto a favor a la hora de simularlo, ya que una geometría extremadamente compleja conlleva a su vez un complicado mallado y en definitiva una dificultad muy alta a la hora de definir todas las condiciones y una simulación poco eficiente y lenta y con el riesgo añadido de que la computadora no logre realizar su labor por temas de capacidad de procesamiento de datos del equipo informático.

Ahora, en lo que concierne al ANSYS CFX, se tiene un conjunto de superficies que forman un perfil alar bastante bueno para realizar la simulación. Sin embargo tiene una contra bastante problemática, y es que al ser todo superficies (y de hecho miles de ellas), complica en gran medida el trabajo con todo el pre-proceso. Es decir, se había obtenido un perfil más simple y suficientemente bueno como para poder trabajar con él, pero debido a que el proceso del BluePrints genera demasiadas superficies, acaba siendo complicado tratarlo.

Como posibles soluciones aunque no muy eficientes, entre otras funciones del ANSYS CFX DesingModeler, se podría haber usado la herramienta “merge” para unificar todas las superficies y a partir de ahí intentar trabajar. Otro ejemplo, sería la opción de “repair tool” la cual habría sido necesaria usar para reparar en cierta medida el perfil creado por BluePrints.

No se ha considerado siquiera la posibilidad de seguir este camino debido a lo poco eficiente que es. Además el proceso más simple e idóneo para trabajar en el simulador es con un sólido entero, el cual facilita mucho la labor de crear el “túnel de viento” y asignar las partes necesarias (las “named selection”).

La idea final, y definitiva, para culminar con la parte de la geometría ha sido realizar un proceso constructivo en el propio programa informático SOLIDWORKS (version 2016), en el cual, se aprovecha el buen perfil que ha quedado con el BluePrints y se genera una multitud de planos en los cuales se va resiguiendo el perfil del ala en cada uno. Finalmente se conseguirá juntar todos ellos usando la opción de recubrir. Es a priori un proceso lento y laborioso, pero al final se convierte en algo muy metódico que puede dar como resultado un perfil sólido entero, simple y bastante fiel a la realidad.

El proceso de construcción ha radicado en usar la Vista de Sección perpendicularmente al perfil NACA del ala, recortando en cada lugar donde se crearía un plano.



Ilustración 22: Selección de la opción vista de sección

La parte interesante de este proceso, es que es bastante bueno para este tipo de perfil ya que éste en sí no es constante pero mantiene en cierta medida el perfil NACA inicial, de forma que es idóneo para aplicar la herramienta recubrir e ir resiguiendo y construyendo el sólido de una forma bastante cuidada.

Si tubiesemos un perfil de cualquier otro vehículo posiblemente se requeriría un proceso diferente, aquí y en este caso, el procedimiento va muy bien con el tipo de perfil que se está tratando.

Ahora se explica el proceso con algunas imágenes para facilitar la visualización de éste. El resultado de aplicar la Vista de Sección es el siguiente:

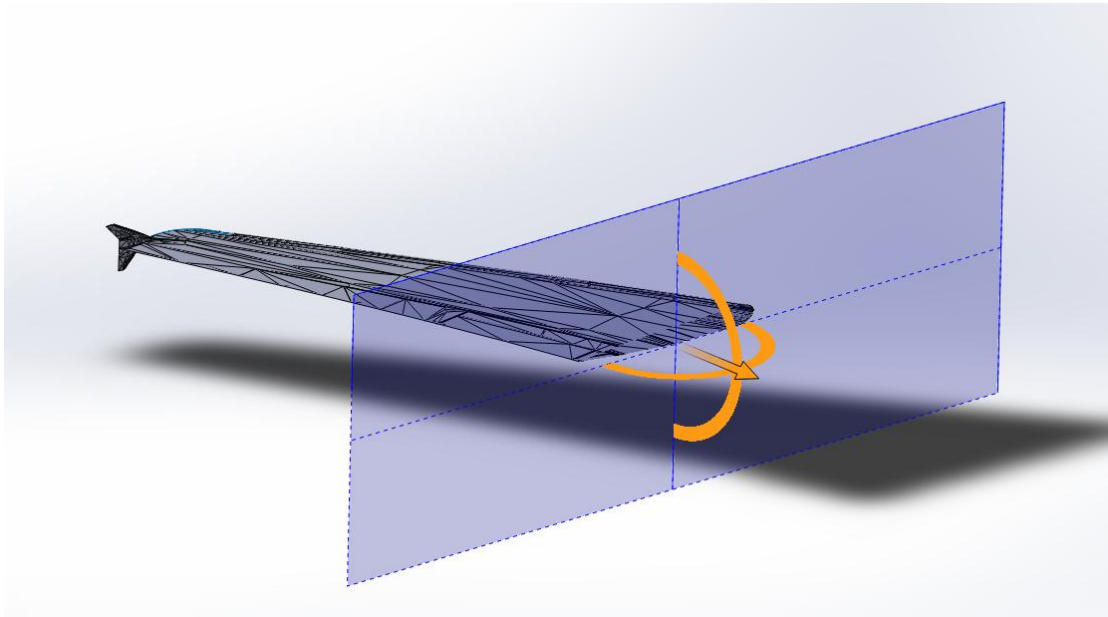


Ilustración 23: SolidWorks - Vista de sección sobre la geometría base

Aprovechando los perfiles generados en cada plano se van generando en planos 2D auxiliares (para evitar problemas en el reseguimiento del perfil) los respectivos perfiles.

Una vez se obtienen un conjunto de perfiles se aplica la herramienta de recubrir. Para ello primero se tiene que generar un croquis adicional 3D para generar las guías, de lo contrario la herramienta de recubrir por si sola no es capaz de generar el sólido.

Una porción del perfil queda de la siguiente manera:

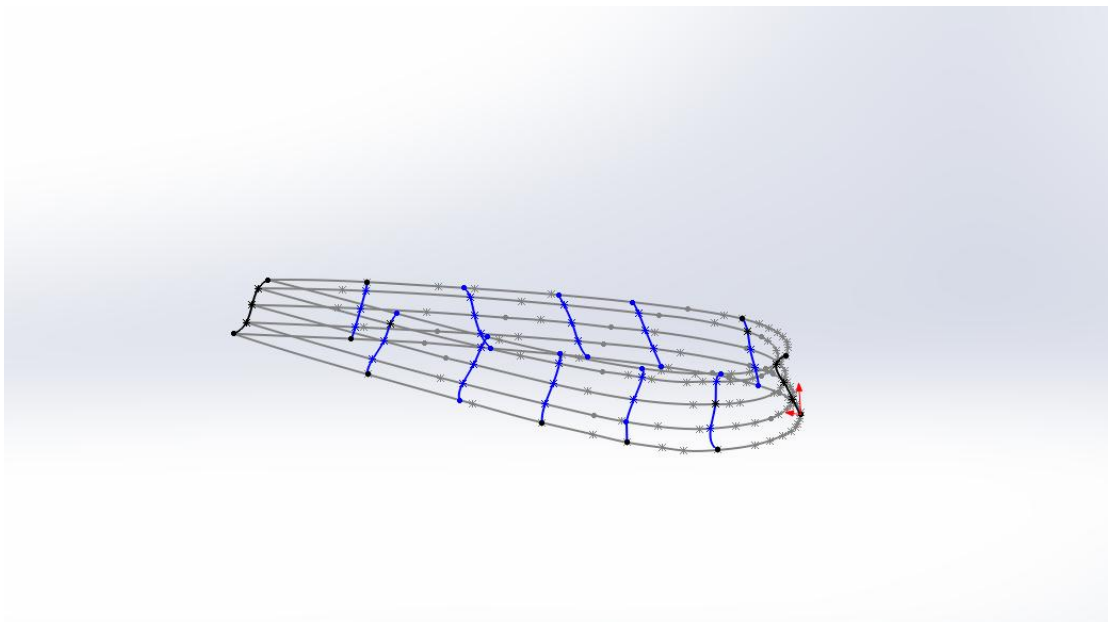


Ilustración 24: SolidWorks - Esqueleto del recubrimiento

Y finalmente se aplica el proceso de recubrir:

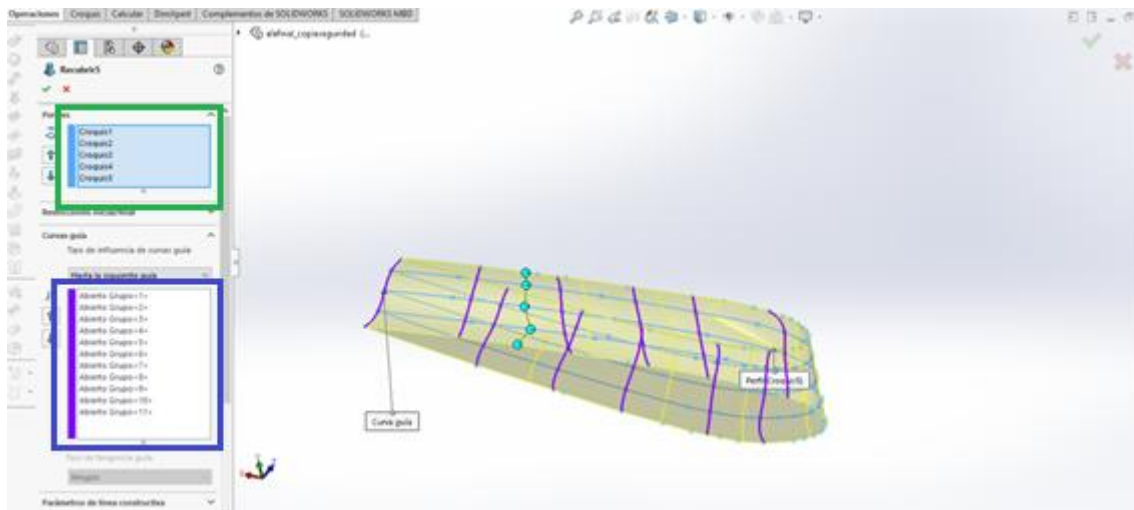


Ilustración 25: SolidWorks - Recubrimiento

El recuadro verde, corresponde a los perfiles que se extruirán y el recuadro azul, corresponde a las guías que ayudan al programa a hacer un buen acabado en el perfil.

De hecho sin las guías, y debido a la complejidad del proceso, el programa acaba generando geometría entrecruzada en la mayoría de las ocasiones. Esto denota la importancia de las guías para que el proceso funcione bien.

Una primera aproximación del sólido entero y acabado (y sin winglet) es el siguiente:

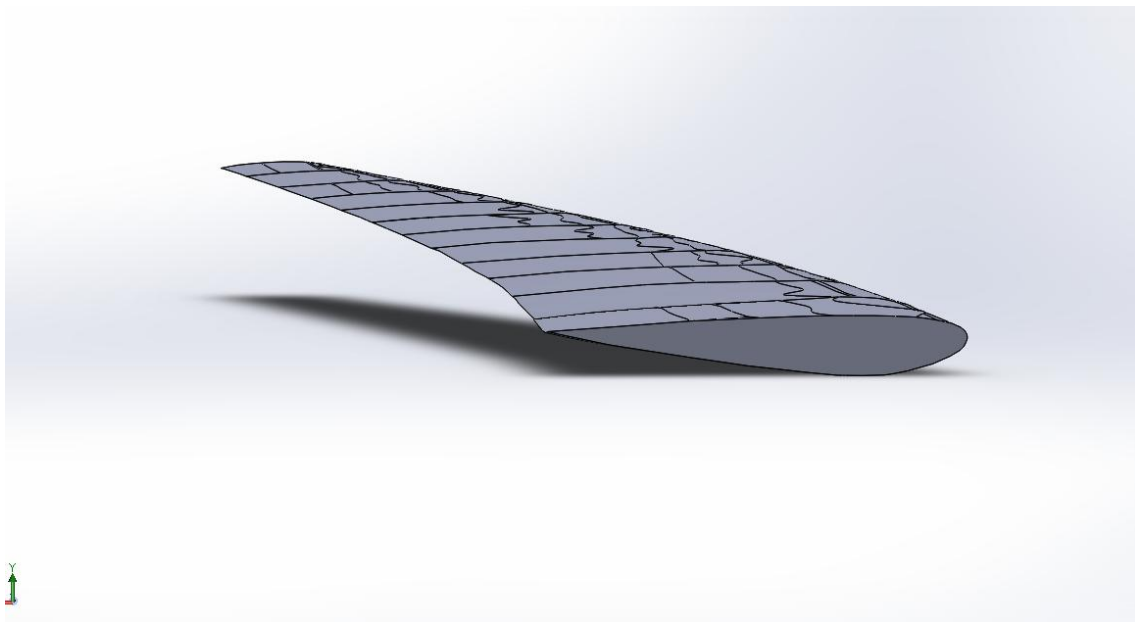


Ilustración 26: SolidWorks - Ala completa

La superficie del sólido queda parcialmente dividida en trozos, pero a diferencia del BluePrints estos son pocos, y se puede arreglar relativamente rápido con la opción “merge” en ANSYS CFX. En cuanto a las secciones que se generan en la dirección perpendicular al perfil naca, pueden ser aprovechables para el tema del mallado. Una primera idea es aprovechar esa separación cerca del winglet para realizar un “named selection” aparte, que nos podría servir para alterar la calidad del mallado en esa zona, y de esta forma la zona de estudio más importante, la zona cercana al winglet tendría un mallado más fino e independiente al resto. Esto es solo una idea que surge al ver el resultado de las superficies del sólido final. Existen de todas formas, varios métodos con los cuales se pueden refinar zonas del “túnel de viento”, como crear construcciones con diferentes geometrías y darles un calidad de mallado interior diferente a la parte exterior siendo su frontera un nexo de conexión en el cual se puede tener un gradiente de calidad de mallado más o menos suave o exagerado.

Más adelante se explicará de forma más metódica las posibilidades que el “Meshing” de ANSYS CFX nos ofrece y las que en definitiva se aplicarán.

Para acabar esta sección se va a exponer la creación del dispositivo de punta alar (winglet).

El método seguido es similar al primero usado para el ala completa. Se aplican diferentes capas usando la Vista de Sección (esta vez en posición vertical), para ir resiguiendo el perfil, dando el siguiente resultado:

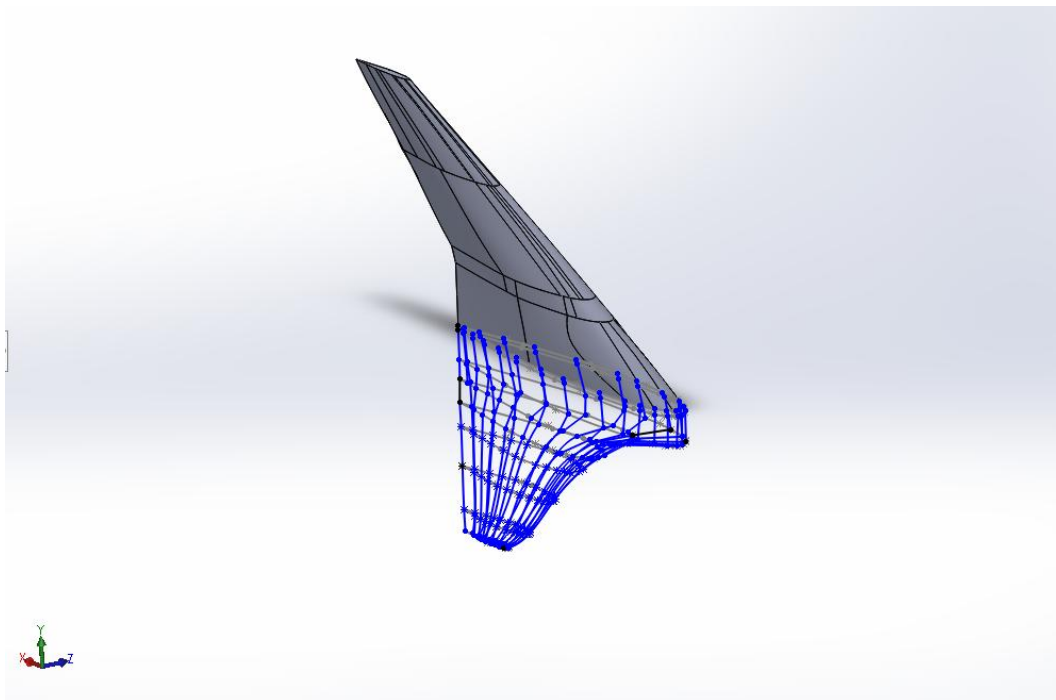


Ilustración 27: SolidWorks - Esqueleto del winglet

El winglet entero queda de la siguiente forma:

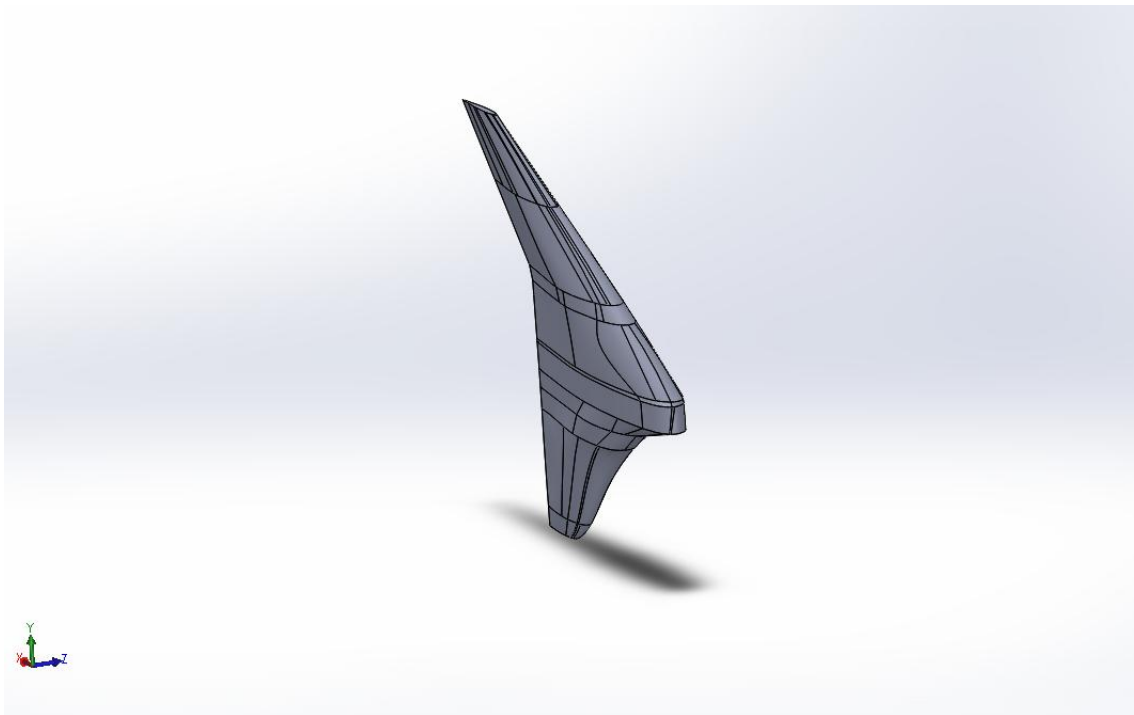


Ilustración 28: SolidWorks - winglet completo

Esta última geometría ha sido generada en la propia ala con lo que lo único que resta por hacer es combinar los sólidos para que quede el ala final con winglet incorporado:

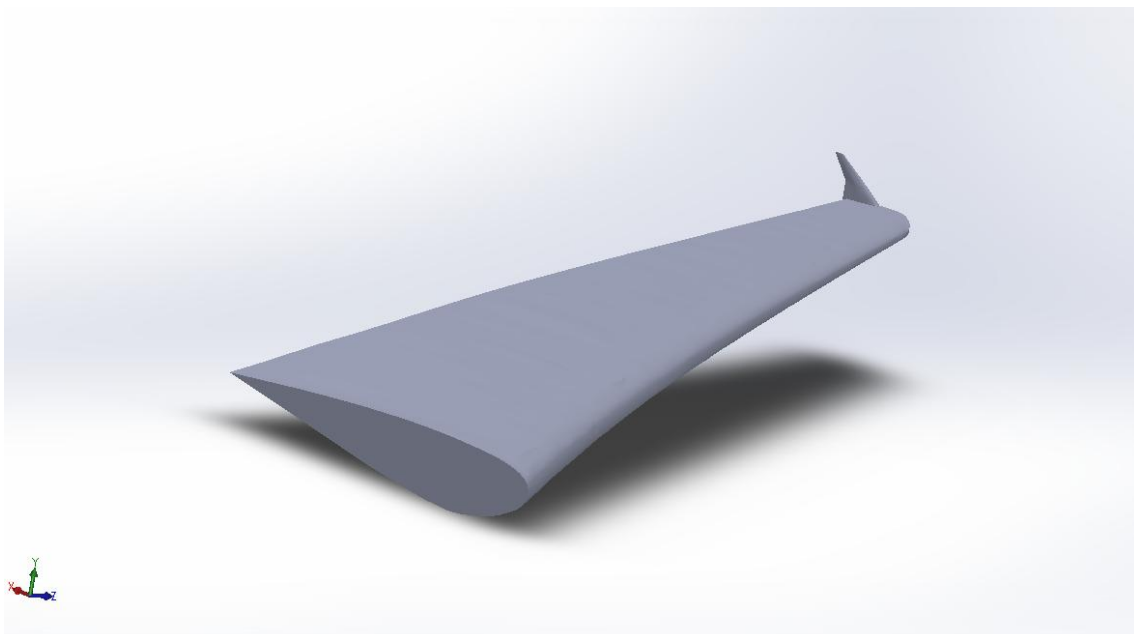


Ilustración 29: SolidWorks - Ala completa con winglet

Se tendrán, por lo tanto, dos archivos SLDPRT. Uno previo a la construcción del Winglet, el cual es una ala entera sin dispositivo y la que se observa en la imagen de arriba.

5.1.2. Túnel de viento

Para acabar, se terminará de generar la geometría pertinente para poder aplicar en consecuencia el mallado. En este caso se está hablando del famoso “túnel de viento”. Para recrear éste “túnel” se ha de generar una geometría adecuada alrededor del perfil alar, que será la “bolsa” de aire que rodeará el perfil. Se aplicará el método de sustracción de sólido de la zona correspondiente a la “bolsa” de aire.

Para ello primero se debe construir la zona de aire. La primera pregunta que uno se debe de hacer es, qué dimensiones son las pertinentes. Para ello, y en realidad está bastante generalizado para los diversos estudios de simulación, se aplican unas medidas aproximadas en las cuales se suponen un medida delantera, trasera y de altura respecto al perfil y proporcional al cuerpo del éste.

Una complejidad añadida al estudio de un perfil alar es el ángulo de ataque del fluido. Teniendo en cuenta este añadido, se debe generar a diferencia de un automóvil (por ejemplo), una zona delantera al perfil con forma cilíndrica bastante amplia que permita a posteriori realizar el estudio con diferentes ángulos de ataque. A su vez, el radio de dicho cilindro tendrá que ser lo suficientemente grande para que el perfil total tenga una anchura suficiente.

La idea es que haya suficiente anchura (eje vertical) para que las paredes estén lo suficientemente lejos y de esta forma no afecten a la simulación en la parte central donde se halla la geometría del perfil.

El delante, la parte posterior al perfil, suele construirse muy amplio.

En sí mismo, las dimensiones usadas para el túnel no están muy definidas, hay ciertas recomendaciones, pero al final, lo interesante es probar la simulación y ver si es suficientemente adecuado, y de lo contrario hacer alguna modificación.

Para crear dicha geometría en el DesingModeler se tiene que usar “sketching”, el cual tiene diversas herramientas de dibujo. La idea es obtener una geometría de este estilo:

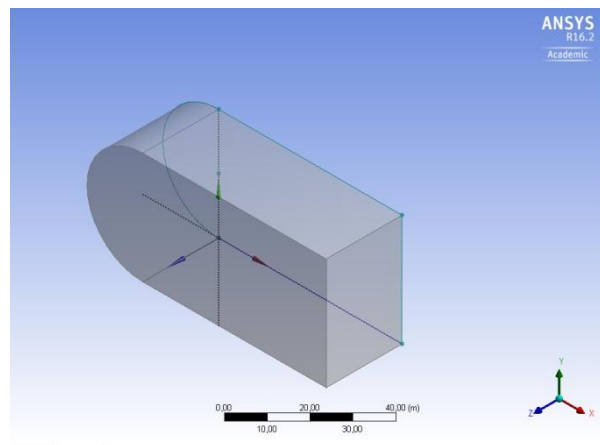


Ilustración 30: ANSYS - Sketch tipo túnel

Las medidas tanto del radio del cilindro, como la altura que va relacionada con éste último y finalmente la medida trasera estarán en función, como se ha comentado antes, de las dimensiones del perfil alar.

La geometría del conjunto, “bolsa de aire” y perfil alar queda de la siguiente manera:

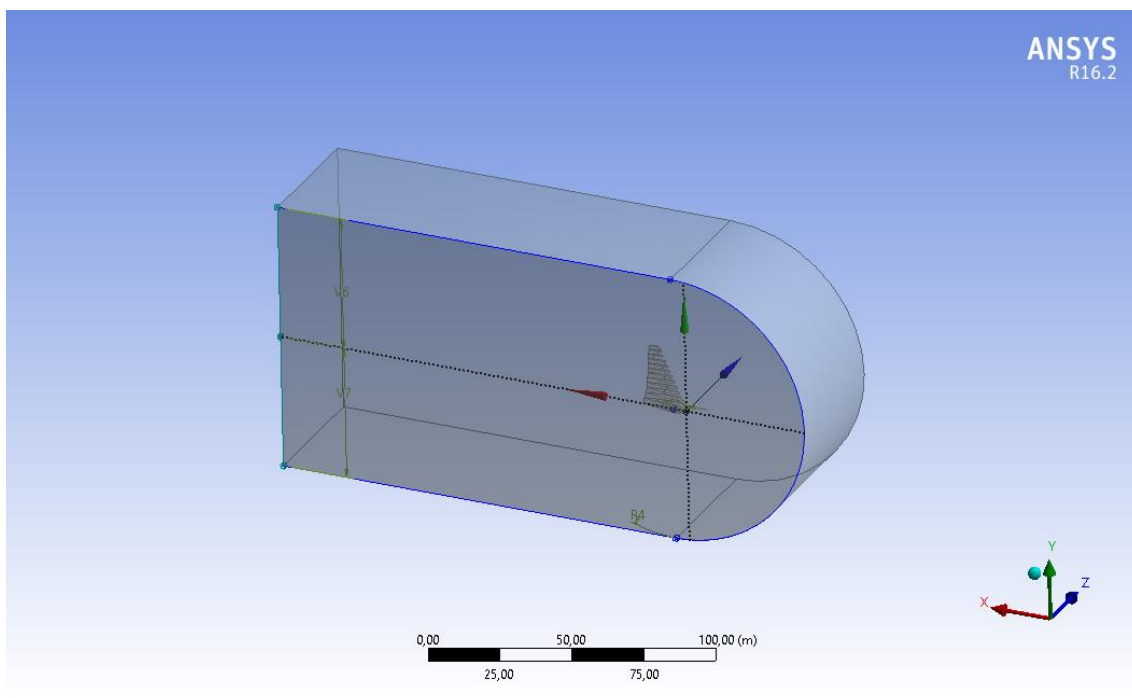


Ilustración 31: ANSYS - Túnel completo

La acción que precede a esta construcción es el método de extraer (en el método "Boolean"), el cual deja una geometría final en la que se obtiene un “túnel de viento” es

su totalidad excepto la zona que se substrajo del perfil. Esa zona corresponde ahora a una zona vacía, con su respectiva superficie interior. Dicha superficie será tratada como la "wall" de estudio, es decir, el obstáculo que se coloca dentro del túnel de viento.

A continuación se procederá a actuar sobre esta geometría en la fase del "Meshing".

5.2. Mallado - "Mesh"

En este preciso instante se encuentra el trabajo en un punto crítico. Es de suma importancia realizar un buen mallado, tan importante como suponer y aplicar unas condiciones de contorno adecuadas para que la simulación llegue a unos resultados fidedignos.

Una vez están listas las dos geometrías, entramos por separado al apartado de "Mesh", en el que podremos manipular la malla para optimizar el método con el que se obtienen los resultados.

La idea básica de este apartado es elegir adecuadamente entre eficiencia y calidad del mallado. Como se comentó anteriormente, uno de los problemas básicos de usar un simulador es la capacidad computacional de la que se dispone. En estos momentos, el elegir una malla extremadamente buena, puede ser un error fatal, ya que las simulaciones tardarían demasiado, en caso de que fuera posible llevarlas a cabo.

Además, se tiene que jugar con el hecho de que a partir de una cierta calidad de mallado, la solución y los resultados obtenidos no mejoran lo suficiente como para que sea rentable ese aumento en la calidad de mallado.

De esta forma y aplicando esta lógica, se intenta optimizar la malla de manera que los resultados obtenidos sean suficientemente buenos, a la vez que el hecho de aplicar una calidad superior en el mallado no signifique una mejora exponencial de estos resultados y por supuesto, que el tiempo de simulación no sea desorbitado.

5.2.1. Default mesh - Detalles del mallado por defecto

Sin más preámbulos, se procede a manipular el mallado.

En la pantalla principal, se obtienen los detalles básicos del mallado. Si se requiere, se puede realizar un mallado por defecto (default Mesh) sin manipular

nada previamente. En este caso, el propio programa realiza un primer mallado que él considera adecuado.

A simple vista se observa un mallado ancho, el cual con un gradiente un tanto exagerado, disminuye su volumen de nodos a medida que se acerca a los contornos del perfil.

Se puede observar en esta tabla de detalles, las principales características de la malla, de las cuales, en la que pone estadísticas, se puede leer el número de nodos y elementos que se han generado en este mallado por defecto (los cuales ya parecen ser números bastante

Details of "Mesh"	
[-] Display	
Display Style	Body Color
[-] Defaults	
Physics Preference	CFD
Solver Preference	CFX
<input type="checkbox"/> Relevance	0
[+] Sizing	
[+] Inflation	
[+] Patch Conforming Options	
[+] Patch Independent Options	
[+] Advanced	
[+] Defeaturing	
[-] Statistics	
<input type="checkbox"/> Nodes	63831
<input type="checkbox"/> Elements	358438
Mesh Metric	None

Ilustración 32: ANSYS - Detalles del mallado 1

considerables).

5.2.2. Details of sizing - Refinamiento de la malla

En el apartado de "sizing" se puede manipular varias de las características básicas del mallado.

En primer lugar se tiene el recuadro rojo. Esta función da cuatro opciones y por defecto queda marcada la de curvatura. Sin embargo en la mayoría de casos se va a preferir usar la opción de mallado por proximidad y curvatura.

El centro de relevancia (recuadro amarillo) modifica todos los tamaños y el ratio de crecimiento. Sin embargo, se dejará por defecto y se modificarán manualmente todas las demás características.

"Smoothing" (recuadro verde) afectará en el grado de cambio entre el tamaño de celdas.

Details of "Mesh"	
[-] Display	
Display Style	Body Color
[-] Defaults	
Physics Preference	CFD
Solver Preference	CFX
<input type="checkbox"/> Relevance	0
[-] Sizing	
<input checked="" type="checkbox"/> Use Advanced Size Function	On: Curvature
<input checked="" type="checkbox"/> Relevance Center	Coarse
Initial Size Seed	Active Assembly
<input checked="" type="checkbox"/> Smoothing	Medium
<input checked="" type="checkbox"/> Transition	Slow
Span Angle Center	Fine
<input type="checkbox"/> Curvature Normal Angle	Default (18,0 °)
<input type="checkbox"/> Min Size	Default (0,114210 m)
<input type="checkbox"/> Max Face Size	Default (11,4210 m)
<input type="checkbox"/> Max Size	Default (22,8410 m)
<input type="checkbox"/> Growth Rate	Default (1,20)
Minimum Edge Length	2,2139e-002 m
[+] Inflation	
[+] Patch Conforming Options	
[+] Patch Independent Options	
[+] Advanced	
[+] Defeaturing	
[-] Statistics	

Ilustración 33: ANSYS - Detalles del mallado 2

Si se usa el "high" cambiará de forma más suave.

En "transition" (recuadro azul) se deja por defecto ya que este apartado afecta a mallados con diferentes métodos para la forma de los nodos, y en este caso solo se usa un único método.

Finalmente, se modifica manualmente el tamaño máximo y el mínimo (recuadro gris). Este punto se irá retocando en función de como se observe la calidad de la malla una vez creada.

5.2.2. Insert sizing - Mejora de la malla 1

A pesar de que el tamaño creado por un primer refinamiento pueda parecer bueno y hasta definitivo para lo que se desea, la idea de crear una buena malla es optimizar el rendimiento de la computadora, de modo que las zonas que se alejan del perfil, al no ser la zona de interés de estudio, puedan ser menos finas que alrededor del perfil.

En este punto se entra con la opción "Insert sizing".

Details of "Face Sizing" - Sizing	
Scope	
Scoping Method	Named Selection
Named Selection	Wall
Definition	
Suppressed	No
Type	Element Size
Element Size	1, m
Behavior	Soft
Curvature Normal Angle	Default
Growth Rate	Default
Local Min Size	Default (5,e-002 m)

Ilustración 34: ANSYS - Detalles del "Face Sizing"

Aquí se aprovecha el Named Selection anteriormente creado para seleccionar toda la superficie de la geometría y definir un tamaño máximo de nodos en ella.

El resultado es una malla superficial al perfil mucho más fina que la que rodea todo la envoltura de aire:

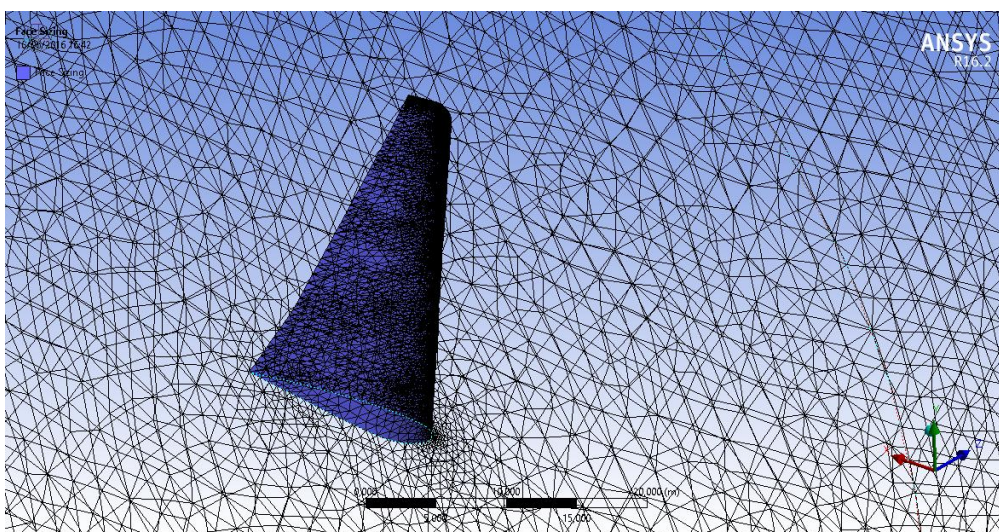


Ilustración 35: ANSYS - Zona superficial de la geometría

5.2.3. inflation - Mejora de la malla 2

Ahora que se ha mejorado la superficie de la geometría, se procede a mejorar la zona que envuelve a ésta. Para ello, el método más sencillo es el "inflation".

En primer lugar se incluye el "named selection" de la superficie del perfil (llamado Wall) en "Program controlled inflation" y a continuación se puede aplicar la inflación por defecto del programa alrededor de toda la superficie.

El ratio de aspecto, el número de capas y el ratio de crecimiento recomendados son 5, 5 y 20% respectivamente.

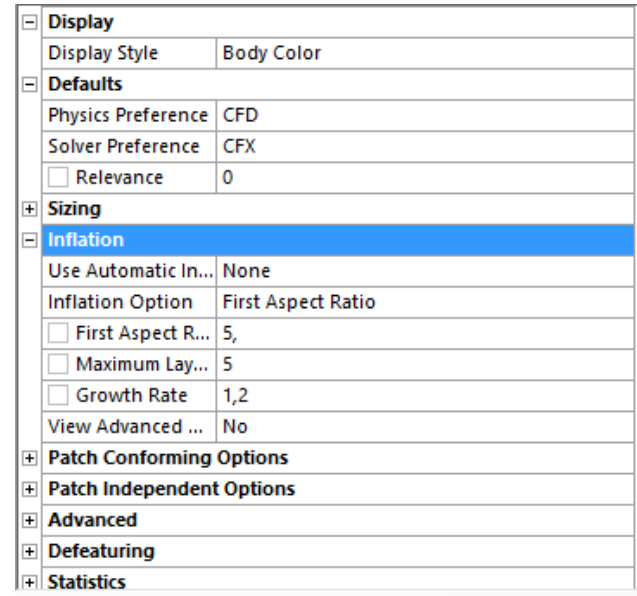


Ilustración 36: ANSYS - Inflation

El resultado de aplicar la inflación en el refinamiento de la malla es el siguiente:

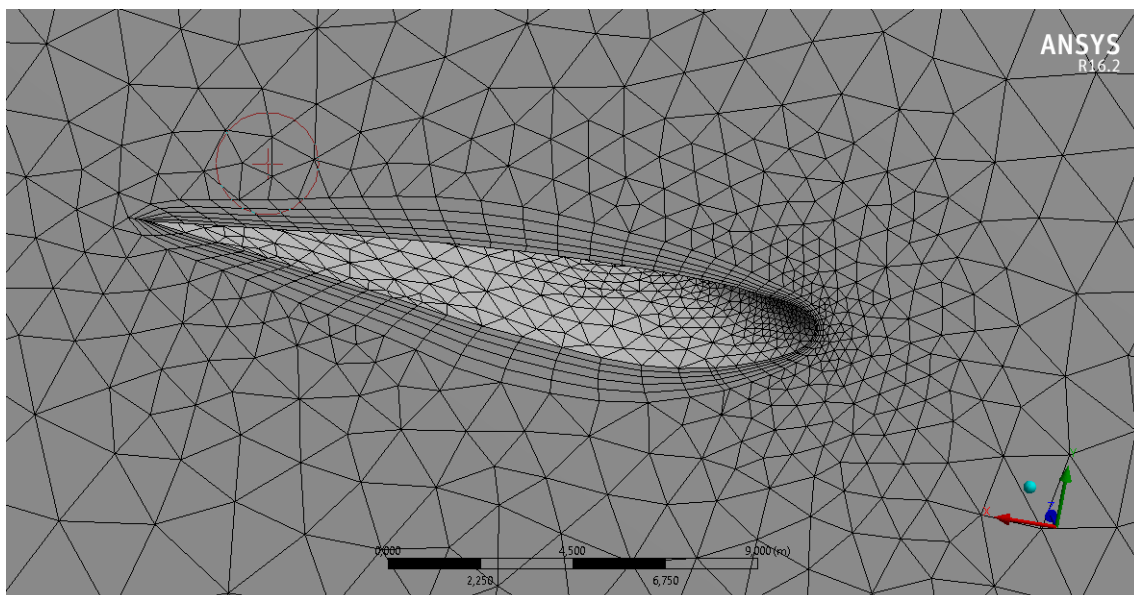


Ilustración 37: ANSYS - Aplicación del Inflation

Se puede observar en este perfil del ala como se ha generado alrededor de ésta un mallado superficial más fino. Éste será más adecuado para un mejor cálculo cerca de la capa límite.

Una opción que permite ver mejor el mallado, ya que por defecto se ve plano y puede resultar un tanto caótico, es el de "Show whole elements".

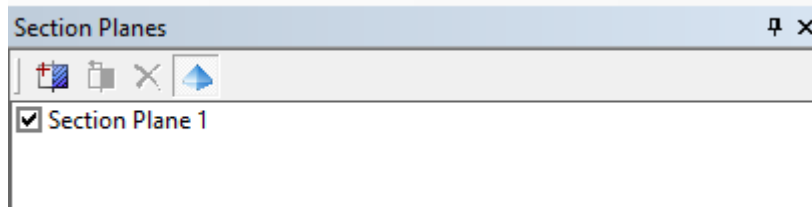


Ilustración 38: ANSYS - Opción nodos en 3D

El aspecto que da al mallado es el siguiente:

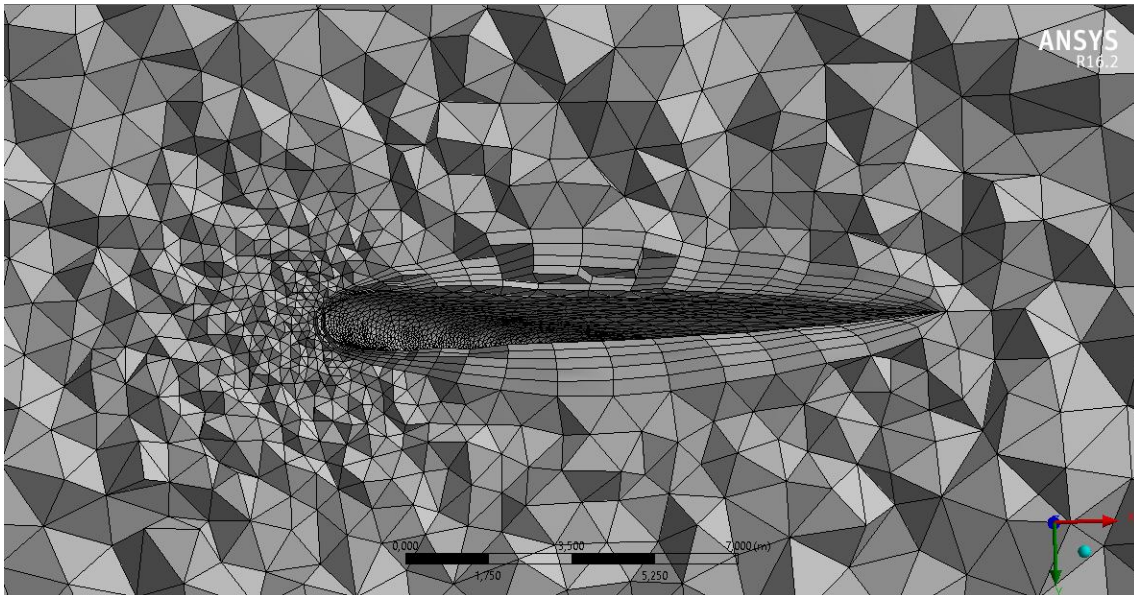


Ilustración 39: Nodos en 3D

5.2.4. Body sizing 1 - Mejora de la malla 3

Ahora que la parte superficial y su frontera más cercana se han modificado, es necesario mejorar la zona circundante.

Para ello primero se tiene que generar un nuevo sketch en el apartado de geometría que usaremos de soporte para generar una zona envolvente al perfil, al cual se le modificará la malla interior para dejarla más fina que la exterior.

El sketch extruido tiene esta forma:

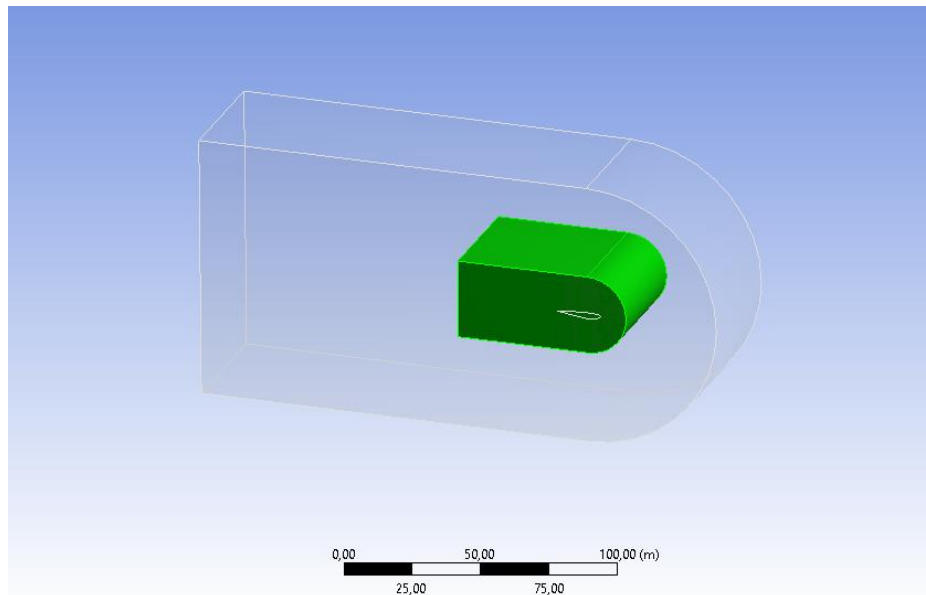


Ilustración 40: ANSYS - Sketch para el Body Sizing

Disponiendo de este sólido se vuelve al apartado de "Meshing" para seguir con la modificación.

Del mismo modo que se hizo con el "face sizing" anterior, aquí se selecciona la geometría previamente generada y se modifica el tamaño de los elementos interiores a ésta (Element Size).

Details of "Body Sizing" - Sizing	
<input type="checkbox"/> Scope	
Scoping Method	Geometry Selection
Geometry	1 Body
<input type="checkbox"/> Definition	
Suppressed	No
Type	Body of Influence
Bodies of Influence	1 Body
<input type="checkbox"/> Element Size	0,75 m
<input type="checkbox"/> Growth Rate	Default
<input type="checkbox"/> Local Min Size	Default (5, e-002 m)

Ilustración 41: ANSYS - Panel de Body Sizing

El resultado final es el siguiente:

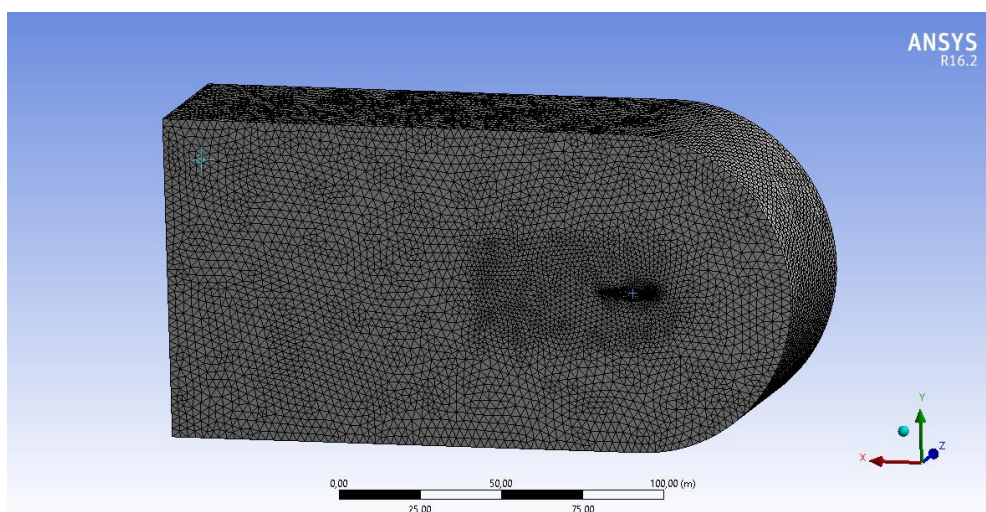


Ilustración 42: ANSYS - Resultado del Body Sizing

A partir de éste punto se puede modificar rápidamente el sketch o el propio tamaño de los nodos si es necesario y así modificar el mallado de una forma eficiente y rápida para realizar pruebas.

5.2.5. Body sizing 2 - Mejora de la malla 4

Esta última mejora se basa en la misma que la anterior. En este caso se requiere una mejora de la zona cercana al Winglet, el elemento de estudio.

Para ello, se aprovecha la herramienta de la esfera, que se basa en un "body sizing" de la misma forma que el anterior.

En primer lugar se crea un sistema de coordenadas auxiliar en la zona que requiere un refinamiento aún mayor (Insert Coordinate System) ya que es la zona de estudio donde más influye la resistencia inducida del ala.

Éste punto donde se sitúa el eje será el (30; 2,5; 35) m.

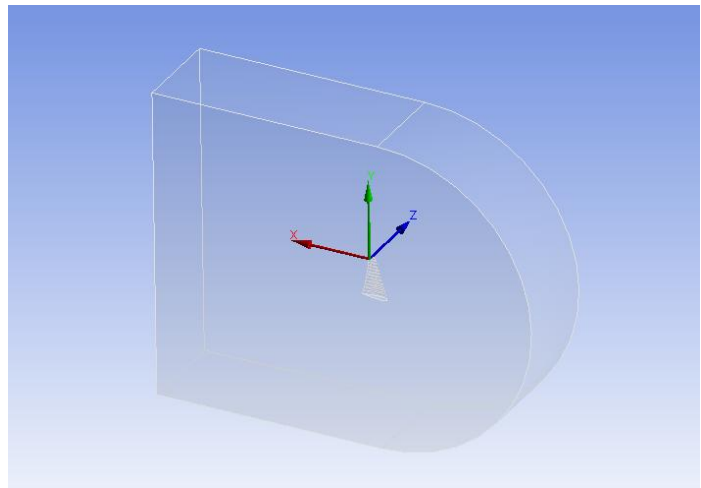


Ilustración 43: ANSYS - Coordenada auxiliar

A continuación se selecciona esta coordenada para aplicar la Esfera de Influencia, se define su radio y de la misma forma que en el caso anterior, se define el tamaño de los elementos en su interior.

Details of "Body Sizing 2" - Sizing	
[-] Scope	
Scoping Method	Geometry Selection
Geometry	1 Body
[-] Definition	
Suppressed	No
Type	Sphere of Influence
Sphere Center	Coordinate System
<input type="checkbox"/> Sphere Radius	5, m
<input type="checkbox"/> Element Size	0,5 m
<input type="checkbox"/> Local Min Size	Default (5,e-002 m)

Ilustración 44: ANSYS - Panel Body Sizing 2

Es un poco difícil de observar a simple vista, pero por encima del perfil se puede vislumbrar una zona esférica de nodos más finos respecto al resto:

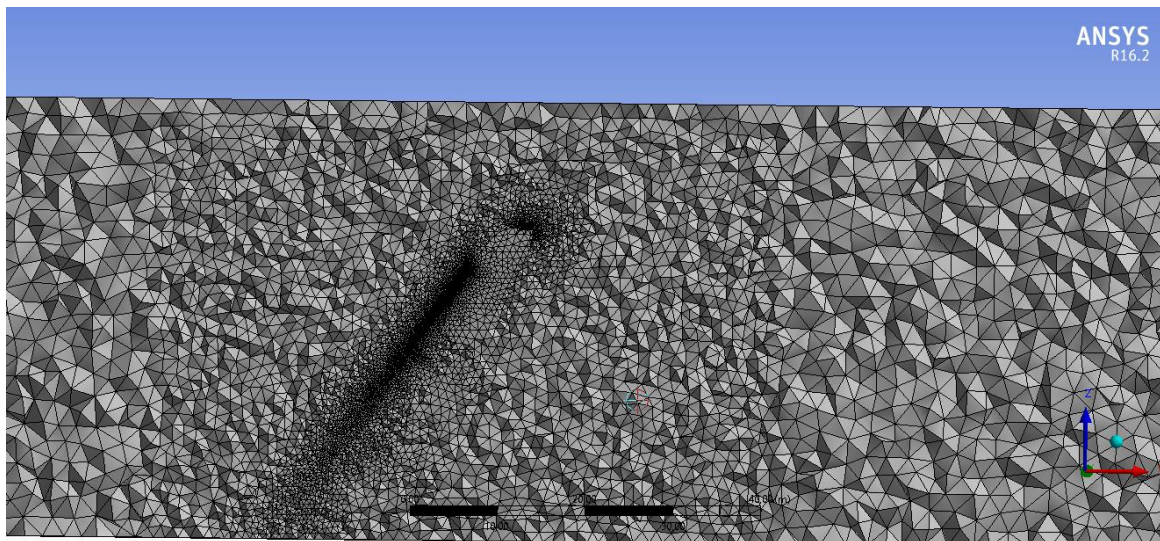


Ilustración 45: ANSYS - Resultado del método de la esfera

5.2.6. Modificar la malla entera

A partir de este momento se tienen varias zonas que se pueden modificar rápidamente para ir probando diferentes mallados y poco a poco encontrar uno óptimo que cumpla con su papel. De la misma forma el Sketch extruido se puede modificar para que la bolsa de aire también varíe de la misma forma.

A pesar de los valores iniciales en los elementos y nodos, un mallado es considerado bueno si se supera cierto nivel de elementos y nodos. Se puede poner como ejemplo el siguiente caso donde se presenta la calidad de los resultados frente a un ensayo real de túnel de viento y el número de celdas del mallado usado:

mesh size & turbulence model	C_D	ΔC_D	CPUhs
wind-tunnel experiment	0.321	-	-
coarse mesh (5.5 M cells) realizable k- ϵ	0.336	4.7 %	450
fine mesh (11 M cells) realizable k- ϵ	0.328	2.1 %	750
fine mesh (11 M cells) RSM	0.322	0.3 %	1200

Ilustración 46: Calidad de malla

Además también hay una función que te permite saber su calidad ("Mesh Metric" en statistics") llamada "Skewness".

Statistics	
<input type="checkbox"/> Nodes	2479981
<input type="checkbox"/> Elements	14468024
Mesh Metric	Skewness
<input type="checkbox"/> Min	1,2382e-007
<input type="checkbox"/> Max	0,99971
<input type="checkbox"/> Average	0,21734
<input type="checkbox"/> Standard Deviation	0,12408

Ilustración 47: ANSYS - Skewness

Donde la calidad de las celdas viene determinada de la siguiente manera:

Value of Skewness	Cell Quality
1	degenerate
0.9 — < 1	bad (sliver)
0.75 — 0.9	poor
0.5 — 0.75	fair
0.25 — 0.5	good
> 0 — 0.25	excellent
0	equilateral

Ilustración 48: ANSYS HELP - Definición de la calidad de malla

Se tiene una media de 0,2, lo cual es bastante bueno y aunque haya un máximo en un valor de 1 se puede aceptar ya que la distribución se acerca a "excellent", es decir, hay muy pocos elementos con una calidad mala y la mayoría por encima de la calidad buena:

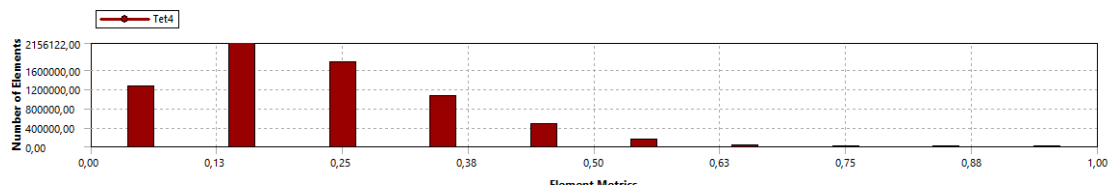


Ilustración 49: ANSYS - Distribución del tamaño de los nodos

Para las simulaciones principales se va a usar los siguientes tamaños de nodos en las diferentes zonas:

- Details of sizing - MIN size 0,05 m; MAX size 1,5 m.
- Inflation - Element Size 1 m.
- Body Sizing 1 - Element Size 1 m.
- Body Sizing 2 - Element Size 0,5 m.

5.3. Caracterización de las condiciones de contorno - "Set Up"

Junto con el mallado, el "SetUp" es una de las partes más importantes del conjunto de la simulación.

En este punto se va a definir con cuidado las condiciones relacionadas con la geometría y el fluido que la rodea, dando punto final a la etapa pre-simulación.

A continuación, se van a caracterizar paso por paso los dominios y las condiciones aplicadas para la simulación.

5.3.1. Dominio del fluido – Domain: Default Domain

El dominio del fluido consiste en la zona generada por la operación del "boolean" durante la geometría.

Se define dicho fluido como aire, gas ideal, y se concretan sus condiciones de contorno.

En este caso se introduce una presión de 0,26 atm y se deja por defecto el resto de opciones en la pestaña de "Basic settings".

Básicamente interesan estas características por defecto, ya que se desea un fluido continuo, sin considerar efectos de flotabilidad, un modelo estacionario y sin deformación de malla.

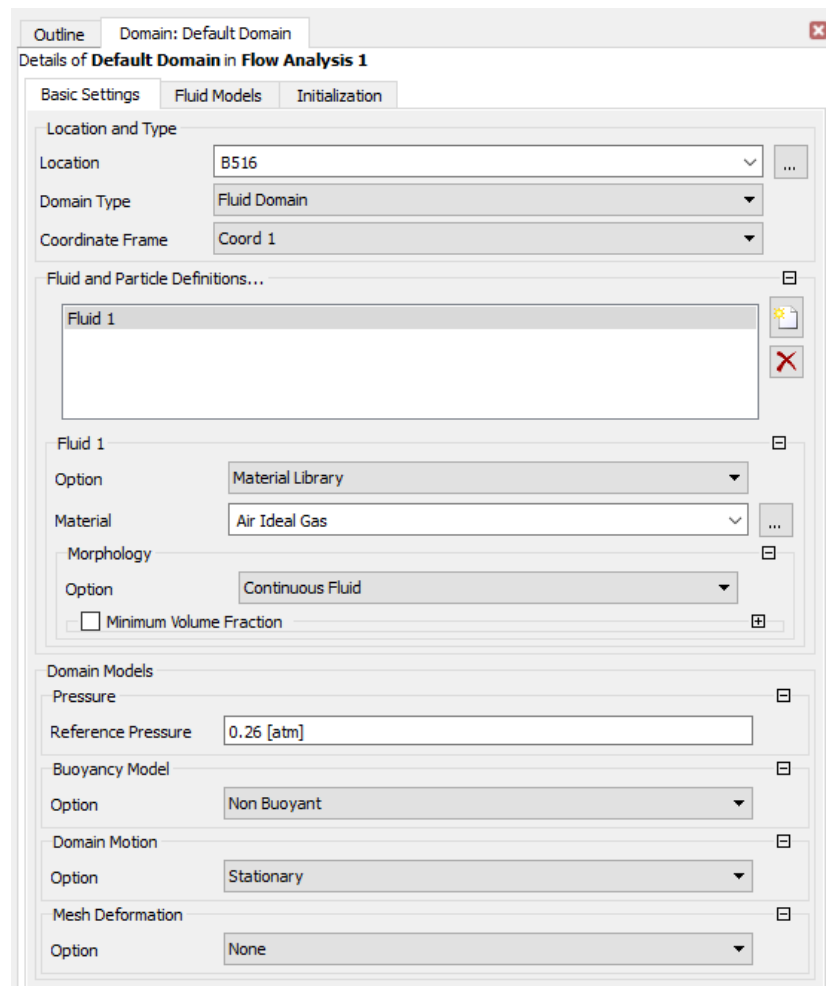


Ilustración 50: ANSYS - Domain Default Domain

Para escoger la presión adecuada se ha buscado información sobre datos obtenidos empíricamente y de forma teórica.

Se considera que a 10 km de altura la presión atmosférica se reduce 3/4 partes de la que se halla a nivel del mar, y de una forma semejante se puede obtener un valor aproximado de forma teórica.

En el libro de "theory of wing sections" deducen una ecuación teórica que aproxima un resultado para valores que no superen los 11 km de altura:

$$\text{Para } h < 11 \text{ km} \quad \frac{dp}{p} = - \frac{g}{R'} \cdot \frac{dh}{288,15 - 0,0065 \cdot h} \quad \frac{p}{p_0} = \delta = (1 - 22,557 \cdot 10^{-6} \cdot h)^{5,256}$$

Ilustración 51: Fórmula teórica para el cálculo de la presión

El resultado obtenido para los 10 km de altura es de 0,26 atm aproximadamente, valor que se acerca considerablemente al que ya se había supuesto por propia experimentación en la realidad.

De la misma forma se puede obtener, ya de una forma más fácil, la temperatura de contorno:

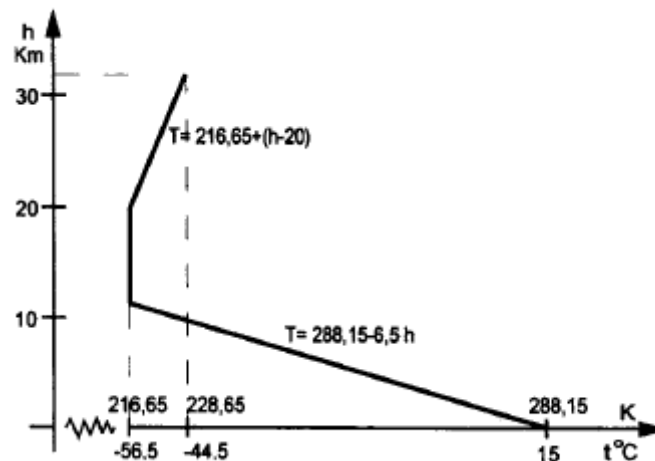


Ilustración 52: Gráfica de la evolución de la temperatura en función de la altitud

Para una altura de 10 km se puede suponer un gradiente lineal donde la temperatura va descendiendo, como se comentó en apartados anteriores, 6,5° C por cada kilómetro de altura.

Se calculan unos -50° C a la altura de 10 km para definir la temperatura de la simulación (de la misma forma que en la presión se obtiene un valor teórico que es representativo de la realidad y que por tanto se considera adecuado para ser usado como condición de contorno durante la simulación).

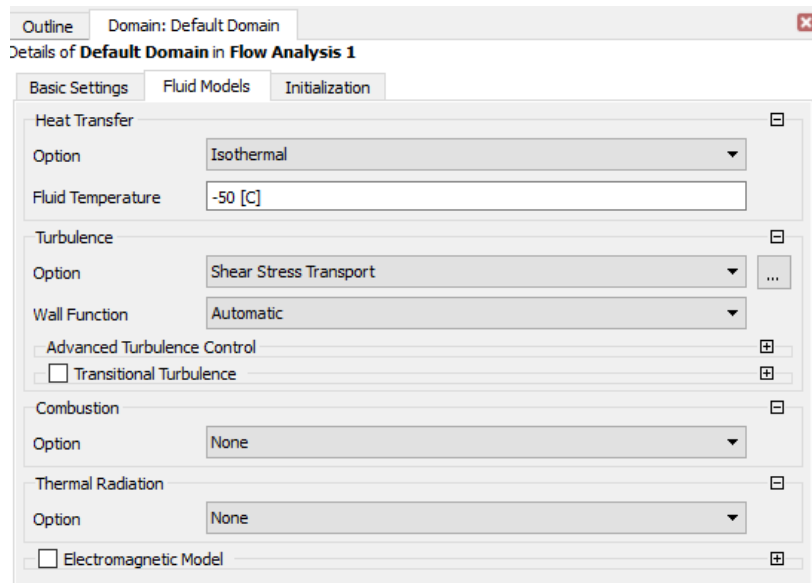


Ilustración 53: ANSYS - Domain Default Domain 2

Se considera isotérmico, es decir, sin transmisión de temperatura y un modelo de turbulencia SST (Shear Stress Transport).

Este último modelo combina los mejores aspectos del modelo K-épsilon y del modelo K-omega. En términos sencillos, K-épsilon es bueno para modelos laminares y K-omega para turbulencias, de modo que tratando en este caso un modelo en el que existe la separación de la capa límite con toda seguridad, es necesario aplicar el modelo SST que aprovechará cada uno de los anteriores modelos para las zonas respectivas donde encajan mejor.

5.3.2. Superficies de la geometría

Se procede a definir los contornos de la zona de aire, aprovechando las "Named Selection" que se definieron en las primeras etapas:



Ilustración 54: ANSYS - Panel principal del SetUp

Cada una de estos contornos están relacionados con una o más superficies de la geometría de la zona de aire.

Inlet, Wall, Symmetry son respectivamente la entrada del aire, el obstáculo dentro del túnel, y el resto de las superficies que no afectan al flujo de la simulación.

Por otro lado se tiene Outlet y FreeWalls que son una abertura, que puede ser tanto una entrada como una salida.

Inlet, Outlet, Wall y Symmetry son nombres que el programa reconoce por defecto y es capaz de relacionarlos con las zonas a las que en principio representan, haciendo el proceso de caracterización más rápido y sencillo.

5.3.3. Inlet

El Inlet será la zona más difícil de definir:

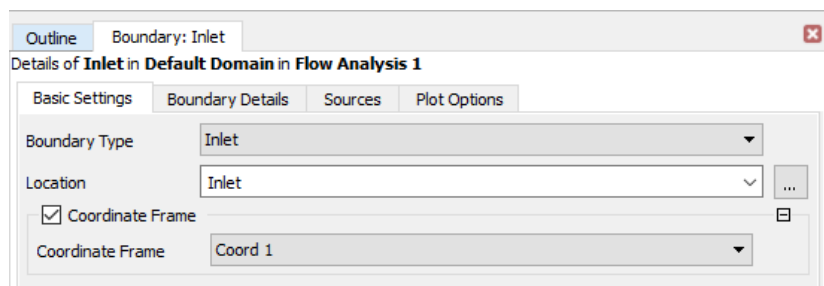


Ilustración 55: ANSYS - Panel de Inlet

Para empezar se debe de introducir la velocidad del aire en el eje correspondiente.

En este caso, se define una velocidad con un ángulo de 0 grados. Si se quiere modificar el ángulo de ataque se debe añadir un sistema de coordenadas auxiliar, como se explicará más adelante.

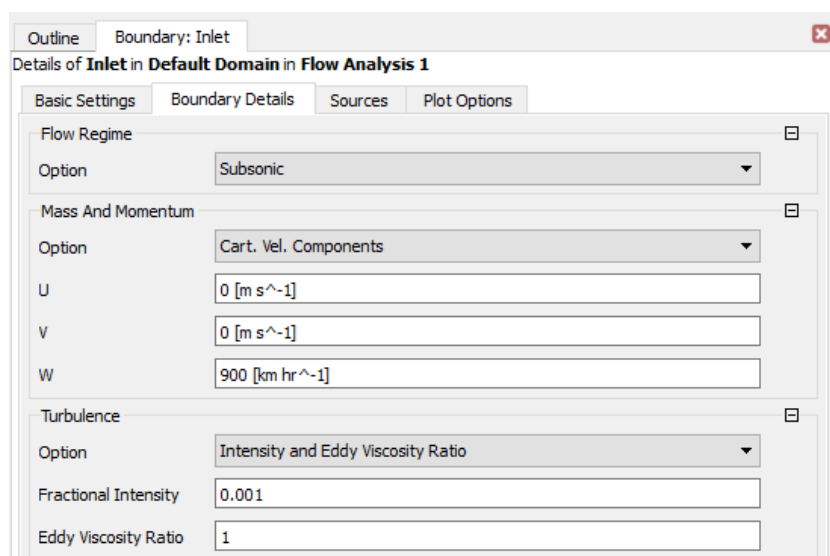


Ilustración 56: ANSYS - Panel secundario de Inlet

También se puede definir "Intensity and Eddy Viscosity Ratio" para modificar el nivel de turbulencia en la entrada.

5.3.4. Outlet y FreeWalls

Se define Outlet y FreeWalls como entrada o salida del aire en el túnel de viento (Opening):

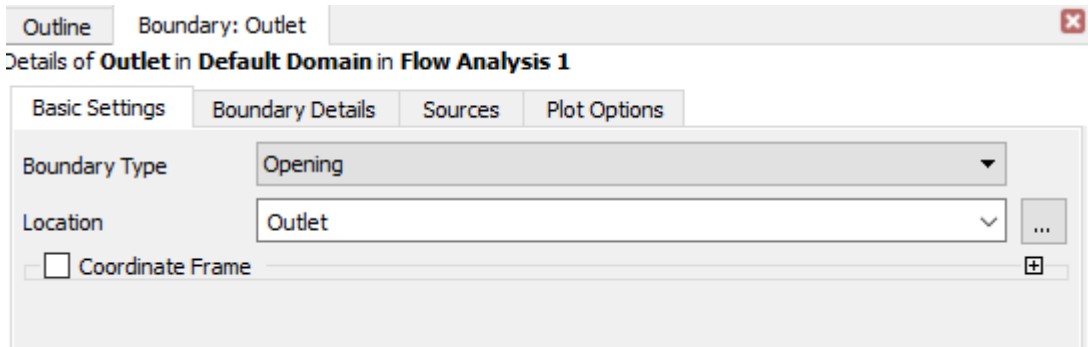


Ilustración 57: ANSYS - Panel de Outlet

En esta superficie se caracterizará la presión de salida. En este caso, se define como 0 Pa la presión relativa, queriendo dar a entender que la presión en la salida y la definida en la zona del aire tiene el mismo valor (0,26 atm) y del mismo modo que en el Inlet se puede definir el nivel de turbulencias.

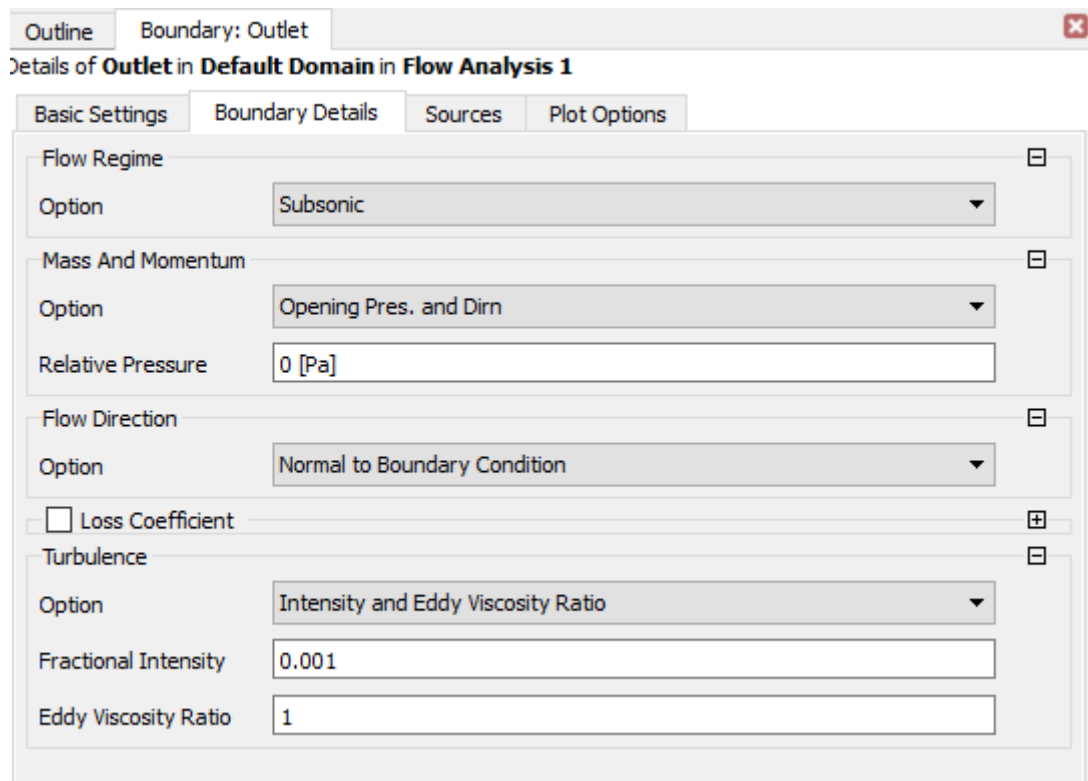


Ilustración 58: ANSYS - Panel secundario de Outlet

5.3.5. Wall

La zona de Wall corresponde con el obstáculo dentro del flujo de aire y queda definida por las superficies de la geometría. De la misma forma que en las otras condiciones de contorno, se podría definir con el "Named Selection" llamado "Wall" que se definió a priori, pero aquí el programa deja por defecto la suma de todas las superficies que definen esa Wall lo cual es también correcto (de hecho es lo mismo):

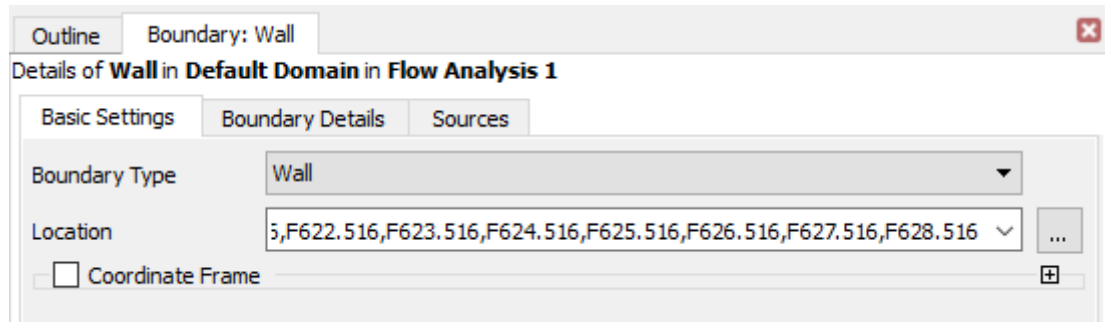


Ilustración 59: ANSYS - Panel de Wall

Las condiciones de esta "Wall" es la de una pared lisa y sin deslizamiento.

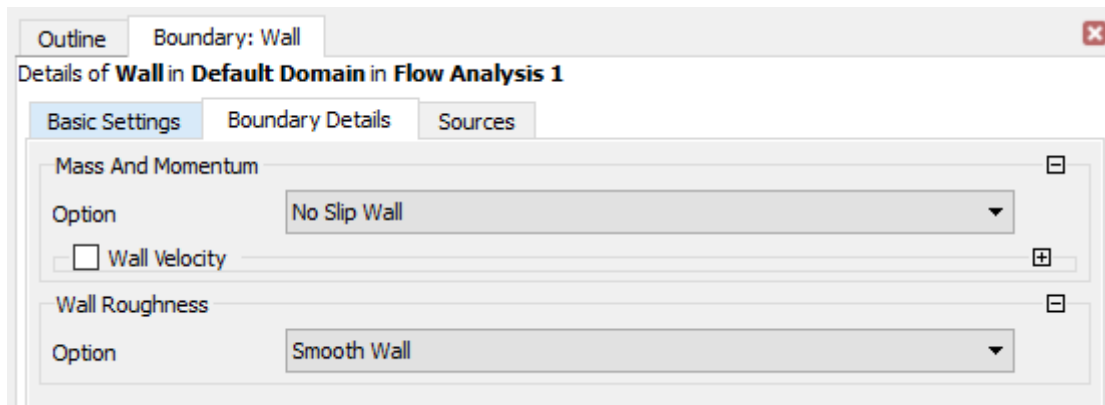


Ilustración 60: ANSYS - Panel secundario de Wall

5.3.6. Symmetry

En último lugar están las paredes de Symmetry, en las que no se puede modificar ningún aspecto. De hecho estas paredes son creadas a priori con la intención de que el desarrollo del flujo no se vea influido por éstas:

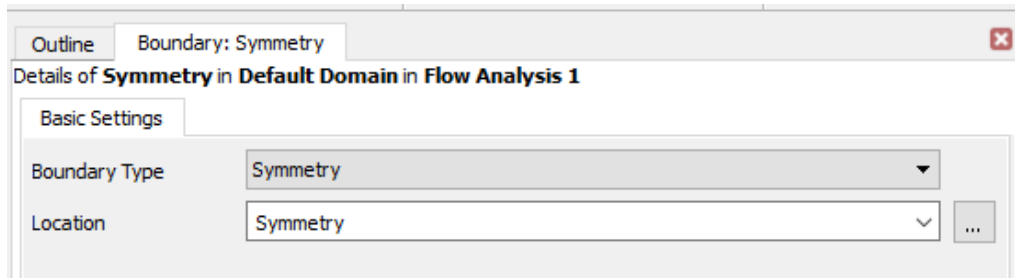


Ilustración 61: ANSYS - Panel de Symmetry

5.3.7. Ángulo de ataque

Se necesita hacer una modificación extra para poder aplicar la velocidad de viento relativa con una inclinación o ángulo de ataque.

En primer lugar se crea un sistema de coordenadas auxiliar, aquí nombrado como Coord 1.



Ilustración 62: ANSYS - Coordinate Frames

Se crea éste en función de la referencia, Coord 0, que es el sistema de coordenadas por defecto. Se aplica el seno y el coseno del ángulo que se desea en los respectivos espacios para caracterizar el nuevo sistema de referencia. Este nuevo Coord 1 se usará en el Inlet para definir la dirección del viento en la entrada.

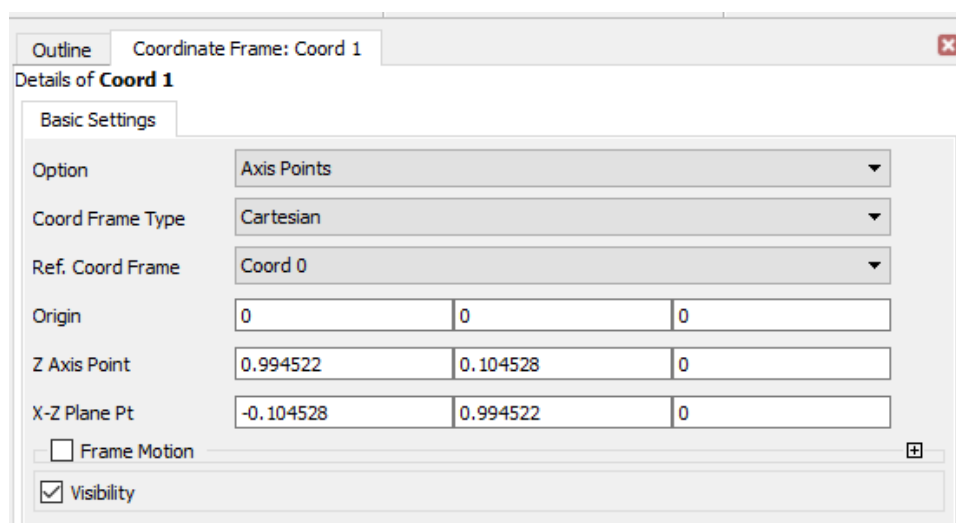


Ilustración 63: ANSYS - Asignación del ángulo de ataque

5.3.8. Monitores Lift y Drag

Unos datos de interés a tener en cuenta en el estudio de resultados son los coeficientes de sustentación y de resistencia.

Para poder incluirlos en la simulación se debe de crear la función que los relaciona con parámetros ya definidos dentro del "Output Control".

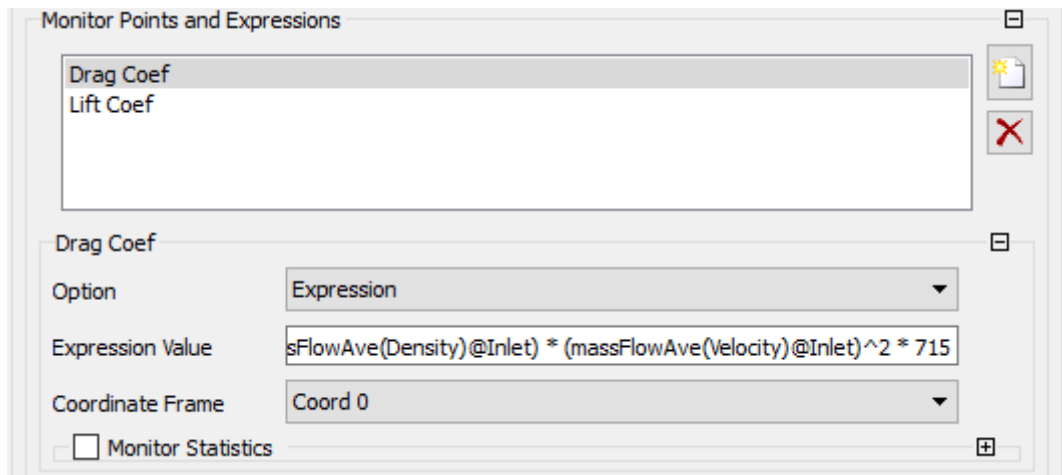


Ilustración 64: ANSYS - Creación de los monitores

La fórmula es la siguiente:

$$\text{force_x_coord1()@Wall}^2 / ((\text{massFlowAve(Density)@Inlet}) * (\text{massFlowAve(Velocity)@Inlet})^2 * 363.266)$$

Esta fórmula se corresponde con la del coeficiente que se vio en un apartado anterior. Las variables son las ya descritas anteriormente y excepto el área del ala todas las aporta el programa.

La superficie alar se ha calculado multiplicando la cuerda media por la envergadura (ambas obtenidas de la geometría).

Una vez terminado todo el "SetUp" en la pantalla principal, queda gráficamente definido de la siguiente manera:

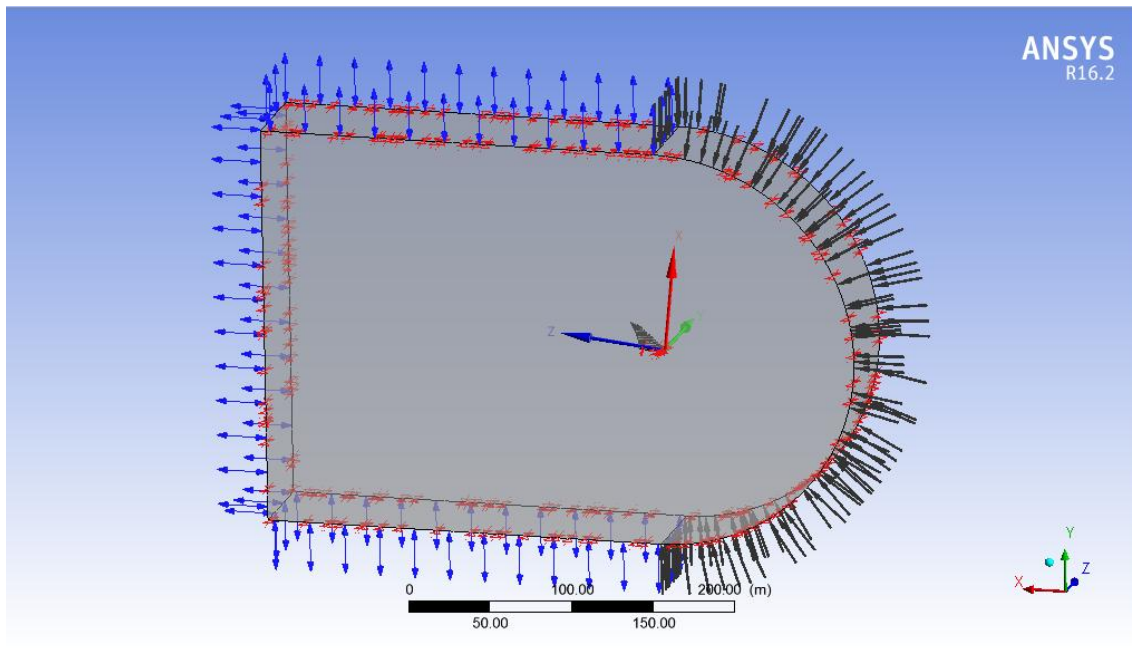


Ilustración 65: ANSYS - Representación del SetUp completo

Las flechas negras (inlet), rojas (symmetry) y azules (opening) representan las condiciones impuestas para las superficies. El sistema de coordenadas del centro es el sistema auxiliar que se creó para el ángulo de ataque (Coord 1).

En caso de generar monitores en zonas puntuales, se mostrarían como puntos amarillos en sus respectivos lugares definidos.

5.4. Simulación - "Solution"

A la hora de realizar la simulación, se escogen por defecto las características típicas del "Solver Control", excepto en el número de iteraciones que se aumenta a 250 por si acaso (aunque parece que al final converge rápidamente, al menos en la simulación con 6 grados en el ángulo de ataque).

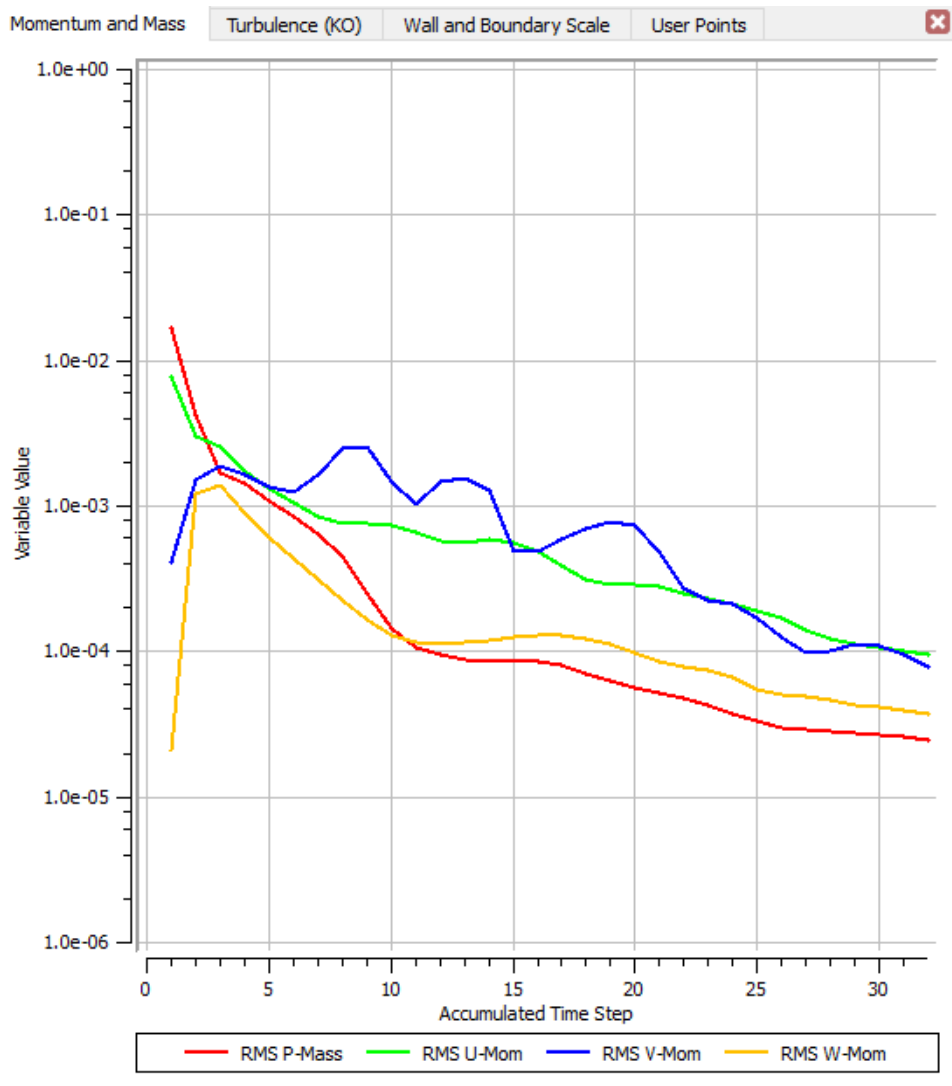


Ilustración 66: ANSYS - Residuals de la simulación

Los monitores anteriormente creados para comprobar los coeficientes de Lift y Drag se pueden observar en este apartado, y si se desea, se puede extraer los resultados en función de las iteraciones en formato Excel (aunque el dato de interés sería en este caso el último valor en el que converge la simulación).

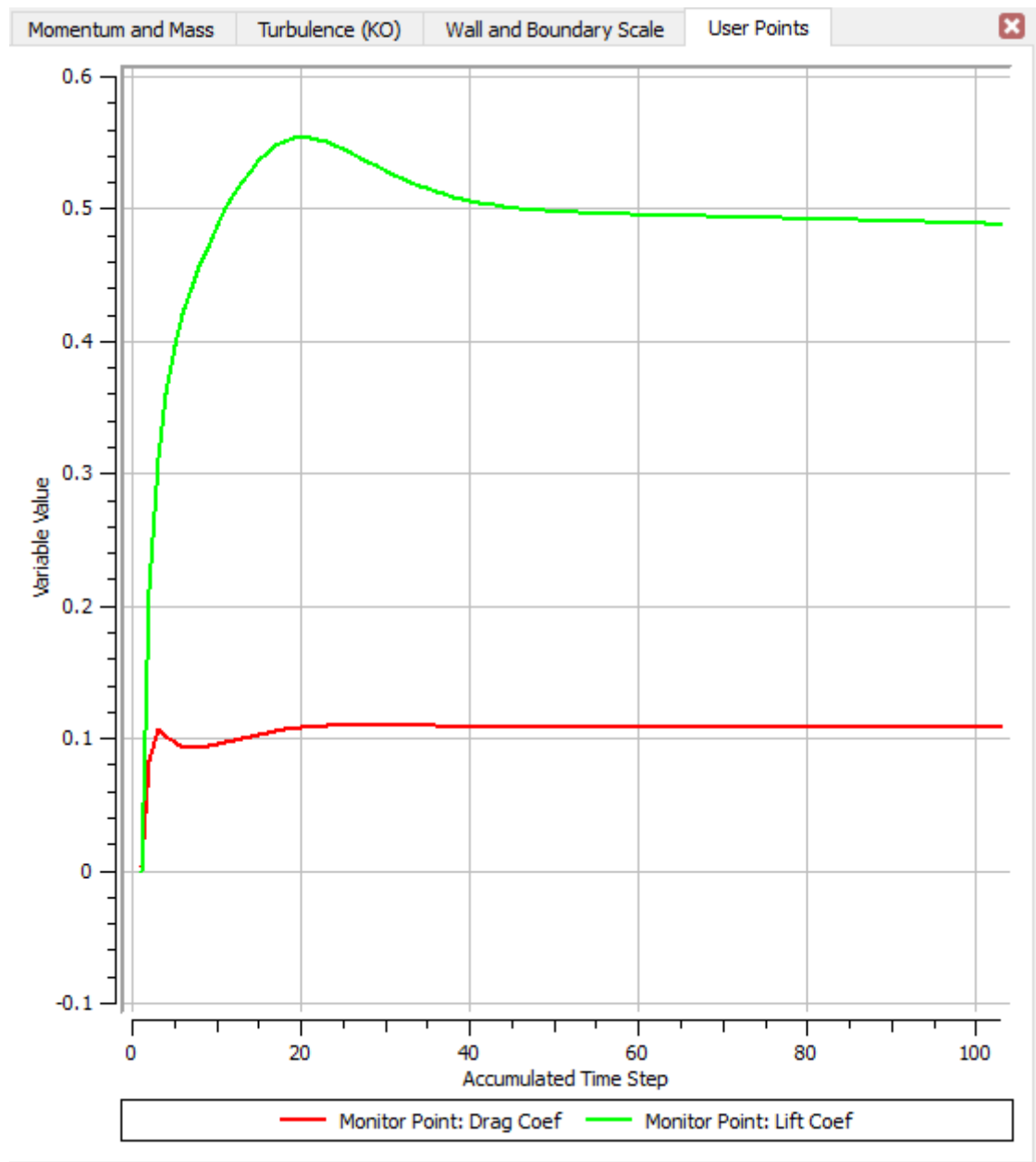


Ilustración 67: ANSYS - Monitores Lift y Drag

Para posteriores simulaciones se prefiere usar las condiciones iniciales, básicamente por el cambio de ángulo de ataque, ya que esto afecta en gran medida al modelo y para evitar problemas se ha decidido simular desde cero.

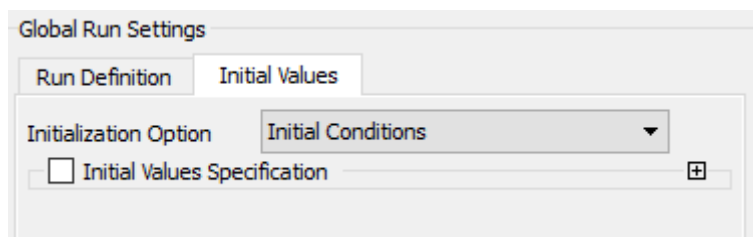


Ilustración 68: ANSYS - Panel de solution

5.5. Resultados - "Results"

5.5.1. Perfil de velocidades y de presiones en condiciones de trabajo - 6°

Se crean dos planos sobre los cuales se generará el "countour plot" de presiones y velocidades.

Es decir, se van a presentar las gráficas de distribución de presiones, a una distancia del eje central de 5 y 25 m. De esta forma se puede ver la diferencia de la distribución a medida que se acerca a la punta del ala.

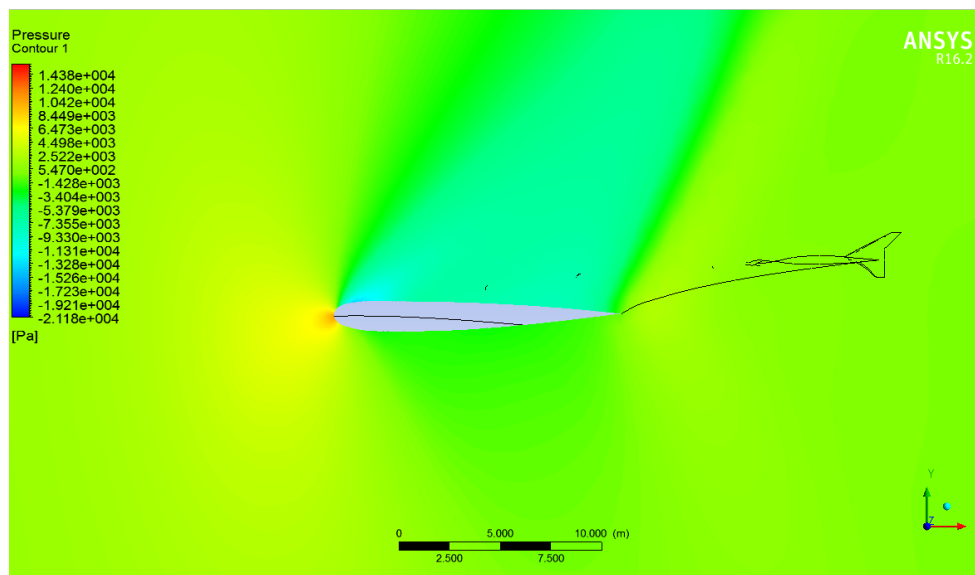


Ilustración 69: ANSYS - Distribución de presiones 2D (Z = 5 m)

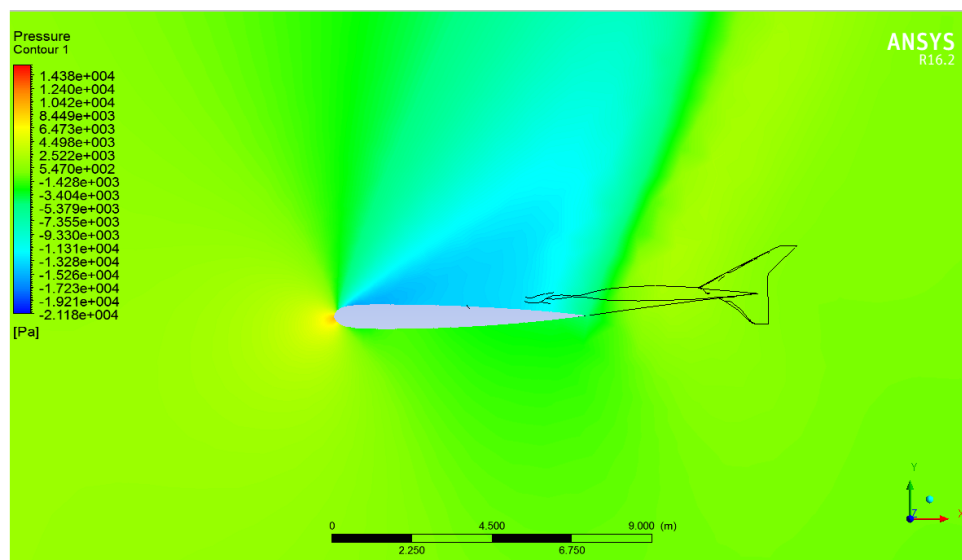


Ilustración 70: ANSYS - Distribución de presiones 2D (Z = 25 m)

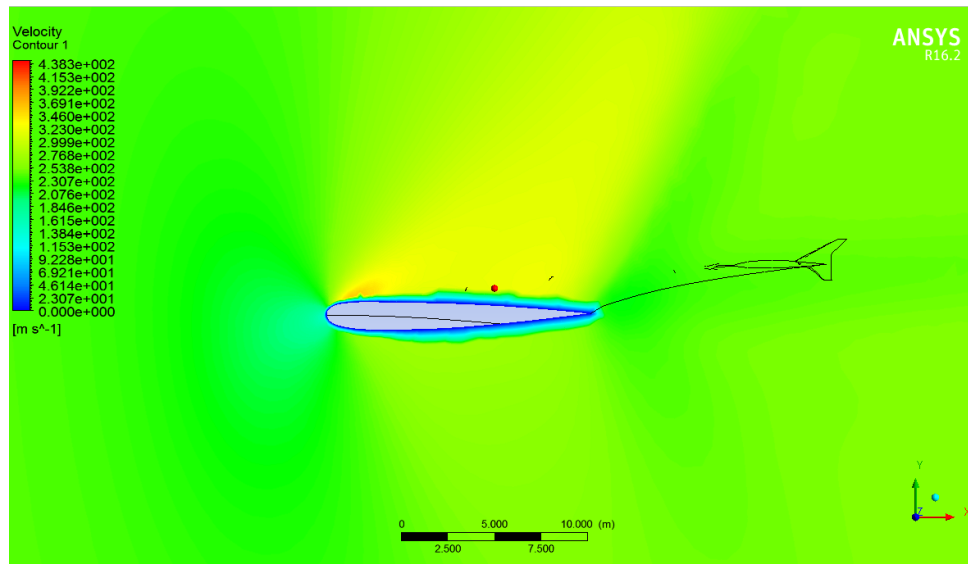


Ilustración 71: ANSYS - Distribución de velocidades 2D (Z = 5 m)

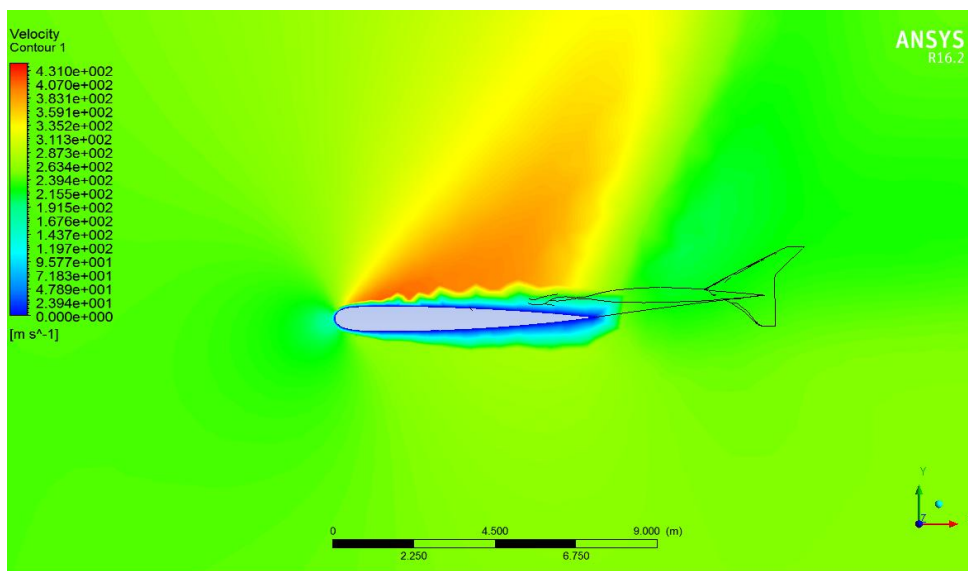


Ilustración 72: ANSYS - Distribución de velocidades 2D (Z = 25 m)

Para el caso de las velocidades se ha dejado por defecto la característica de "hibrid". Ello implica que el modelo considera la zona de la superficie con velocidad igual a 0.

En caso de preferir una distribución más homogénea se puede simplemente seleccionar la opción de "conservative", dando como resultado el siguiente gráfico:

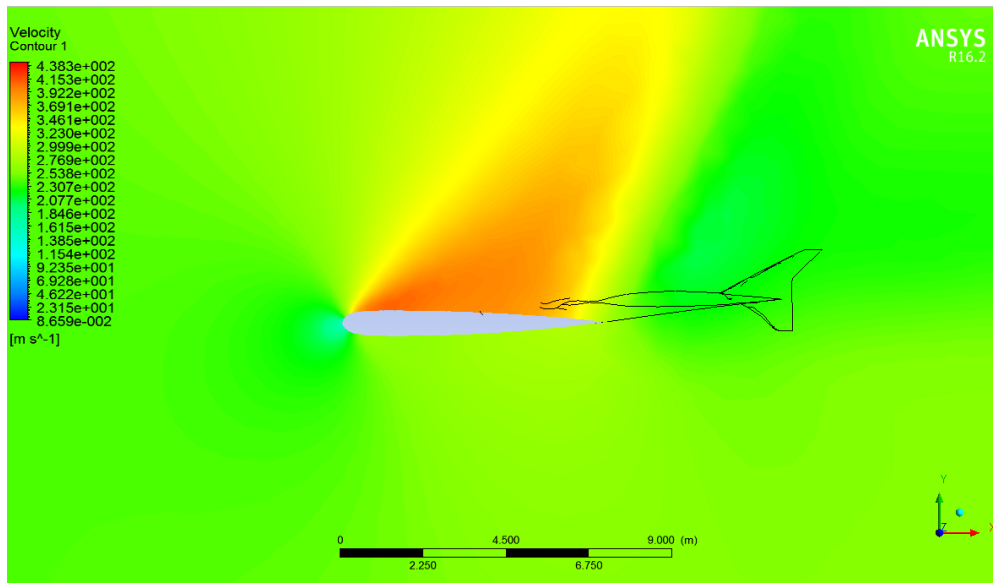


Ilustración 73: ANSYS - Distribución de velocidades (Conservative)

5.5.2. Perfil 3D de velocidad y presión

Como se ha podido observar en el apartado anterior, se han obtenido los gráficos típicos y representativos de los perfiles del ala que van variando en función de la distancia del eje Z.

Otra forma útil de poder ver la distribución más cercana de velocidad y presiones sobre la superficie es de nuevo el "countour plot". Esta vez, se va a aprovechar toda la superficie geométrica "Wall" para crear el perfil sobre ella misma dando como resultado el siguiente gráfico de distribución de presiones:

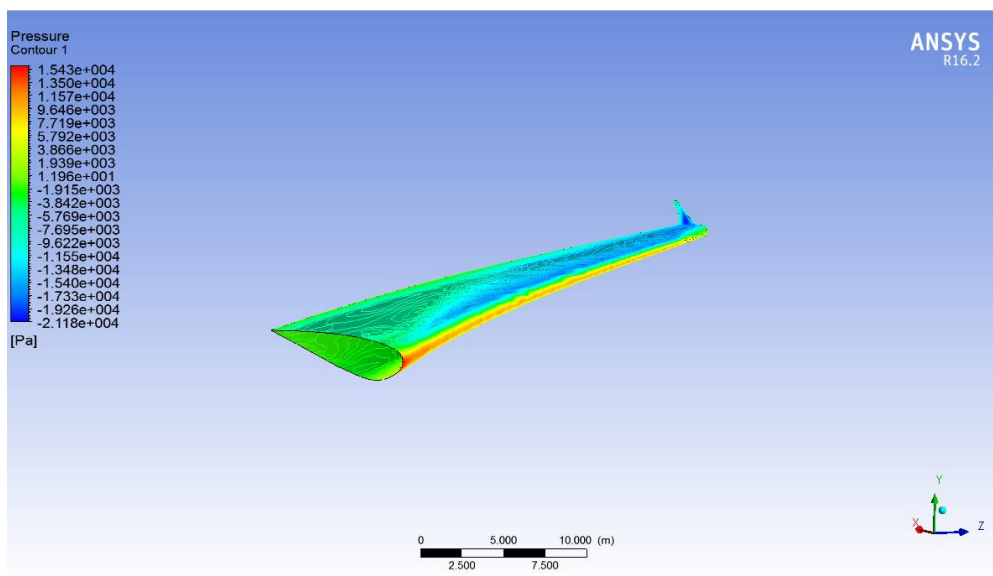


Ilustración 74: ANSYS - Distribución de presiones en superficie 3D

Tal y como se observaba en los planos 2D, la presión más alta se encuentra a lo largo de la geometría por la parte inferior donde el aire entra en contacto por primera vez con el obstáculo y la zona superior es la que tiene una presión menor.

De forma contraria, en el perfil de velocidades debería de poder observarse una velocidad menor en la parte donde la presión es más alta y viceversa, una velocidad mayor donde la zona de presiones tiene una magnitud menor, es decir la parte superior.

Para poder realizar el gráfico 3D se tendrá que modificar la opción "hibrid" en "conservative" de nuevo, ya que de la otra forma solo se obtendría una pared con todos los valores en 0 (velocidad 0 en toda la superficie). Cambiando la característica a "conservative" da como resultado la siguiente gráfica:

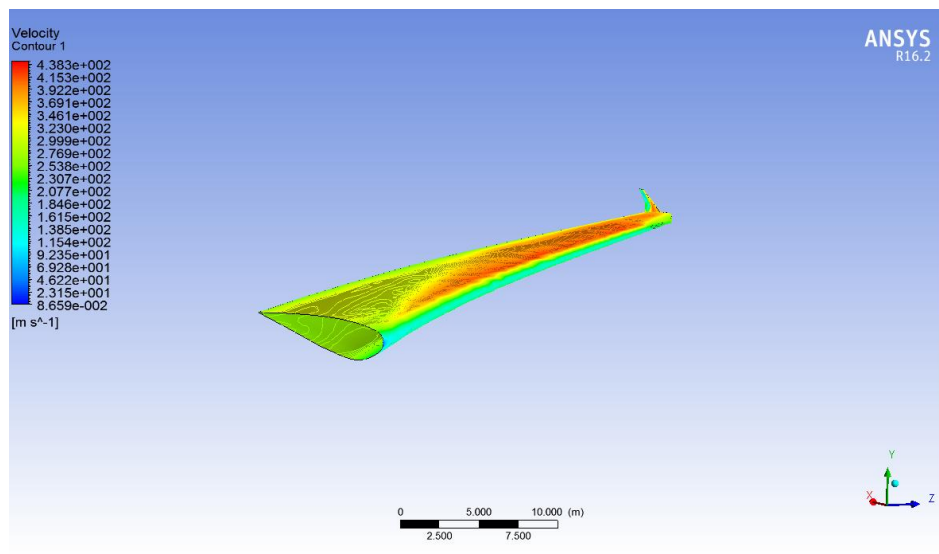


Ilustración 75: ANSYS - Distribución de velocidades en superficie 3D

Se ve a simple vista como son antagónicos los perfiles de presión y velocidad, tal y como se comentaba en el apartado teórico aludiendo al Teorema de Bernoulli.

5.5.3. Líneas de corriente en el dominio del fluido - Streamlines

Una forma bastante interesante de observar la trayectoria del flujo del fluido en el túnel de viento es la herramienta de Streamlines.

Ésta puede aplicarse a partir de varias superficies, es decir, la condición de "Start from", desde donde comenzarán las líneas de fluido.

El Inlet puede parecer a simple vista la opción más lógica a la hora de usar como comienzo para las líneas, ya que esa superficie es la propia entrada, sin embargo, la dispersión de las líneas a lo largo de un volumen de fluido tan grande en referencia a la geometría que se estudia, provoca que no se pueda apreciar bien como se definen esas trayectorias a través del obstáculo, de manera que se aprovecha la superficie del

obstáculo o "wall" una vez más para usarla como comienzo para la líneas de fluido, dando como resultado el siguiente gráfico:

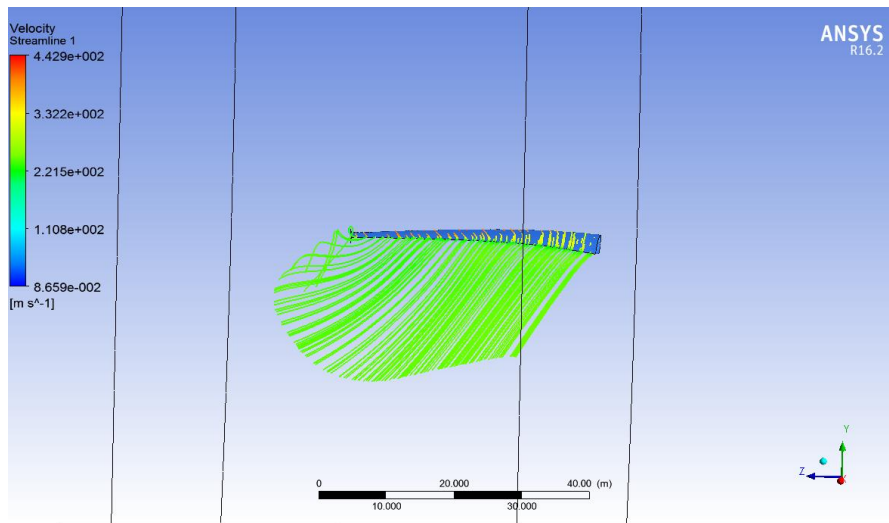


Ilustración 76: ANSYS - Streamlines

En efecto, se puede observar el remolino de las líneas de fluido cerca de la punta del ala. Este torbellino generado por efecto de la punta del ala se puede caracterizar mejor con "Vortex Strength", herramienta que ilustra los vórtices en función de la fuerza que se defina, es decir, puede crear los vórtices de una forma muy detallada y fácil de apreciar a la vez que es capaz de cuantificar la fuerza que estos tienen.

5.5.4. Fuerza de los vórtices

En este apartado se podrá apreciar la primera diferenciación entre la geometría con Winglet y sin éste. La facilidad con la que se puede observar el vórtice definido por ésta herramienta permite comparar visualmente los dos casos.

En primer lugar se muestra como queda el gráfico de los vórtices 3D obtenido para un valor de $5,5129 \text{ s}^{-1}$:

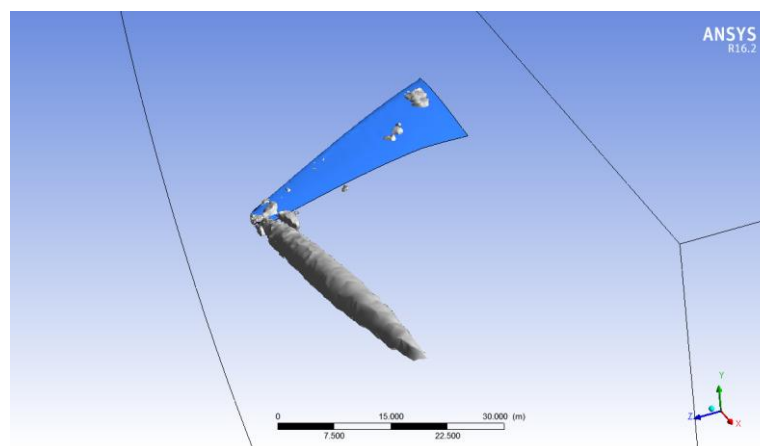


Ilustración 77: ANSYS - Swirling Strength

A continuación se puede apreciar desde la vista superior el vórtice generado en el perfil sin Winglet:

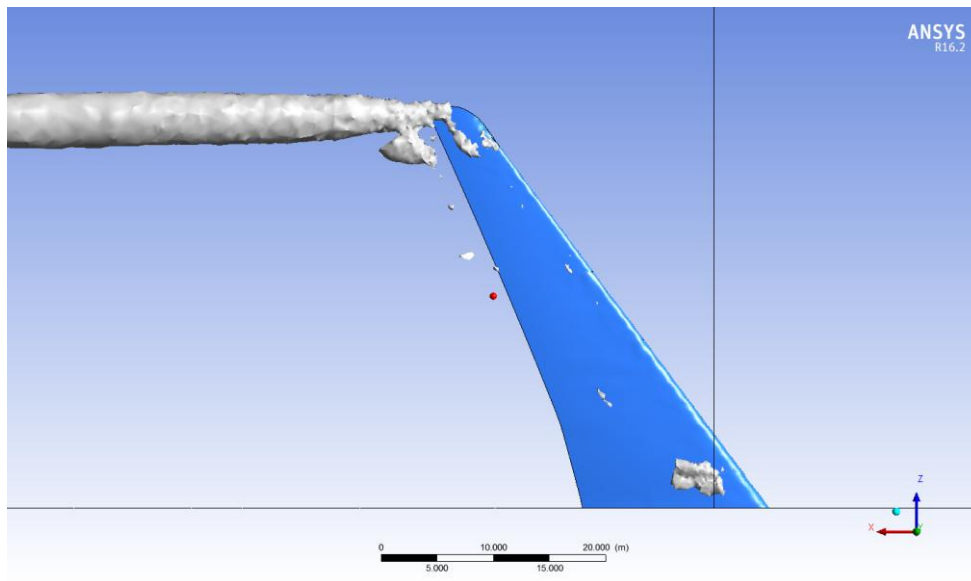


Ilustración 78: ANSYS - Swirling Strength sin winglet

Finalmente, se muestra desde la misma vista la gráfica de vórtices en la geometría con Winglets:

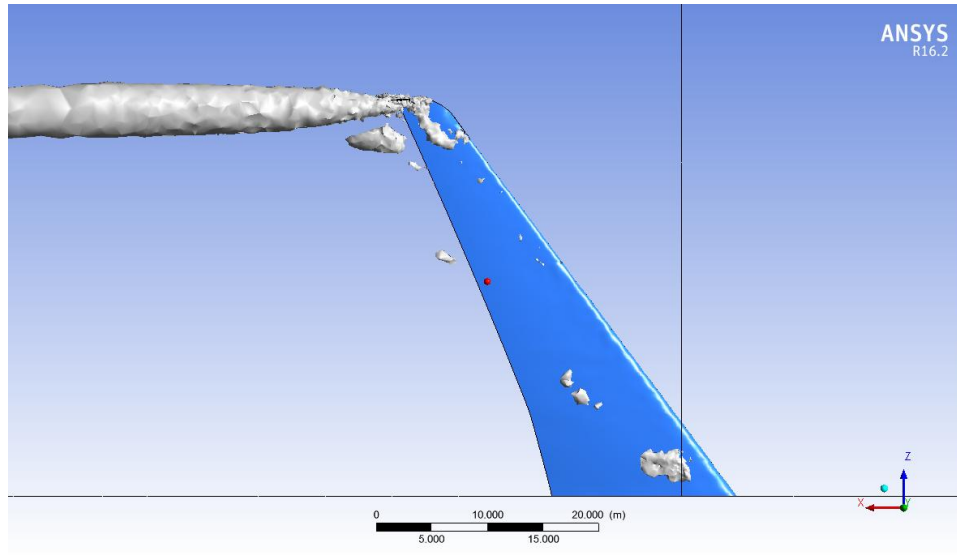


Ilustración 79: ANSYS - Swirling Strength con winglet

Se puede apreciar en la segunda figura, como el vórtice es sutilmente más delgado en la zona de más cercana a la punta, y además, hay como un corte en la "nube gris" del vórtice.

De alguna forma, se deduce el efecto del Winglet, que debilita el efecto de la punta del ala y por ende los vórtices generados.

5.5.5. Distribución de fuerzas en el ala

5.5.5.1. Vector de fuerzas 3D

Otra herramienta bastante curiosa en la sección de resultados es el "Vector".

A partir de esta "Location" se pueden dibujar las fuerzas como vectores en las zonas que uno desee.

Usando como referencia de nuevo, la geometría "wall" se puede generar la siguiente figura:

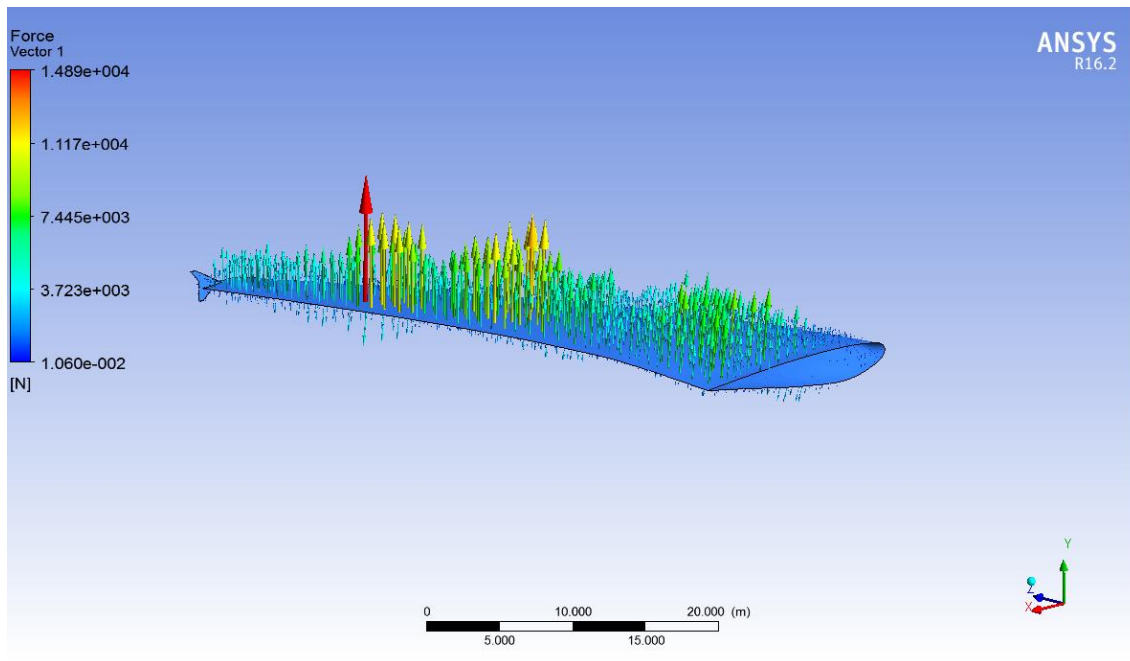


Ilustración 80: ANSYS - Vectores de fuerza

Se puede apreciar la distribución de fuerzas a lo largo del ala y como la fuerza de sustentación sobresale respecto a la de resistencia.

Si se prefiere comparar las dos fuerzas, se puede aprovechar también esta herramienta, pero esta vez, marcando los ejes X e Y para tener los vectores correspondientes a la fuerza vertical y horizontal por separado:

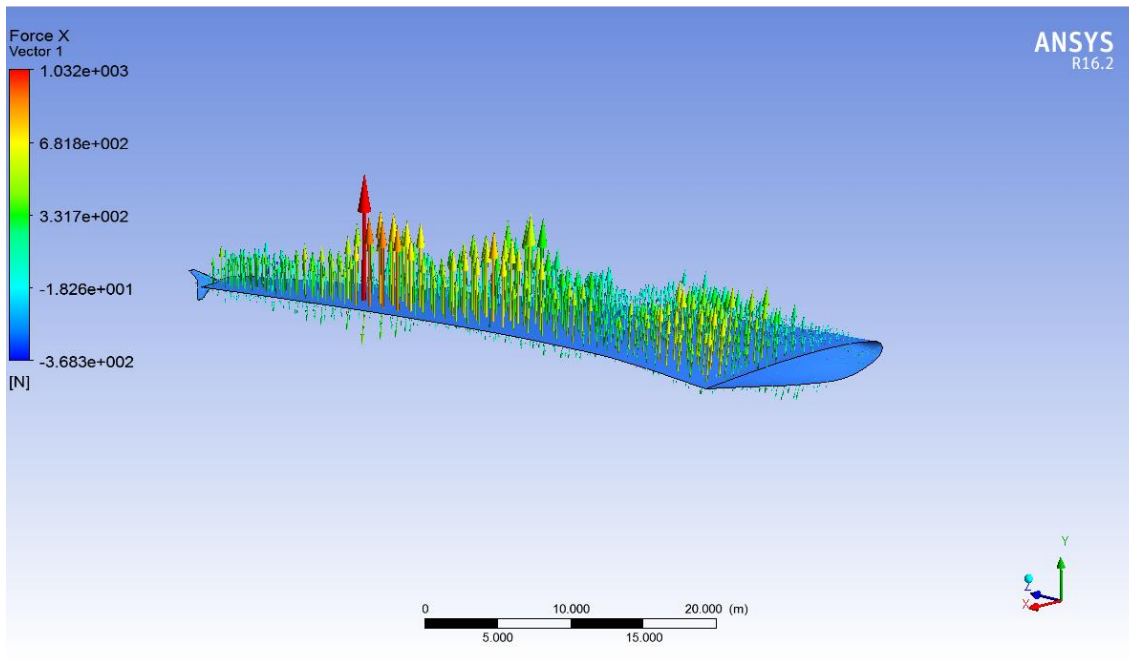


Ilustración 81: ANSYS - Vectores de fuerza en el eje X

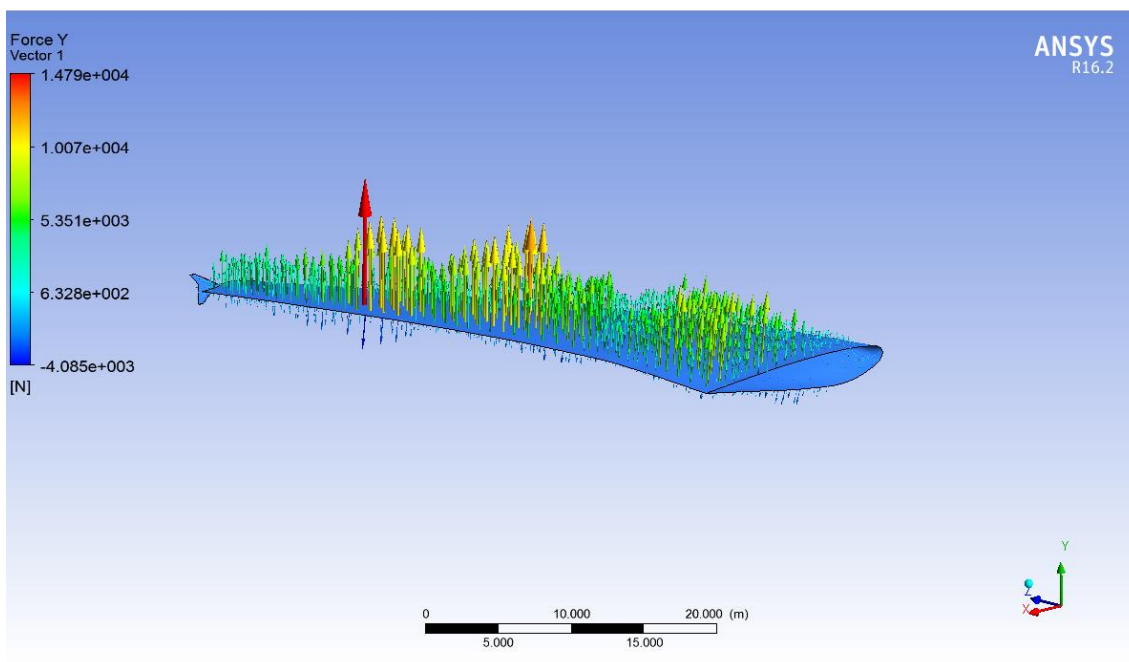


Ilustración 82: ANSYS - Vectores de fuerza en el eje Y

Estas gráficas son respectivamente fuerzas en el eje X e Y. Para observar la diferencia lo mejor es fijarse en la leyenda de la izquierda.

5.5.5.2. Cálculo de fuerzas

En la sección principal de "Results" se puede acceder a "Calculate", el cual puede ofrecer el cálculo de diversas características. Entre ellas, se puede obtener la fuerza

total como la fuerza en los diferentes ejes, de forma que la ilustración anterior se puede cuantificar.

Como esta herramienta, requiere de una superficie auxiliar sobre la cual realizar los cálculos, se realiza un "Named Selection" en las dos últimas secciones del ala en el apartado de geometría. Tal y como se comentó en los primeros apartados del proyecto, el hecho de que haya separaciones entre superficies permite fácilmente escoger las dos últimas secciones y crear la superficie con el nombre de R-Inducida.

Se realiza por separado en las dos simulaciones (la que incluye el Winglet y la que no) y se calculan las fuerzas por separado.

Primero se obtiene la fuerza total en toda la geometría:

	modelo con winglet	modelo sin winglet
Fuerzas Eje X	272761 N	274229 N
Fuerzas Eje Y	2828400 N	2786700 N

Tabla 1: Fuerzas en los ejes X e Y de ambas geometrías

Se puede observar que la geometría con winglet consigue unas mejores características tanto en la fuerza de sustentación como en la de resistencia.

A causa de una reducción del efecto de la punta del ala, se generan menos torbellinos, de manera que el paso del flujo a través del perfil es más limpio. Se obtiene al final una mejor sustentación (ya que la distribución de presiones es mejor) y se reduce la resistencia al avance (ya que la fuerza de los torbellinos es menor y por lo tanto se genera menos resistencia inducida).

A continuación se quiere comprobar el grado de efecto del winglet a medida que se acerca a la punta del ala (por lo que va a calcular la fuerza en cada sección):

Ángulo de ataque - 20°	Modelo con winglet	Modelo con winglet	Modelo sin winglet	Modelo sin winglet
Sección de superficie	Fuerzas Eje X (N)	Fuerzas Eje Y (N)	Fuerzas Eje X (N)	Fuerzas Eje Y (N)
1	53810,9	251283	53963,7	247226,8
2	30907,7	253504,5	31008,9	249395,7
3	24618,6	258122	24850,34	254915
4	21634,64	265148	21962,54	262700
5	20293,99	274641,3	20578,42	272027,7
6	19506,74	285479	19765,91	283609
7	19797,9	280893,5	19985,82	278643,2
8	18826,3	255512,1	18994,87	253358,5
9	17181,47	227242,8	17570,33	224903,9
10	16996,37	200915	17155,22	196583
11	15687,07	168966	15923,12	165373,5
12	13499,32	106692,8	12542,85	97989

Tabla 2: Fuerzas en los ejes X e Y en función de la sección y distancia a la punta del ala

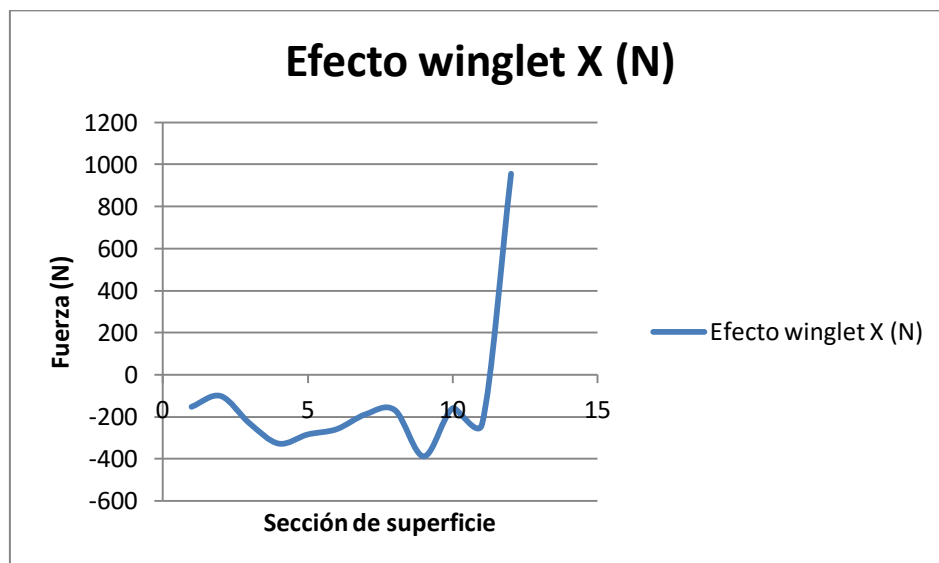
Efecto winglet X (N)	Efecto winglet Y (N)
-152,8	4056,2
-101,2	4108,8
-231,74	3207
-327,9	2448
-284,43	2613,6
-259,17	1870
-187,92	2250,3
-168,57	2153,6
-388,86	2338,9
-158,85	4332
-236,05	3592,5
956,47	8703,8

Tabla 3: Diferencia entre geometrías

Tal y como cabría esperar el efecto de la resistencia, mengua en relación al perfil sin winglet. Y como resultado adicional se obtiene un aumento de la sustentación, probablemente debido a que el flujo pasa de una forma más limpia por la parte de arriba del ala, manteniendo la diferencia de presiones entre zonas más estable. Dicho de otra forma, el efecto del winglet parece que podría alejar el efecto de Stall (al aumentar la eficiencia de la sustentación).

En la última sección se incluye la superficie del winglet, que en este caso genera resistencia y sustentación adicional. En el caso de la resistencia lo acaba compensando con el resto del ala, dando un buen resultado en su conjunto, como se vio en la tabla pequeña de antes.

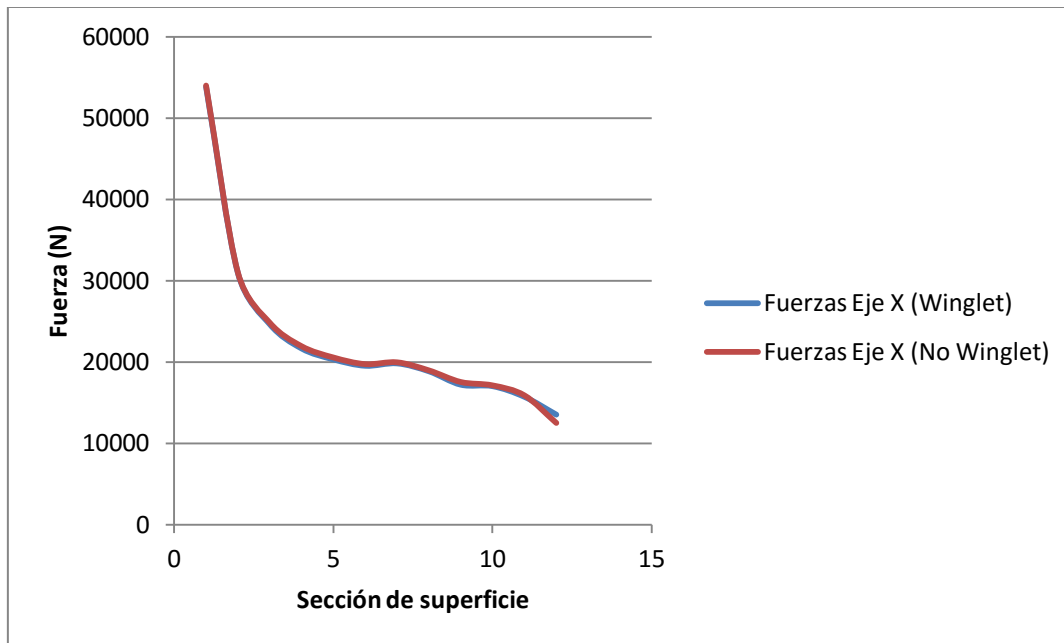
Para poder observar más fácilmente cómo evolucionan las fuerzas en función de su posición respecto al eje Z del ala, se dibujan las siguientes gráficas:



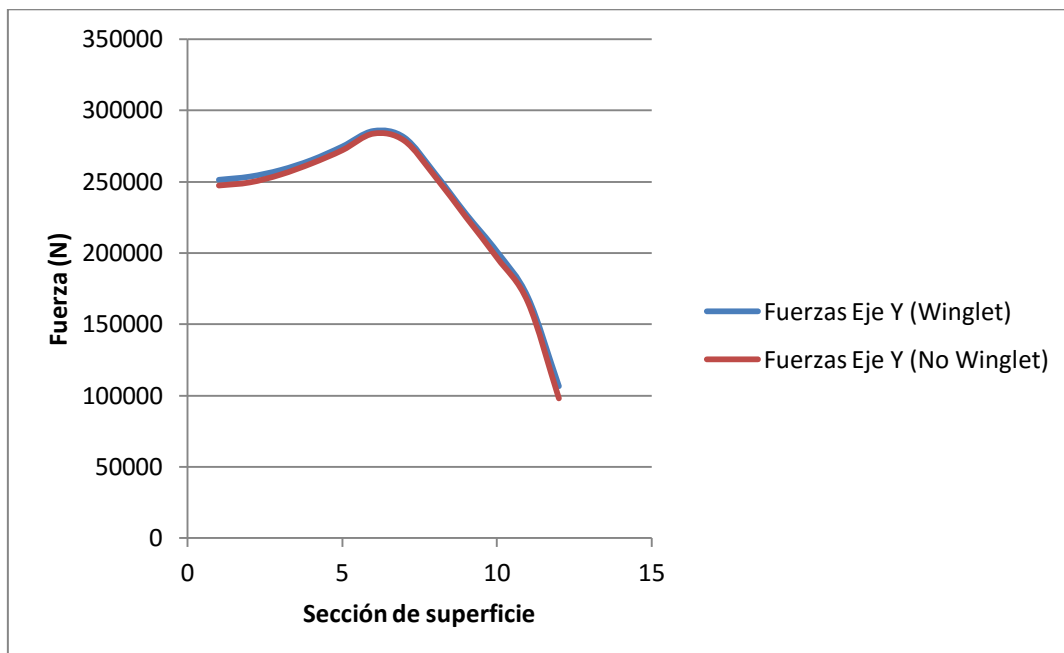
Gráfica 1: Diferencia entre las resistencias de los dos modelos

A pesar de que se genera una gráfica bastante irregular, si se ignora el último dato, que corresponde al área del winglet, se tendría un ala desnuda, en la que la línea de tendencia descendería a medida que se acerca a la punta.

Como al llegar al winglet, éste genera una fricción adicional (por su propio cuerpo) el último valor se dispara, pero la idea es que en conjunto se compense y que salga ganando el perfil en cuanto a resistencia, gracias a la disminución de la resistencia inducida en el resto del ala.



Gráfica 2: Fuerza en el eje X



Gráfica 3: Fuerza en el eje Y

En estas dos últimas gráficas, más que comparar algo que ya se ha visto en las tablas (y que prácticamente son idénticas), es mejor observar la evolución a lo largo del perfil.

En primer lugar se tiene una disminución drástica de la resistencia, debido a que el perfil va disminuyendo a lo largo del eje Z.

En segundo lugar el gráfico dibuja algo similar a una campana donde el máximo de ésta es probablemente debido a la forma cóncava que tiene la geometría del ala cuando se acerca a su centro.

Si se trata de comparar, se puede ver como de una forma sutil la curva correspondiente al winglet supera a la otra en el caso de la sustentación, y queda un poco por debajo en el caso de la resistencia.

Como última anotación, se debe de tener en cuenta que la geometría, tanto del ala, como del winglet no es perfecta, y es muy probable que el modelo real tenga mejores aptitudes que las que se representan en la simulación.

En este caso se obtiene una mejora de un 1,5 % en la sustentación y una reducción del 0,54 % en la resistencia (respecto a una sola ala), pero ya es un resultado a considerar para poder verificar el efecto de un winglet en un perfil alar.

5.5.6. Coeficientes Lift y Drag

A continuación se presentan las gráficas obtenidas a partir de varias simulaciones por parte de la geometría con Winglet.

En este caso se ha creado una malla de menor calidad para agilizar las simulaciones. Las características de la malla son las siguientes:

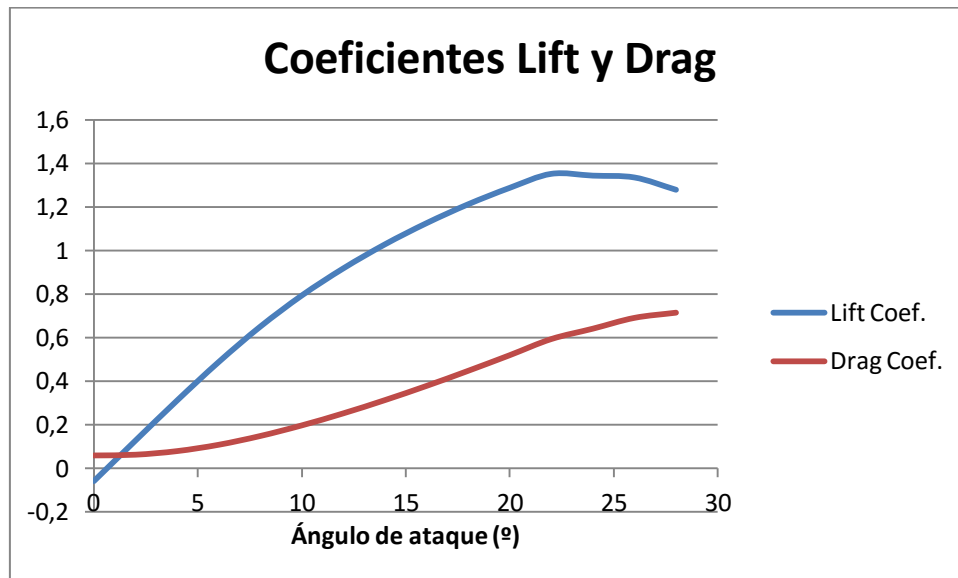
- Details of sizing - MIN size 0,05 m; MAX size 4 m.
- Inflation - Element Size 3 m.
- Body Sizing 1 - Element Size 3 m.
- Body Sizing 2 - Element Size 3 m.

La razón por la que se va a rebajar la calidad de la malla es por el número de simulaciones que se quieren realizar. Además, el objeto de estudio de este punto son únicamente los coeficientes de Drag y de Lift. Ya que no se van a calcular distribuciones ni fuerzas, no se considera tan importante una malla tan buena, sino que se prefiere un estudio más eficiente en cuanto a tiempo se refiere.

Como última anotación, hace falta comentar que este estudio es secundario. La idea principal era la de poder comparar las dos geometrías, en las cuales se ha usado una malla con una mejor calidad.

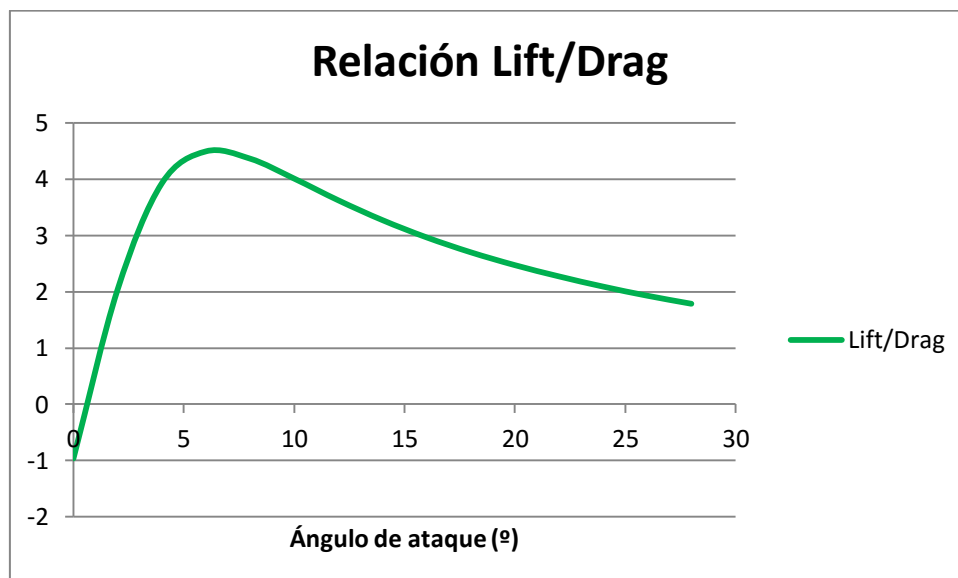
En este caso realizarán varias simulaciones, en los grados 0, 2, 4, 6, 8, 10, 12,14,16, 18, 20, 22, 24, 26 y 28, de forma que se pueda comparar con la gráfica obtenida en el estudio teórico y ver en qué punto alcanza la pérdida la geometría de estudio.

Los siguientes resultados son los obtenidos en ambas geometrías:



Gráfica 4: Coeficientes de Lift y Drag en función del ángulo de ataque

El coeficiente de Lift entra en pérdida aproximadamente a partir de los 22 grados.



Gráfica 5: Relación Lift/Drag

En la relación Lift/Drag se puede observar como el máximo rendimiento se halla a los 6 grados aproximadamente (como la condición escogida para la zona de estudio).

Como última anotación referente a los gráficos, se ha hecho una simulación en paralelo con la geometría sin winglet, y los resultados son prácticamente idénticos. De hecho el Lift y el Drag son ligeramente superiores en el caso ilustrado, pero hay que

tener en mente que no tiene en cuenta el área del winglet para el cálculo de los coeficientes, con lo cual no tiene sentido compararlos.

Tal y como se hizo anteriormente, y se volverá a aplicar más adelante, se puede calcular y comparar la distribución de fuerzas en el ala y en la sección cercana a la punta del ala para poder comprobar la mejora en el caso de la implementación.

Ahora que se puede deducir sobre que ángulo se genera el efecto de pérdida o "Stall", se puede realizar una nueva simulación en ambos casos, a 22 grados, para poder observar que ocurre en dicho estado, y sobre todo, si la diferenciación entre geometrías se acentúa gracias al winglet o si por el contrario el dispositivo tiene un efecto menor alrededor de la zona de pérdida.

5.5.7. Estudio dentro de la zona de pérdida - 22°

Se va a aplicar brevemente los conceptos ya usados en los apartados del estudio a 6 grados en ángulo de ataque, ya que lo interesa en gran medida son los puntos de comparación entre geometría con y sin "winglet".

5.5.7.1 Distribuciones de presión y velocidad

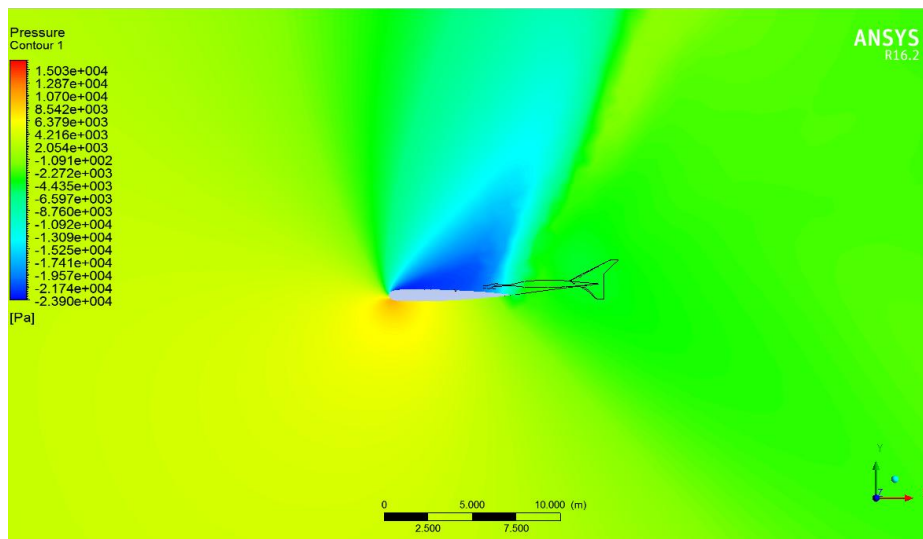


Ilustración 83: ANSYS - Distribución de presiones 2D (Z = 25 m)

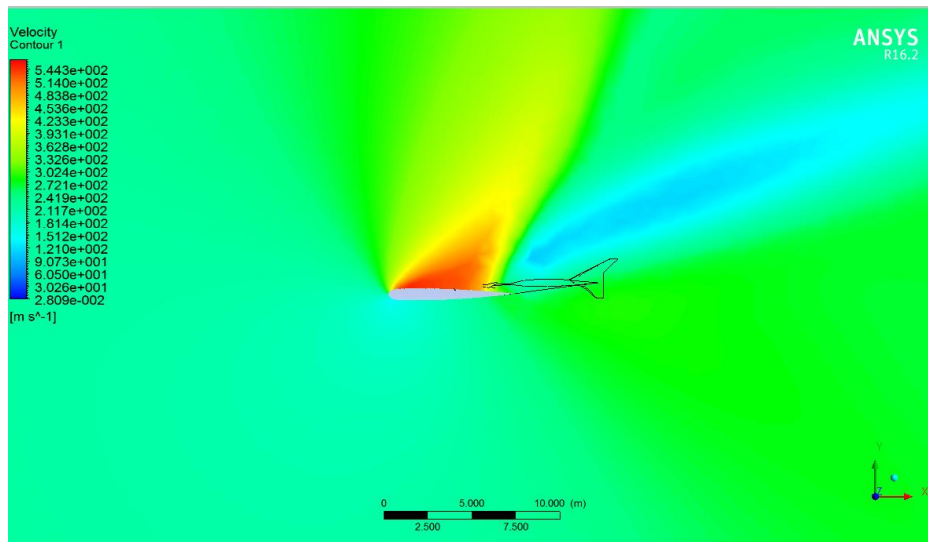


Ilustración 84: ANSYS - Distribución de velocidades 2D (Z = 25 m)

Se puede observar como un aumento en el ángulo acentúa los valores máximos y a la vez le da una forma más inclinada a la distribución de ambas características.

5.5.7.2. Líneas de corriente

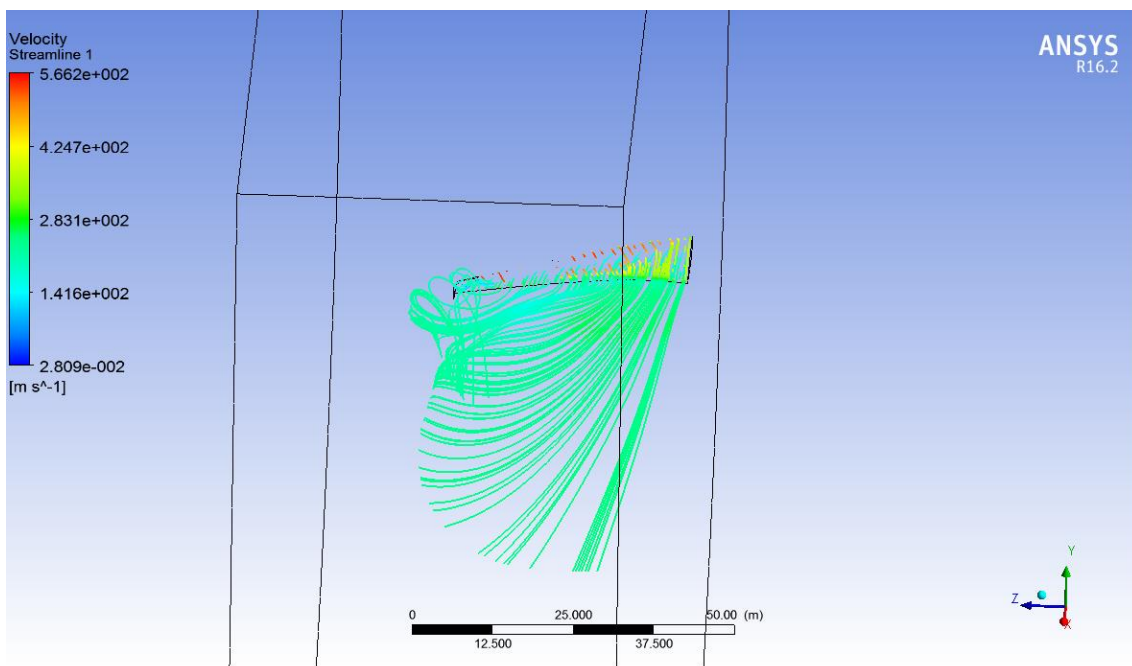


Ilustración 85: ANSYS - Streamlines

El efecto del torbellino en las líneas de corriente también se ve acentuado.

5.5.7.3. Fuerza de los vórtices

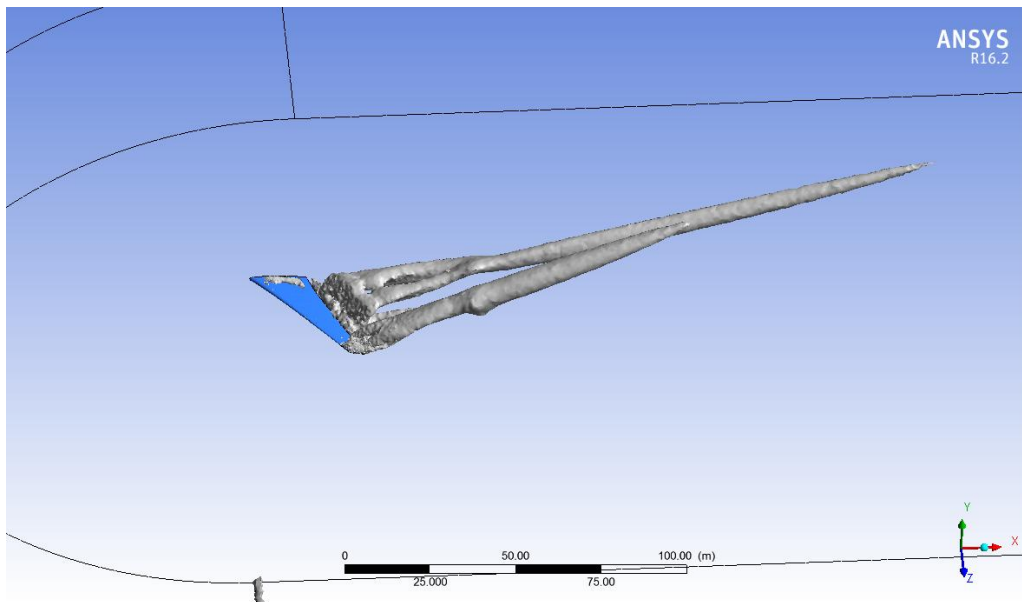


Ilustración 86: ANSYS - Swirling Strength

Para el mismo valor usado en el primer apartado de vórtices se obtiene uno mucho más largo y además se desarrolla a lo largo del ala y no solo en la punta.

En este caso es más difícil apreciar la diferencia visualmente, con lo que se irá directamente a los resultados numéricos.

5.5.7.4. Vector y cálculo de fuerzas

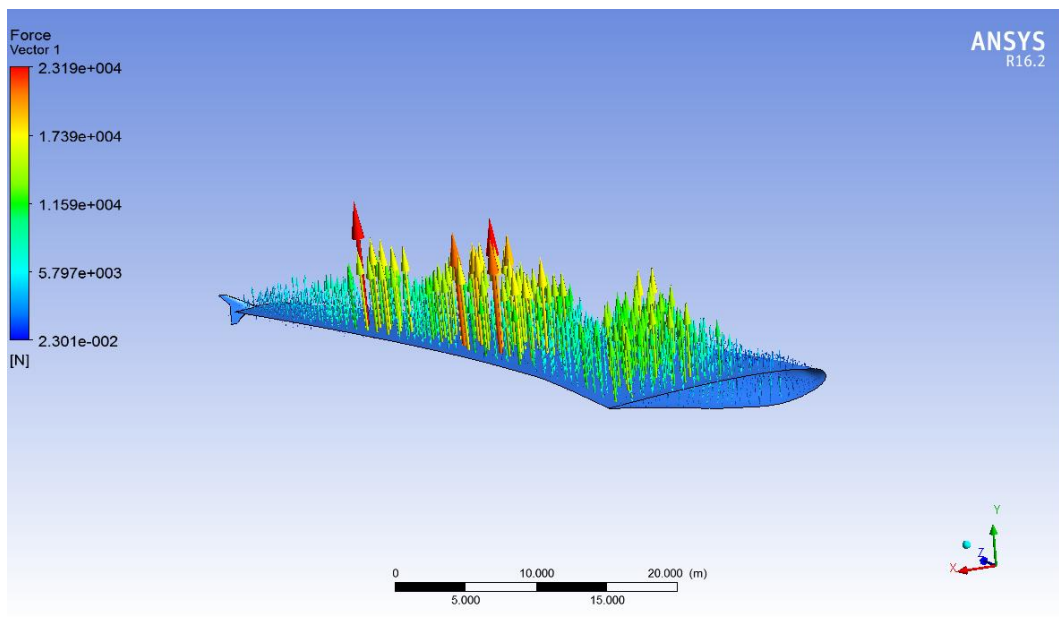


Ilustración 87: ANSYS - Vectores de fuerza

En la leyenda se puede apreciar un aumento en la fuerza máxima respecto al otro caso. Eso es debido a que se encuentra sobre el punto de "stall" y todavía no son considerables los efectos de la pérdida.

En cuanto a resultados se obtienen las siguientes fuerzas en función de los ejes X e Y:

	modelo con winglet	modelo sin winglet
Fuerzas Eje X	181177 N	176919 N
Fuerzas Eje Y	7556990 N	7635800 N

Tabla 4: Fuerzas en los ejes X e Y de ambas geometrías

Inicialmente, parece que un modelo con más turbulencias afecta negativamente a la actuación del winglet. De hecho se obtienen resultados bastante peores a diferencia del apartado en el que se usaba un ángulo de ataque 6 grados.

La conclusión que se puede extraer de aquí es que cerca del punto de "stall" el winglet es contraproducente, ya que hace perder fuerza de sustentación y aumenta la resistencia.

A continuación se va a calcular por secciones, tal y como se hizo en el otro apartado:

Ángulo de ataque - 22º	Modelo con winglet	Modelo con winglet	Modelo sin winglet	Modelo sin winglet
Sección de superficie	Fuerzas Eje X (N)	Fuerzas Eje Y (N)	Fuerzas Eje X (N)	Fuerzas Eje Y (N)
1	40789,1	854879	40752,5	858447
2	20611,2	849743	20551,5	853393
3	15244,85	850426	15038,04	855374
4	15742,87	848086	15546,74	851026
5	12798,51	787963,4	12554,48	792123,6
6	11905,25	719782	11366,59	723457
7	11862,292	646305,19	10951,071	651414,74
8	11809,23	570090	11006,73	576909
9	10424,477	499176,6	9827,06	505712,1
10	10016,96	429704,9	9447,13	437184,4
11	9240,48	321884	9811,34	345784
12	13499,32	106692,8	10903,89	184988,57

Tabla 5: Fuerzas en los ejes X e Y en función de la sección y distancia a la punta del ala

Efecto winglet X (N)	Efecto winglet Y (N)
36,6	-3568
59,7	-3650
206,81	-4948
196,13	-2940
244,03	-4160,2
538,66	-3675
911,221	-5109,55
802,5	-6819
597,417	-6535,5
569,83	-7479,5
-570,86	-23900
2595,43	-78295,77

Tabla 6: Diferencia entre geometrías

Igual que en el caso anterior se dibujan las gráficas pertinentes:

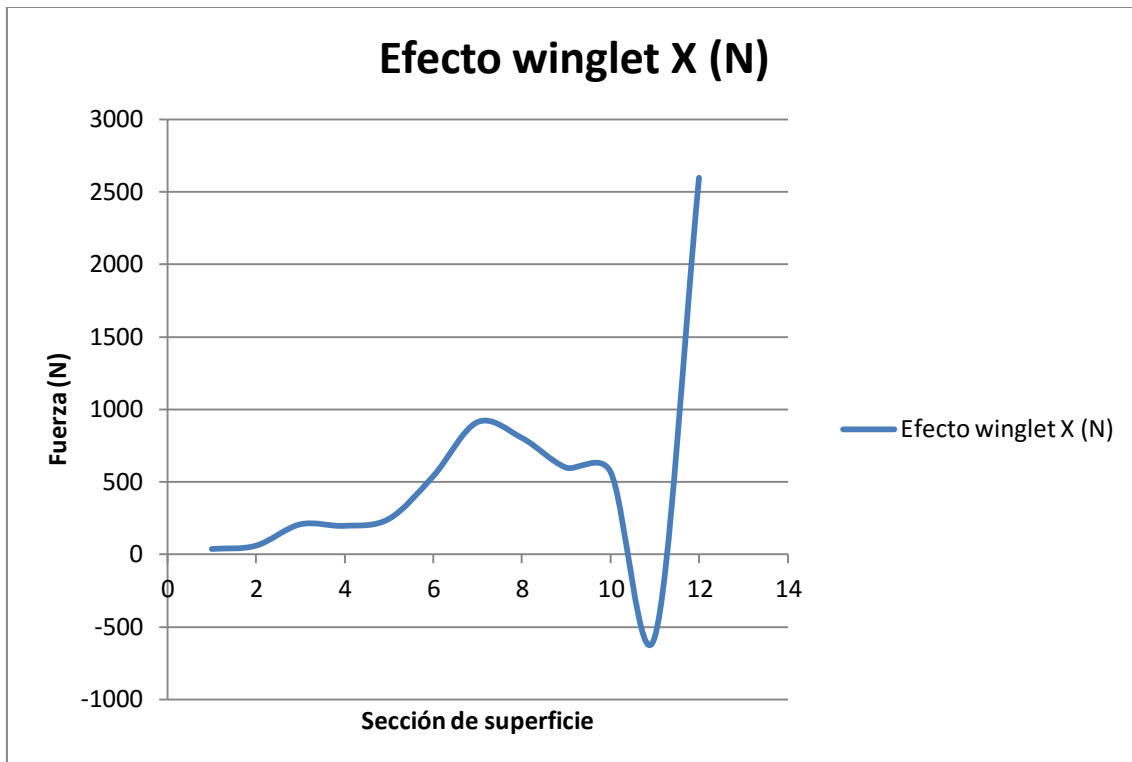


Gráfico 4: Diferencia entre las resistencias de los dos modelos

Esta representación da a entender que con un ángulo de ataque alrededor de la pérdida el winglet no supone una mejora para el conjunto del ala, en cuanto a resistencia.

De todos modos se puede observar que en la cercanía del dispositivo se obtiene un resultado bueno pero a poco que se aleja de la punta los resultados se vuelven malos, es decir la resistencia del conjunto acaba aumentando.

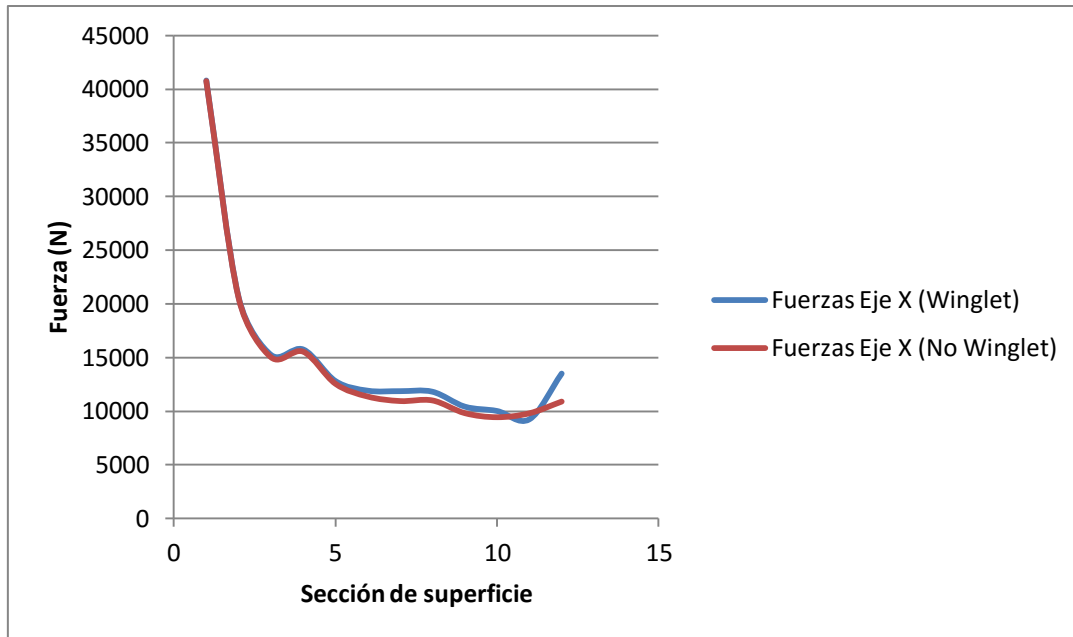


Gráfico 5: Fuerza en el eje X

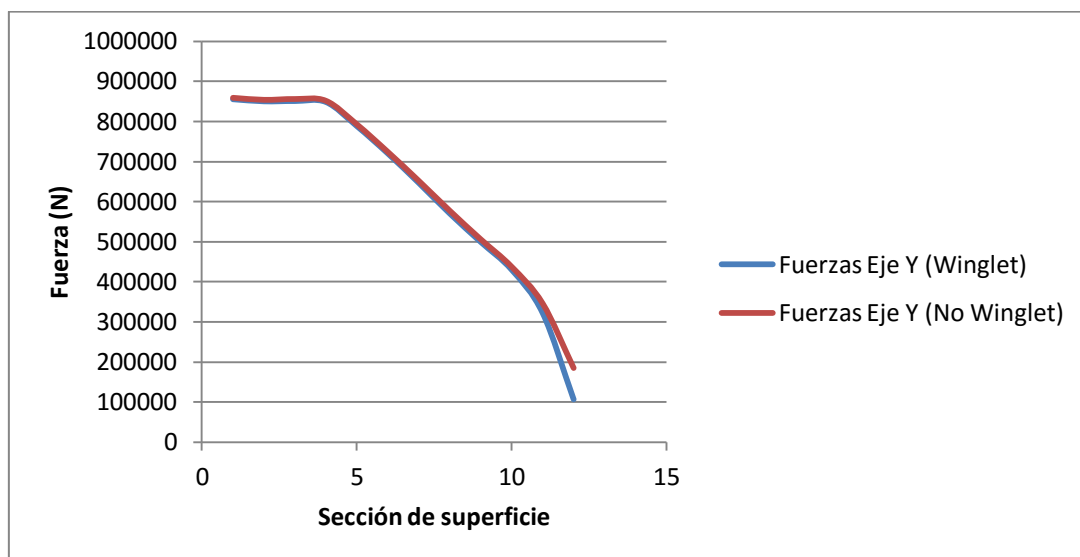


Gráfico 6: Fuerza en el eje Y

La evolución de las fuerzas en el eje Y varía respecto al primer caso de estudio, disminuyendo de forma drástica a partir del primer tercio del ala.

La resistencia se comporta de forma similar al primer caso.

La diferencia principal radica en la posición de la curva que corresponde al estudio con winglet, dando lugar a una sustentación menor y una resistencia mayor respecto a la curva del estudio sin winglet.

6. PLANIFICACIÓN

A continuación se explica la planificación temporal del proyecto y se comenta la distribución de las actividades llevadas a cabo.

El proyecto empieza en el momento en el que se asigna, poco antes de comienzo del cuatrimestre de primavera, el 8 de Febrero de 2016.

El proyecto consta de diversas etapas que en general se suceden consecutivamente una detrás de otra. Se puede apreciar la fecha de inicio de cada actividad del proyecto en la siguiente tabla con su correspondiente duración aproximada.

Actividad	fecha de inicio	Duración
Asignación de proyecto y resumen	08/02/2016	1
Búsqueda de información	15/02/2016	46
Aprendizaje de Ansys Workbench	15/02/2016	73
Prefacio	22/02/2016	2
Introducción	24/02/2016	2
Aerodinámica de los perfiles alares	29/02/2016	6
Geometría - Ala	07/03/2016	10
Geometría - Winglet	17/03/2016	7
Mallado 1	01/04/2016	7
Mallado 2	10/04/2016	2
Condiciones de contorno	11/04/2016	5
SetUp	17/04/2016	4
Simulación	25/04/2016	30
Estudio de resultados	26/05/2016	16
Planificación y costes	13/06/2016	1
Medio ambiente	16/06/2016	1
Conclusiones	19/06/2016	3

Tabla 7: Planificación temporal

Tal y como se ha comentado, el conjunto de actividades de este proyecto ha de ser lineal excepto algunas que se pueden realizar en paralelo ya que no requieren de una actividad previa finalizada para poder llevarse a cabo.

Básicamente las actividades de recopilación de información y de aprendizaje son las que se han llevado a cabo en paralelo a la elaboración del cuerpo del proyecto en sí, y que además, han ocupado una gran parte de la planificación temporal en relación a las otras actividades por separado.

Para poder observar de forma más fácil esa planificación, se puede representar la misma, utilizando el muy conocido diagrama de Gantt, el cual puede ofrecer una visión

más gráfica de como se elaboran las etapas del proyecto de una forma sencilla y explícita.

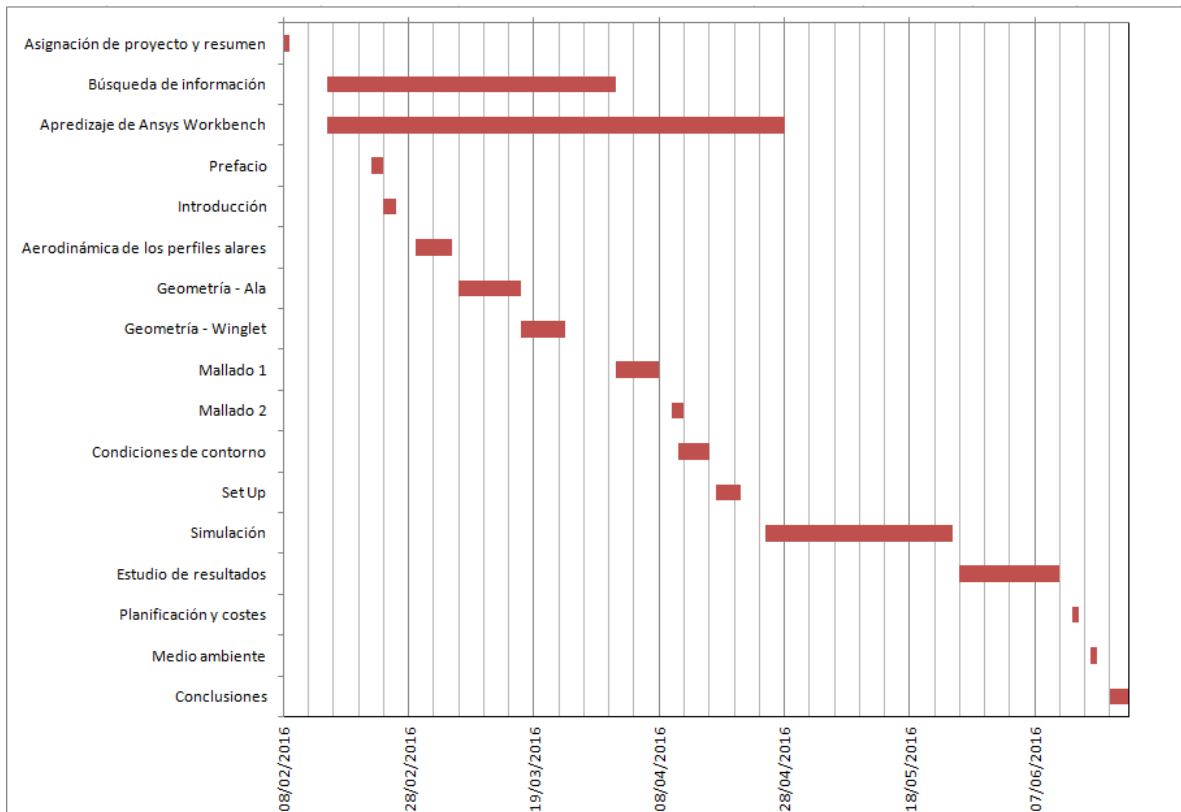


Gráfico 7: Diagrama de Gantt

Se observa más fácilmente en esta gráfico el tiempo empleado en la búsqueda de información y el aprendizaje del software.

Para resumir los puntos más característicos de la planificación, se puede decir que la etapa que más tiempo ha requerido para el proyecto, es la simulación al completo (geometría, mallado, condiciones de contorno, SetUp y estudio de resultados).

Por otro lado, se considera que el aprendizaje de ANSYS Workbench corresponde a la etapa del estudio más teórico de la asignatura de Mecánica Computacional de Fluidos que imparte la Escuela.

De la misma forma, la etapa más temprana es la que corresponde a la de la búsqueda de información, hasta el momento en el que se empieza a trabajar en la simulación.

En último lugar, el proyecto finaliza aproximadamente en la fecha de entrega, sobre el 22 de Junio de 2016.

7. COSTES

Para estimar el coste global del proyecto se deben de tener en cuenta varios aspectos.

En primer lugar y para este tipo de proyecto, el aspecto de más peso es el coste de ingeniería y el coste de adquisición del software y licencia requeridos.

En segundo lugar hay que añadir el coste de hardware complementario para la simulación, los costes personales y el coste de material de oficina.

En la siguiente tabla se recopilan los costes aproximados asociados al proyecto, teniendo en cuenta el precio a pagar si se parte de cero (sin ningún material disponible), para así poder ver el coste real que supondría el trabajo y el equipo completo necesario para llevar a cabo la simulación y el estudio posterior:

	Coste unitario [precio/unidad]	Cantidad [unidades]	Coste total [€]
Sueldo	25 € / hora	300 horas	7.500 €
Software	25000 € / año	4 meses	8.333 €
Licencia	5000 € / año	4 meses	1.667 €
Hardware	1000 € / computadora de gama media * año	2 computadoras * 4 meses	666 €
Transporte	40 € / mes	4 meses	160 €
Material de trabajo	10 € / mes	4 meses	40 €
Total			18.366 €

Tabla 8: Coste total

En primer lugar se considera el sueldo medio del ingeniero contratado que ronda los 25 € la hora. Si se aplica el tiempo recomendado para realizar el proyecto, en función de los créditos, se obtiene el tiempo total dedicado.

El software usado para este proyecto ha sido Ansys Workbench y Solidworks. Respectivamente cuestan 20000 € (más 4000 € por la licencia) y 5000 € (más 1000 € por la licencia). El coste es orientativo ya que depende de la versión del software y también se puede negociar un presupuesto con el vendedor. Finalmente, la licencia anual se pagará para un solo año, ya que el proyecto no abarca más de cuatro meses.

En cuanto al hardware, para la parte de simulación se han usado dos computadoras para trabajar en paralelo en el momento de hacer las simulaciones del ala con dispositivo y sin éste, de modo que se conseguía una mayor velocidad en las simulaciones. Para representar un coste de hardware se considera este caso, y teniendo en cuenta el coste de una computadora de gama media, se ha calculado el coste total de dos unidades de estas.

En referente al tema de la amortización, como se ha trabajado con el hardware y el software un tercio del año, se representa esa fracción del coste en el sumatorio de costes.

En cuanto a costes secundarios y que no afectan directamente al proyecto, se tiene el coste en el transporte y material de trabajo. Se ha considerado un coste orientativo en el material de oficina y un coste aproximado (coste de desplazamiento propio) del transporte.

Como coste global del proyecto se obtiene un total de 18.366 €.

Si se quiere comparar fácilmente los diferentes costes en los que ha incurrido el proyecto, y hacerse una idea de cuál/es será/n los costes más relevantes, se puede aprovechar la gráfica circular:

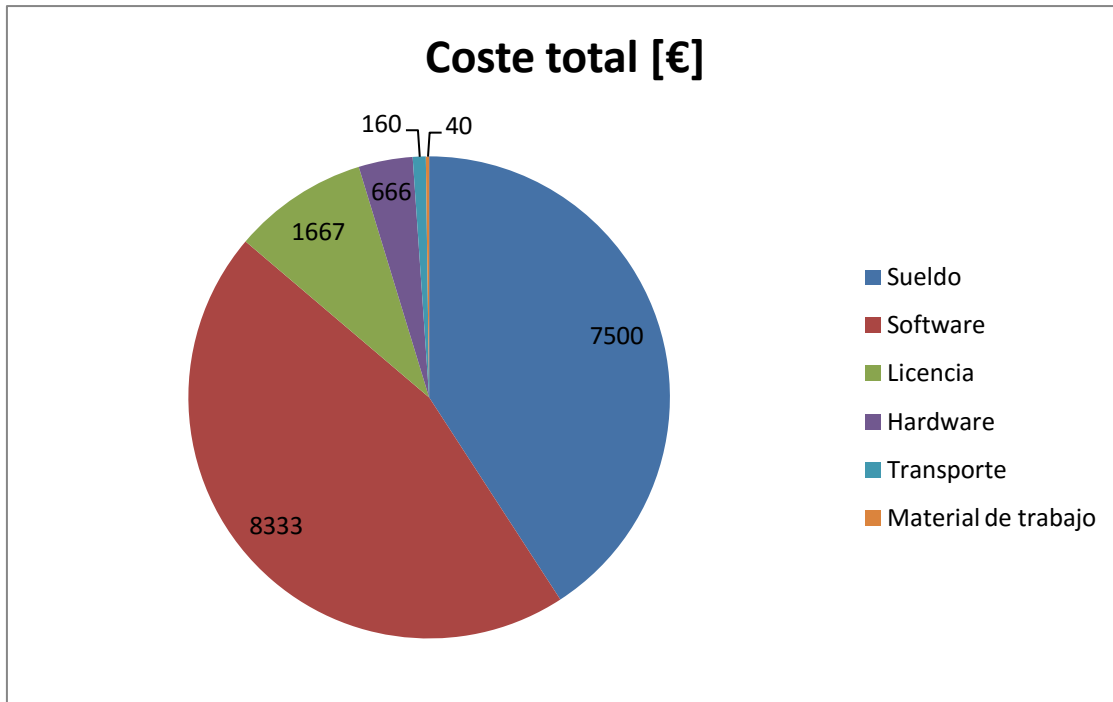


Gráfico 8: Diagrama circular

De este modo, se puede ver más a simple vista la distribución de costes del proyecto.

8. IMPACTO AMBIENTAL

En los primeros apartados del proyecto se comentó la importancia que adquieren los estudios por simulación gracias a las ventajas que ofrecen frente a los estudios experimentales que se llevan a cabo en la realidad física.

Si se quiere concretar un poco más, en el ámbito del proyecto realizado, se puede observar que la ventaja radica en el consumo eléctrico, en los costes en general y en el tiempo empleado.

En relación al impacto ambiental, realizar un estudio experimental requiere como mínimo la construcción de un prototipo para ser usado en el túnel. Esto conlleva el uso de materias primas y tener en cuenta que su aplicación sean más o menos dañinas para el medio ambiente y que posteriormente sean reciclables, entre otras cuestiones.

Por otro lado, hay que considerar uno de los aspectos más importantes a tener en cuenta en lo que se refiere al proyecto, el consumo energético.

Comparando este estudio hecho mediante simulación con uno que se halla hecho, de la forma más usual, con un túnel de viento, se puede observar la clara reducción en cuanto al consumo energía se refiere. Mientras que la computadora usada para la simulación consume aproximada unos 220 W (típico consumo de gama media), un túnel de viento puede llegar a consumir cuatro mil veces más, usando como referencia un túnel de viento de 225 km/h de velocidad máxima de viento, el cual puede tener un consumo máximo de 800-1120 kW.

Para hacerse una idea del consumo que se va a requerir en este tipo de proyecto se tiene que pensar que una de las condiciones de contorno que aplicábamos era una velocidad relativa de 900km/h, lo cual significa elevar el consumo energético aún más. Todo esto sin tener en cuenta las otras características del fluido como la presión y la temperatura (condiciones difíciles de alcanzar).

Es decir, para aplicar un ensayo muy fiel a la realidad (en la zona de trabajo de la aeronave) es necesario un gran consumo de energía y una inversión alta para poder usar un túnel que lleve las condiciones de contorno a esa zona de trabajo.

En el mejor de los casos el consumo de un experimento frente a la simulación es miles de veces superior, con las consecuencias que en el medio ambiente tiene.

Aun considerando lo que se ha mencionado en este apartado, no se debe de olvidar que la computadora consume electricidad, aunque mucho menos que un ensayo real, lo cual es beneficioso para el medio ambiente, y que por esa razón se debe de tener en cuenta a la hora de invertir en dicha herramienta, ya que cuanto menor sea su consumo más rentable resulta tanto para la empresa como para el medio ambiente a medio-largo plazo.

9. CONCLUSIONES

Analizando el proceso de la simulación y los resultados obtenidos de ella a lo largo del proyecto, se puede llegar a las siguientes conclusiones:

- La eficiencia de la computadora, es decir la relación de calidad de resultados por el tiempo necesitado ha sido bueno, ya que los resultados obtenidos son congruentes y representativos de la realidad y el coste temporal no ha sido excesivo en ninguna de las simulaciones que se ha llevado a cabo.
- A lo largo de la realización de las simulaciones se ha llegado a la conclusión de que unas condiciones de contorno definidas como "Openings" en vez de sus correspondientes "Outlet" y "Symmetry" dan lugar a una mejor simulación, ya que generan unos resultados más homogéneos y la solución tarda menos tiempo en converger.
- El problema que ocasionaba una simulación lenta y con resultados mediocres con condiciones de "Outlet" y "Symmetry" era debido al hecho de usar un ángulo de ataque no igual a 0. Al no ser simétrico el flujo, ocasionaba problemas en las paredes. Finalmente, la condición de "Opening" solucionaba el problema de asimetría en el flujo cuando este se acercaba a los contornos ya que podía salir y entrar.
- La implementación del winglet en condiciones de trabajo, en este proyecto considerado como el ángulo de ataque de 6 grados, da buenos resultados. Reduce la resistencia (Drag) y mejora la sustentación (Lift).
- La implementación de winglet en condiciones de pérdida da malos resultados. No es capaz de mejorar el Lift ni el Drag.
- La disminución de las fuerzas de resistencia se acentúan al acercarse al dispositivo, es decir a la punta del avión. Este hecho se ve claramente en el caso del "stall", donde a pesar de que el winglet no realiza una buena actuación, reduce drásticamente la resistencia en la zona más cercana a él.

10. BIBLIOGRAFÍA

Referencias bibliográficas:

- [1] IRA H. ABBOT - Theory of wings sections
- [2] ANIBAL ISIDORO CARMONA - Aerodinámica y actuaciones del avión
- [3] JONH D. ANDERSON - Fundaments of aerodynamics
- [4] [http://aerodium.technology/es/modelos/modelos/wall-to-wall-\(pared-a-pared\)/](http://aerodium.technology/es/modelos/modelos/wall-to-wall-(pared-a-pared)/)
- [5] http://newton.cnice.mec.es/materiales_didacticos/presion2/varia.htm
- [6] <https://drive.google.com/file/d/0B9wOrrFpsUb3d1YydGpDYW9ReTg/edit> (documento de ANSYS)
- [7] <http://www.manualvuelo.com/indice.html>
- [8] <https://www.youtube.com/channel/UC3XvZi4o5YZoh7LXY45YI6g> (Canal de tutoriales CFX)
- [9] <https://www.youtube.com/channel/UCMdrz0nkTBadzk3XgB5-fzw> (Canal de tutoriales CFX)
- [10] http://aeronautica.conocimientos.com.ve/2009/12/angulo-de-ataque_11.html

Referencia de las imágenes:

- Tablas y gráficos obtenidos mediante Microsoft Office Excel 2007.
- Ilustración 1-2 (Google search images)
- Ilustración 3-18 (Manual de vuelo)
- Ilustración 21 (SketchUp)
- Ilustración 46 (documento de ANSYS)
- Ilustración 51-52 (Aerodinámica y actuaciones del avión)
- El resto de ilustraciones cuya fuente es ANSYS, ANSYS HELP o SOLIDWORKS queda detallado en el pie de foto.