Escola Politècnica Superior de Castelldefels

UNIVERSITAT POLITÈCNICA DE CATALUNYA

TREBALL DE FI DE CARRERA

TÍTOL DEL TFC: Estudio aerodinámico y estructural del ala del A380 y de su modificación

TITULACIÓ: Enginyeria Tècnica Aeronàutica, especialitat Aeronavegació

AUTORS: Sajeel A. Akhtar
Isaac Lleixà Mármol

DIRECTOR: Daniel Crespo Artiaga

DATA: 23 de Julio de 2010

Títol: Estudio aerodinámico y estructural del ala del A380 y de su modificación

Autors: Sajeel A. Akhtar
Isaac Lleixà Mármol

Director: Daniel Crespo Artiaga

Data: 23 de Julio de 2010

Resumen

El principal objetivo de este proyecto es hacer un estudio aerodinámico del ala del Airbus A380. La motivación de este estudio se basa en la curiosidad por conocer las propiedades del ala del avión comercial más grande del mundo.

Otro de los objetivos que nos marcamos en este proyecto era el de realizar una modificación del ala original. Es conocido que el desprendimiento del aire se inicia en el borde de salida del perfil, en la punta alar. A medida que aumentamos la velocidad del fluido o el ángulo de ataque éste desprendimiento se propaga hacia el borde de ataque y hacia el encastre del ala. Por ello se pretende disminuir el ángulo de incidencia del perfil situado en la punta de forma progresiva desde una cierta distancia del fuselaje.

En este estudio aerodinámico se compararán los resultados de las simulaciones obtenidas mediante un software de Dinámica de Fluidos Computacional (CFD), para el ala original y las alas modificadas. Para ello, se estudiarán prestaciones tales como la fuerza de sustentación, la resistencia, los respectivos coeficientes de sustentación y resistencia, la eficiencia aerodinámica, las presiones producidas, etc.

La idea de realizar las modificaciones es que obtengamos alas capaces de retrasar el desprendimiento del aire y la entrada en pérdida.

Se realizará también un estudio estructural de las distintas alas para ver si el hecho de realizar esta modificación puede suponer que se obtengan esfuerzos inadmisibles en el ala.

Finalmente veremos las mejoras y los inconvenientes que aportan las modificaciones del ala realizadas.

Title: Estudio aerodinámico y estructural del ala del A380 y de su modificación

Authors: Sajeel A. Akhtar

Isaac Lleixà Mármol

Director: Daniel Crespo Artiaga

Date: July, 23th 2010

Overview

The main objective of this Project is to perform an aerodynamic study of the wing of the Airbus A380. The main principle of this study is to know the properties of the wings that lifts the biggest commercial aircraft in the world.

Another of the objectives is to modify the conventional wing so as to decrease the in built angle of attack in the tip. It is well known that on wings with high angle of sweep and positive dihedral the airflow begins separation at the wingtip and on the trailing edge first. As the air speed or the angle of attack increases this separation of the airflow moves forward to the leading edge and moves to the inner wing. The core of redesigning the wing is to force the airflow separation to begin first at the wing root, so as to have a positive response from the aircraft at stall recovery and to have the ailerons fully functional in case they are needed.

In this Project various results obtained from CFD simulations will be compared for the conventional wing and the redesigned wings. For this purpose, the following data will be used: net force acting on a wing, the wing coefficients, efficiencies etc. It will be evaluated if the redesigned wings offer better performance than the conventional wing in terms of efficiency, airflow separation delay and better response to stall recovery.

Another point to study is if this redesign impose any kind of constriction on the materials or structure of the wing so that even the aerodynamic performance of the wing is good, it is not feasible to built the wing with the actual technology.

Finally, the main advantages and disadvantages of the set of wings will be compared and it will be established if there is any improvement of the redesign of the wing in terms of aerodynamic efficiency and structural loads.

ÍNDICE

INTRODUCCIÓN **1**

CAPÍTULO 1. AERODINÁMICA **3**

1.1. Conceptos elementales de dinámica de fluidos **3**
1.1.1. Número de Mach 3
1.1.2. Viscosidad 4
1.1.3. Flujo estacionario y no estacionario 4
1.1.4. Capa límite: laminar y turbulenta 5
1.1.5. Número de Reynolds 5

1.2. El perfil alar y otros conceptos del ala **6**
1.2.1. El perfil alar 6
1.2.2. Nomenclatura NACA 8
1.2.3. Alas supercríticas 8

1.3. Fuerzas Aerodinámicas **10**
1.3.1. Sustentación y Resistencia 11
1.3.2. Principio de Bernoulli 12
1.3.3. Ecuación de continuidad 13
1.3.4. La pérdida 14

CAPÍTULO 2. DISEÑO DEL ALA DEL AIRBUS A380 ..... **17**

2.1. Planos del A380 ..... **17**

2.3. Diseño del ala en Catia V5 ..... **18**

CAPÍTULO 3. CFD **25**

3.1. Por qué utilizar CFD **25**

3.2. Metodología **26**

3.3. Etapas de una simulación **27**
3.3.1. Pre-procesado: CATIA y GAMBIT 27
3.3.2. Simulación: FLUENT 29
3.3.3. Post-procesado 30

CAPÍTULO 4. ESTUDIO ESTRUCTURAL **31**

4.1. Introducción **31**

4.2. Objetivo del estudio **33**

4.3. Conceptos básicos de teoría de materiales **33**
4.3.1. Tensión de Von Mises 35

4.4. Materiales utilizados **36**
4.4.1. Carbon Fiber Reinforced Plastic (CFRP) 37

4.5. Procedimiento **38**

4.6. Resultados **39**
4.6.1. Ala original A380 40
4.6.2. Ala 380 – modificación 0010 42

CAPÍTULO 5. DISCUSIÓN DE RESULTADOS **47**

5.1. Ala A380 ..... **47**

5.2. Ala A380 modificación 0004 ..... **53**

5.3. Ala A380 modificación 0006 ..... **58**

5.4. Ala A380 modificación 0008 ..... **62**

5.4. Ala A380 modificación 0010 ..... **66**

5.6. Síntesis de resultados **68**

CONCLUSIONES **71**

BIBLIOGRAFÍA **73**

ANEXO I: FLUENT PASO A PASO **77**

ANEXO 2. ESTUDIO AERODINÁMICO A BAJA VELOCIDAD **81**

A.2. Discusión de resultados **83**
A.2.1. Ala original A380 83
A.2.2. Ala 0006 84
A.2.3. Ala 0008 85
A.2.4. Ala 0010 85

A.3. Conclusiones **85**

ANEXO 3. CATIA PARA EL ESTUDIO ESTRUCTURAL **87**

INTRODUCCIÓN

El objetivo principal de este proyecto es hacer un estudio aerodinámico del ala del Airbus A380. Con una capacidad máxima del orden de los 800-850 pasajeros, el A380 se ha convertido en el avión comercial más grande y pesado del mundo, superando al famoso Jumbo de Boeing. La motivación principal de este trabajo es realizar un estudio aerodinámico que nos permita conocer las características del ala de un avión tan singular como es el Airbus A380.

Otra motivación es la de aprender a usar los programas de diseño por ordenador y de Dinámica de Fluidos Computacional (CFD) más extendidos hoy en día en la industria.

En el primer capítulo del trabajo sentaremos las bases físicas necesarias para entender los fenómenos que estudiaremos. Hablaremos de los principios elementales de la dinámica de fluidos, las fuerzas que ocurren en los perfiles alares, y definiremos los conceptos básicos de aerodinámica.

En el segundo capítulo veremos cómo hemos llevado a cabo el diseño por ordenador del ala del A380 y el resultado obtenido. Otro objetivo que nos marcamos en un principio era el de hacer un pequeño rediseño del ala. Nos preguntamos por qué las alas de los aviones son siempre de ángulo de ataque constante. Es conocido que la entrada en pérdida, o la falta de sustentación, en los aviones comerciales empieza en la punta del ala, y se va extendiendo hacia el centro. La hipótesis que barajamos era que si modificábamos el ángulo de la punta del ala, reduciendo ese ángulo – *wing twist*-, se podría retrasar una posible entrada en pérdida, y por lo tanto, obtener un avión más seguro y maniobrable. Analizaremos esa posible modificación del ala, dando la explicación del por qué esta puede ser una mejora, y veremos qué ala acabamos obteniendo.

Para llevar a cabo el estudio aerodinámico es necesaria la utilización de diversos paquetes de software. En el tercer capítulo introduciremos el concepto de Dinámica de Fluidos Computacional –CFD- y los distintos programas que hemos usado en este proyecto para la obtención de las características alares.

En el cuarto capítulo realizaremos un pequeño estudio estructural de las distintas alas diseñadas. El motivo de este estudio es comprobar que al modificar el ala no se producen esfuerzos que ésta no pueda soportar.

En el quinto capítulo veremos los resultados que hemos obtenido para las distintas alas estudiadas mediante CFD. Compararemos los resultados aerodinámicos obtenidos del ala original con los resultados de las modificaciones. El objetivo es valorar si obtenemos alguna mejora en la aerodinámica del ala, retrasando la entrada en pérdida del avión y permitiendo así el vuelo a mayor velocidad y/o ángulo de ataque.

Sin embargo, este rediseño podría conllevar problemas de dos tipos: una pérdida de la fuerza neta de sustentación que produce el ala -puesto que se plantea una disminución del ángulo de ataque- y la imposibilidad de volar con esta ala a ciertas velocidades por los diferenciales de fuerzas y tensiones que se originan en el ala.

Finalmente veremos las mejoras y los inconvenientes que aportan las modificaciones del ala realizadas.

Cabe remarcar que cuando uno plantea una posible modificación de un elemento aerodinámico no sabe con certeza si aportará mejoras, o si en caso de hacerlo, esto no conllevará problemas que harán que no valga la pena implantar la modificación.

Futuros estudios relacionados con este proyecto deberían enfocarse a la construcción de un modelo a escala del ala del A380 para realizar un estudio experimental y obtener así un estudio aerodinámico más preciso y completo del caso. Esta es sólo una primera aproximación al estudio aerodinámico del ala del A380, y de una posible modificación, que abre las puertas a un futuro estudio más completo y preciso.

CAPÍTULO 1. Aerodinámica

1.1. Conceptos elementales de dinámica de fluidos

En este trabajo se realiza un estudio aerodinámico del ala del A380, así como de un rediseño de la misma ala. Por lo tanto, es necesario entender y conocer las bases de la aerodinámica.

Aerodinámica proviene de la unión de dos palabras griegas: *aeros*, que significa aire, y *dynamis*, que significa fuerza. Así, la aerodinámica es el estudio de las fuerzas y los movimientos que se dan en los objetos que atraviesan el aire. Una definición más actual del término *aerodinámica* es: *rama de la mecánica de fluidos que estudia las acciones que aparecen en los objetos sólidos cuando existe un movimiento relativo entre éstos y el fluido que los baña*. **[5]**.

Se establecen distintas clasificaciones para los problemas aerodinámicos. La primera clasificación se hace en función de la naturaleza del fluido:

- Flujo **incompresible**, en el que la velocidad del viento, v, es menor que 0,3*M (M=número de Mach; M=1 cuando v=340m/s, en condiciones estándar).
- Flujo **compresible**, en el que la velocidad del viento relativo es superior a 0,3*M.

La segunda clasificación es según el número de Mach:

- **Subsónico**: la velocidad del flujo que estudiamos es siempre inferior a la velocidad del sonido, M<1. Todos los aviones comerciales actuales vuelan por debajo de M=1.
- **Transónico**: los valores de velocidad del fluido están en torno a M=1, o empiezan a aparecer regiones dónde se alcanza esta velocidad.
- **Supersónico**: cuando la velocidad del fluido es mayor que M=1 en todos los puntos del ala.
- **Hipersónico**: cuando la velocidad del fluido es mucho mayor que la velocidad del sonido, alrededor de M>6.

A continuación explicaremos con un poco más de detalle algunos conceptos básicos de aerodinámica que nos hace falta conocer.

1.1.1. Número de Mach

El número de Mach es un número que se utiliza como referencia de la velocidad. El número de Mach sirve para evaluar si los fenómenos debidos al cambio de densidad del aire – compresibilidad -, tienen o no mucha importancia, es decir, si son despreciables.

Se define el número de Mach como vemos en la ecuación (1.1) y podemos observar que como habíamos avanzado, cuando la velocidad del fluido es igual a la velocidad del sonido tenemos M=1.

$$M = \frac{TAS}{340 \times \sqrt{\frac{T}{288'15K}}} = \frac{v_{fluido}}{v_{sonido}} \qquad \textbf{(1.1)}$$

1.1.2. Viscosidad

La viscosidad es la propiedad que describe la resistencia de un fluido a deslizar. Si tenemos un ala desplazándose a cierta velocidad, se comprueba experimentalmente que la capa de fluido en contacto con el ala se desplaza como si viajara adherida a ésta, moviéndose a su misma velocidad. La capa de fluido situada inmediatamente inferior, también se desplaza en la misma dirección, pero con una velocidad ligeramente inferior, debido al rozamiento que existe entre las capas de aire. Esto ocurre para las capas sucesivas. La fricción interna dentro del fluido es originada por la viscosidad.

De hecho, es gracias a que el aire es un fluido viscoso que los aviones pueden volar. Si el aire no tuviera viscosidad, las capas de fluido no viajarían adheridas a la superficie del ala, y no aparecerían las fuerzas que permiten el vuelo.

1.1.3. Flujo estacionario y no estacionario

En este apartado intentaremos explicar la diferencia entre un flujo estacionario y uno no estacionario.

Supongamos un avión volando a velocidad constante en vuelo rectilíneo y sin viento. Para un observador en el suelo, el aire está en reposo y queda perturbado a causa del avión que se mueve a través de él. El piloto, en cambio, podría suponer que él está en reposo y que es el aire el que se mueve a su alrededor. Así, sería la corriente de aire la que queda perturbada por el paso del avión. Ambas suposiciones son válidas, pero para realizar un estudio matemático y físico del problema es mucho más sencillo el estudio si se considera que el avión está en reposo y que es el aire el que se mueve.

Si suponemos que para un cierto punto del espacio, las propiedades del aire no cambian, estaremos considerando que tenemos un flujo estacionario. Si suponemos, en cambio, que para un punto dado del aire, sus propiedades pueden variar a lo largo del tiempo, aún cuando el avión permanece inmóvil, estaremos hablando de flujo no estacionario.

1.1.4. Capa límite: laminar y turbulenta

Debido a las fuerzas interatómicas, la capa de aire que está en contacto directo con una superficie – en nuestro caso el perfil alar - permanece siempre adherida a ésta. Existe un deslizamiento entre las diferentes capas adyacentes a la superficial, que conforme están más alejadas de la superficie tienen una velocidad más cercana a la velocidad de la capa correspondiente a la del aire libre. La zona que existe entre la capa de aire que circula pegada a la superficie y la capa que pertenece a la corriente libre se conoce como capa límite.

Cuando el movimiento del aire dentro de la capa límite es en forma de capas paralelas, decimos que tenemos un flujo laminar.

En los puntos próximos al borde de ataque la capa límite es laminar, y conforme el aire se va alejando del borde de ataque, las fuerzas de rozamiento disipan cada vez más energía de la corriente de aire, haciendo que el espesor de la capa límite aumente poco a poco, hasta que a una cierta distancia del borde de ataque – que dependerá de la velocidad del fluido, la inclinación del ala, etc. – la capa límite empieza a sufrir unas perturbaciones de tipo caótico, que conllevan un aumento del espesor de la capa límite, y una destrucción de la corriente laminar que existía, pasando a ser de tipo turbulenta. Podemos ver este efecto en la **Fig. 1.1**.

En Mecánica de fluidos y Aerodinámica conocemos el paso de capa límite laminar a turbulenta con el nombre de transición, también conocido como punto de transición. Esta transición de capa límite laminar a turbulenta es análoga a la que ocurre en el humo que se eleva de un cigarrillo, pudiendo observarse los fenómenos de aumento de velocidad y espesor, si el aire está en reposo.

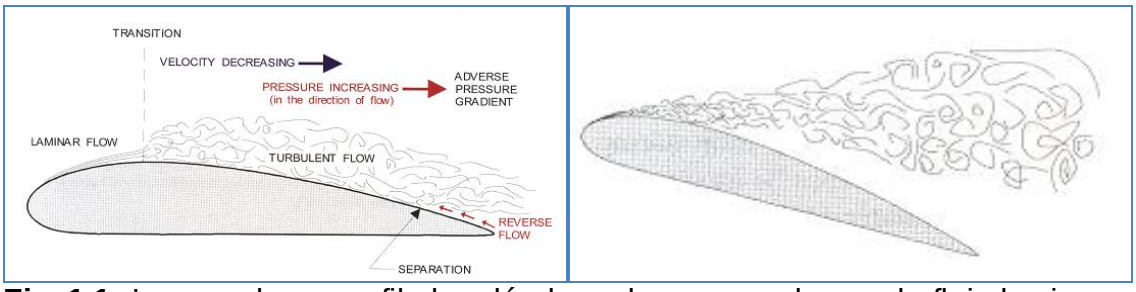

Fig. 1.1. Imagen de un perfil alar, dónde podemos ver el paso de flujo laminar a turbulento, y como la capa límite se ensancha hasta desprenderse.

1.1.5. Número de Reynolds

Hemos visto que el punto de transición tiene lugar a una cierta distancia del borde de ataque. Mediante experiencias con distintos fluidos, y a diferentes velocidades, se observa que también depende de la viscosidad, es decir, del tipo de fluido, y de su velocidad. Reynolds generalizó estas conclusiones mediante la introducción de un parámetro adimensional, que combina los

efectos anteriores, denominado Número de Reynolds, Re, que se expresa como:

$$Re = \frac{\rho \times V \times l}{\mu} \quad \textbf{(1.2)}$$

donde *V* es la velocidad, *l* es la longitud del objeto considerado, -normalmente en un ala es la cuerda-, ρ es la densidad del fluido y μ su viscosidad dinámica.

Si el número de Reynolds es relativamente pequeño la capa límite es laminar y si el Re es suficientemente grande la capa límite es turbulenta. Esto explica porqué en un perfil, cerca del borde de ataque la capa límite es laminar, con un Re relativamente pequeño, mientras que conforme la distancia al borde ataque aumenta, y por lo tanto la velocidad, el Re va creciendo y la capa límite puede convertirse en turbulenta.

Hemos hablado de Reynolds relativamente pequeños y grandes, pero es necesario establecer unos valores. De un modo muy genérico el punto de transición suele ocurrir para valores de Re alrededor del medio millón. De todas formas, la transición se producirá antes o después dependiendo en gran medida de la rugosidad de la superficie, de la turbulencia de la corriente libre de aire y de la distribución de presiones. Otros factores que afectan a la transición son la temperatura de la superficie y el número de Mach. Normalmente cuanto menor es la temperatura de la superficie menor es el espesor de la capa límite y se retrasa la transición. En cuanto al Mach, el Re de transición suele ser mayor si la corriente es compresible, Mach alto.

Existen dos fórmulas para calcular el espesor de la capa límite, δ, sobre una superficie plana:

$$\delta = \frac{5{,}2 \times d}{Re} \quad , para\ laminar. \quad \textbf{(1.3)}$$

$$\delta = \frac{0'37 \times d}{Re^{0{,}2}} \quad , para\ turbulenta. \quad \textbf{(1.4)}$$

Donde *d* es la distancia al borde de ataque, y *Re* el valor de Reynolds en ese punto.

1.2. El perfil alar y otros conceptos del ala

1.2.1. El perfil alar

La forma y la inclinación del perfil respecto a la dirección de la corriente de aire son de gran importancia en la distribución de presiones que da origen a la sustentación. Vamos a definir la terminología básica cuando hablamos de perfiles. Para ello nos apoyaremos en la imagen de la **Fig. 1.2**.

Algunos de los conceptos que utilizaremos de aquí en adelante, son:

- Extradós: parte superior del perfil.
- Intradós: parte inferior del perfil.
- Borde de ataque: es el lugar del perfil que primero contactará con el fluido. Es también el que distribuirá la corriente, separándola en extradós e intradós.
- Borde de salida: es el lugar del perfil por donde sale el aire, y desde el que la corriente debería de volver a juntarse.
- Cuerda: es la línea recta que une el borde de ataque y el borde de salida.
- Espesor: es el grosor del perfil en un punto, es decir, la distancia entre el extradós y el intradós.
- Perfil asimétrico: es el perfil en el que el extradós es diferente al intradós.
- Perfil simétrico: es el perfil en el que el extradós y el intradós son iguales
- C_L y C_D: coeficientes de sustentación y de arrastre, característicos de un perfil para unas condiciones dadas.

Conceptos del ala y del avión:

- Ángulo de ataque: es el ángulo que existe entre la cuerda del perfil y la dirección de la corriente de aire.
- Pérdida: situación en que las alas del aeronave dejan de generar sustentación
- Envergadura: es la distancia que existe entre las dos puntas del ala, podría entenderse como el ancho del avión.

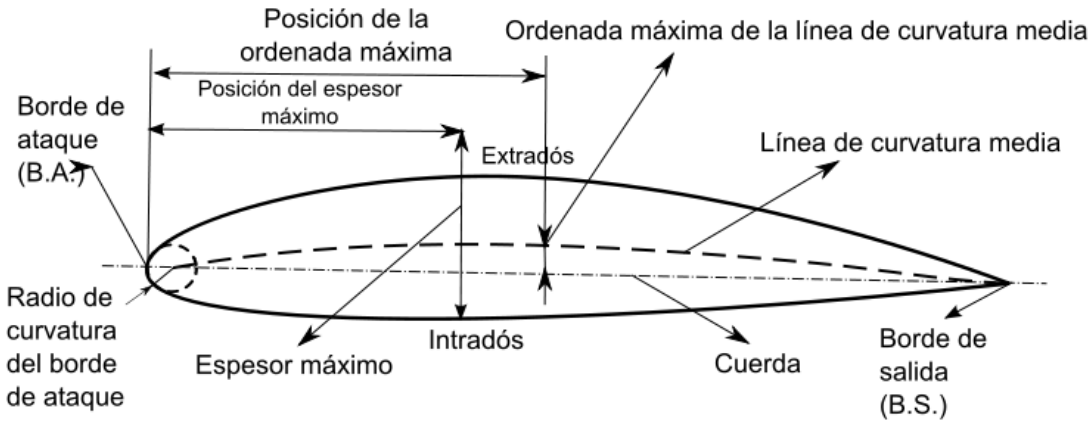

Fig. 1.2. Imagen de un perfil alar y los conceptos más importantes relacionados con él.

1.2.2. Nomenclatura NACA

Hasta hace poco tiempo, el desarrollo de los perfiles ha sido totalmente empírico. Las primeras pruebas ya indicaban la preferencia de un forma con un borde de ataque redondeado y con un borde de salida muy fino. La demanda de secciones de ala mejoradas y la carencia de una teoría general sobre teoría de perfiles hizo que se llevaran a cabo un gran número de pruebas y ensayos.

La antigua NACA (National Advisory Comittee for Aeronautics), y actual NASA, fue la organización que estudió de una manera más profunda distintos tipos de perfiles para dar con aquel modelo que fuera lo más eficiente posible. Además estableció unas pautas y un estándar para clasificar los distintos perfiles estudiados.

Se estableció que para diferenciar claramente un perfil de otro se les numeraría con un conjunto de digitos que establecen de forma resumida sus características más esenciales. En este proyecto se estudiarán los perfiles super críticos SC Naca de 4 digitos, los cuáles indican respectivamente:

- El primer digito especifica el valor de máxima curvatura expresado en tanto por ciento de la cuerda.
- El segundo digito indica la posición del punto de máxima curvatura a lo largo de la línea media en décimos de cuerda.
- Los dos últimos números indican el espesor máximo del perfil, expresado en tanto por ciento de la cuerda.

Para calcular los distintos puntos que conforman el perfil NACA, se estableció la siguiente expresión estándar:

$$\frac{y}{c} = \pm \frac{t}{0,2}\left(0.2969\sqrt{\frac{x}{c}} - 0,126\frac{x}{c} - 0,3516\left(\frac{x}{c}\right)^2 + 0,2843\left(\frac{x}{c}\right)^3 - 0,1015\left(\frac{x}{c}\right)^4\right) \quad \textbf{(1.5)}$$

La dualidad de los signos indica que se pueden calcular los puntos del perfil que pertenecen al intradós y al extradós; la variable *y* indica la altura del intradós y extradós y la variable *x* indica la longitud del perfil.

1.2.3. Alas supercríticas

El gran inconveniente de los perfiles convencionales es que a altas velocidades de vuelo aparecen ondas de choque que incrementan notablemente el valor de la resistencia aerodinámica y disminuyen considerablemente la magnitud de la fuerza de la sustentación.

Los diseñadores han optado por usar alas en forma de flecha regresiva, perfiles de espesor pequeño o una combinación de ambas para tratar de reducir los efectos adversos del vuelo a altas velocidades. Aún así, éste tipo de construcciones tenía el principal problema que el incremento en la velocidad de

vuelo conseguida no era muy notorio (apenas se alcanzaban velocidades de MACH 0.75) además la resistencia por onda de choque crecía excesivamente y existían problemas de controlabilidad y eficiencia aerodinámica a éstas velocidades.

Los primeros ingenieros que se toparon con éste problema empezaron a estudiar cómo se podía diseñar un ala que fuera eficiente a altas velocidades de vuelo y que se comportara de la manera más eficiente posible en vuelo a bajas velocidades, especialmente en las maniobras de aterrizaje y despegue. En los principios de los años 1960, el científico de la NASA Richard T. Whitcomb, jefe del departamento de Aerodinámica Transónica, llegó al diseño del ala supercrítica.

En comparación con un ala convencional, el ala supercrítica es plana en el extradós y más redondeada en el intradós, una cruvatura de borde de ataque mayor comparada con un perfil convecional y con una curva del extradós-intradós hacia abajo a medida que se acerca al borde de salida. Véase la figura siguiente –**Fig.1.3**- para apreciar las diferencias entre un perfil convencional y un perfil supercrítico.

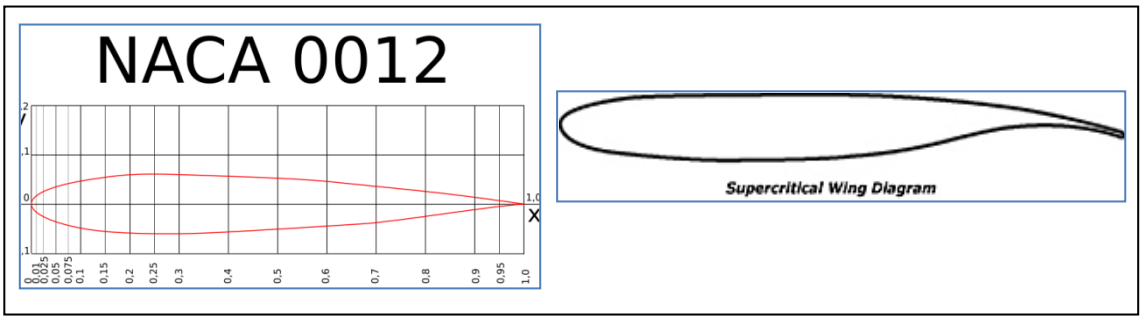

Fig.1.3. Perfil convencional NACA0012 y perfil supercítico genérico.

Éste tipo de ala tiene la principal ventaja que reduce el efecto de las ondas de choque en el extradós y reduce considerablemente los efectos de la resistencia aerodinámica, tal y como se puede apreciar en la **figura 1.4**. Éste tipo de perfil permite el vuelo a velocidades cercanas a MACH=1 sin experimentar los problemas que tenían los perfiles convencionales.

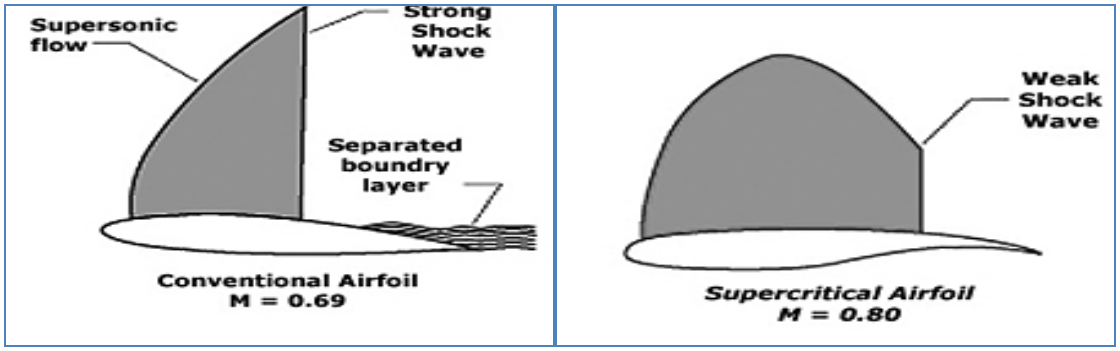

Fig. 1.4. Onda de choque en un perfil convencional y en un perfil supercrítico

Como se puede apreciar, la onda de choque en el perfil convencional crece de manera abrupta y tiene una forma más aguda, mientras que en el perfil supercrítico la onda de choque se va formando de manera progresiva y se extiende de manera contínua sobre el perfil, reduciendo así los efectos nocivos adversos del incremento de la resistencia.

Las principales ventajas de los perfiles supercríticos son:

1. Retrasan de forma muy notoria la aparicion de ondas de choque debido a que ahora las partículas de aire no viajan tan rápidas por el extradós, al tener éste una forma más plana. Esto reduce la resistencia y permite el vuelo a altas velocidades.
2. Al retrasar los efectos de la aparición de la onda de choque, se requiere menor ángulo de flecha y se reducen los problemas asociados a éste tipo de configuración.
3. El mayor espesor de éste tipo de perfiles permite dar más puntos de anclaje en las uniones ala-fuselaje. Esto da mayor rigidez a la estructura, lo que permite que la aeronave pueda llevar más carga. Además, el mayor espesor permite incrementar la envergadura y superficie del ala.
4. Por otro lado, el hecho de tener menor ángulo de flecha y mayor superficie alar y envergadura proporciona mejores actuaciones en vuelo a bajas velocidades: se pueden usar menores velocidades de despegue y aterrizaje lo que permite la operación desde casi cualquier tipo de campo de vuelo.

1.3. Fuerzas Aerodinámicas

Las fuerzas aerodinámicas son aquellas que aparecen por el hecho de tener un cuerpo que se mueve a cierta velocidad inmerso en un fluido. En un avión, las fuerzas que tenemos son:

- la tracción, o empuje, ejercida por los motores del avión (que no puede considerarse como una fuerza aerodinámica).
- La resistencia, que se opone al movimiento, y va en la misma dirección y sentido opuesto al viento relativo.
- La sustentación, que es la fuerza que generan nuestras alas para mantener el vuelo del avión.
- El peso, que aunque no es estrictamente una fuerza aerodinámica, siempre está presente, y será la que determine la sustentación que necesitamos para mantener el avión en el aire.

En la **figura 1.5** (izquierda) podemos ver un resumen de estas fuerzas.

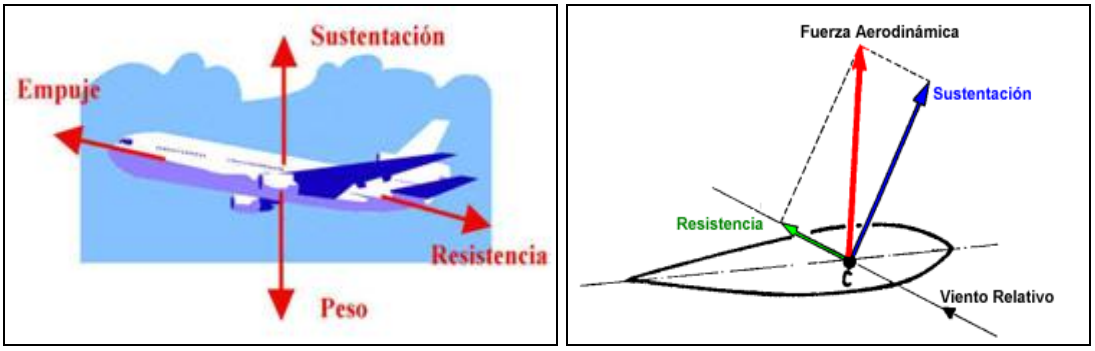

Fig. 1.5. Izquierda-Vista esquemática de las fuerzas que se dan en un avión en vuelo. Derecha- vista de un perfil alar y la descomposición de la fuerza aerodinámica que produce, debido al viento relativo.

La resistencia –o Drag en inglés- y la sustentación- o Lift- son en realidad las componentes de la fuerza aerodinámica. Como podemos apreciar en la **figura 1.5** (derecha), la sustentación siempre es perpendicular a la dirección del viento, y la resistencia va en su misma dirección pero sentido opuesto.

1.3.1. Sustentación y Resistencia

Cuando tenemos un fluido que pasa a través del ala, se obliga a las partículas de aire a estrecharse en la parte superior del perfil –el extradós-, mientras que las partículas que viajan por la parte inferior del perfil –el intradós- se ensanchan. Podemos ver este efecto en la figura **1.6**.

Esto produce que en el extradós la velocidad aumente y la presión disminuya. En el intradós, en cambio, la velocidad disminuye y la presión aumenta. Esas dos presiones que aparecen sobre el ala crean una fuerza en el sentido positivo -en el opuesto a la gravedad- ya que la las partículas que pasan por debajo empujan hacia arriba el ala, y las partículas que pasan por encima succionan el ala también hacia arriba. En la **figura 1.6** podemos ver en rojo marcadas las presiones que se producen, que se traducen a su vez en fuerzas.

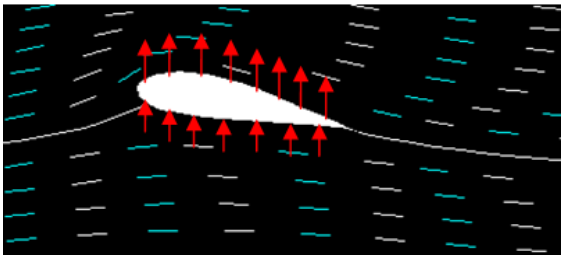

Fig. 1.6. Esquema de un perfil aerodinámico dentro de un túnel de viento. Podemos apreciar que el aire que pasa por la parte superior se estrecha, mientras que el aire de la parte inferior se ensancha. En rojo, presiones-fuerzas producidas por el paso del aire sobre el ala.

El paso de una corriente de aire sobre un perfil produce una fuerza llamada aerodinámica. Esta fuerza suele descomponerse en dos componentes: la sustentación –o *Lift*.- y la resistencia –o *Drag*.
La sustentación, *L*, es la componente perpendicular a la corriente libre de aire, y sigue la ecuación:

$$L = \frac{1}{2} * \rho * V^2 * S * c_L \quad \textbf{(1.6)}$$

Siendo ρ la densidad, V la velocidad del fluido o del ala, S la superficie alar y c_L un coeficiente característico de un perfil concreto, llamado coeficiente de sustentación.

La resistencia, *D*, es la componente paralela a la dirección del aire. Y se puede calcular usando la ecuación:

$$D = \frac{1}{2} * \rho * V^2 * S * c_D \quad \textbf{(1.7)}$$

Siendo ρ la densidad, V la velocidad del fluido o del ala, S la superficie frontal y c_D un coeficiente característico de un perfil concreto, llamado coeficiente de resistencia.

La sustentación que crea un perfil, y por extensión, las alas, dependerá de la altitud a la que se vuele –eso determinará la densidad del aire- de la velocidad a la que volemos, y del coeficiente de sustentación que tenga nuestro perfil.

Para aumentar la sustentación existen dos maneras: aumentar el ángulo de ataque o aumentar la velocidad. Aumentar el ángulo de ataque provoca un aumento en el c_L, pero esto tiene un límite, igual que aumentar la velocidad, ya que a partir de un cierto ángulo, o velocidad, el aire empezará a desprenderse del ala. Cuando el aire empieza a no viajar adherido al ala, no se crea sustentación. Esto efecto suele empezar en el borde de salida, en los perfiles más alejados del fuselaje del avión, y se extiende hacia el borde de ataque y el centro del avión.

Para poder explicar por qué se crean estas fuerzas aerodinámicas tenemos que recurrir a dos principios físicos: el Principio de Bernoulli y la ecuación de la continuidad.

1.3.2. Principio de Bernoulli

El Principio de Bernoulli, también conocido como el trinomio de Bernoulli o la ecuación de Bernoulli, describe el comportamiento de un fluido moviéndose a lo largo de una línea de corriente. Expresa que un fluido ideal –sin viscosidad ni rozamiento- circulando por un conducto cerrado, mantiene su energía total constante a lo largo de su recorrido. Esto se traduce en que un aumento en la velocidad del flujo implicará una disminución de la presión, y al contrario, una

disminución en la velocidad del flujo implicará un aumento en la presión. La siguiente ecuación lo refleja:

$$\frac{V^2 * \rho}{2} + P + \rho g z = constante. \quad \textbf{(1.8)}$$

Dónde V es la velocidad del fluido, ρ su densidad, P la presión a lo largo de la línea de corriente, g la aceleración de la gravedad y z la altura.

1.3.3. Ecuación de continuidad

La ecuación de continuidad describe el comportamiento de un fluido dentro de un conducto cerrado. En mecánica de fluidos la ecuación de continuidad es una ecuación de conservación de la masa.

Sean dos secciones S_1 y S_2, con áreas A_1 y A_2, de un tubo de corriente, imaginemos un túnel, por donde el fluido no puede atravesar las paredes ni escapar de él, la ecuación de la continuidad establece que las masa del fluido m_1 que pasa por segundo a través de la superficie S_1 es igual a la masa m_2 que pasa por segundo a través de la superficie S_2. Es decir, la masa de aire entrante por unidad de tiempo en el conducto es igual a la masa saliente.

$$\frac{\Delta m_{entrada}}{\partial t} = \frac{\Delta m_{salida}}{\partial t} \quad \textbf{(1.9)}$$

Donde

$$\frac{\Delta m_{entrada}}{\partial t} = \rho * A * v \quad \textbf{(1.10)}$$

Y la ecuación de la continuidad queda expresada como:

$$\rho_{entrada} * A_{entrada} * v_{entrada} = \rho_{salida} * A_{salida} * v_{salida} \quad \textbf{(1.11)}$$

O más comúnmente:

$$\rho * A * v = constante. \quad \textbf{(1.12)}$$

Dónde m es la masa (kg), t es el tiempo (s), ρ es la densidad (kg/m^3), A el área de la sección (m^2) y v es la velocidad (m/s).

1.3.4. La pérdida

A partir de cierto ángulo de ataque ocurre un desprendimiento del flujo de aire del extradós que tiene como efectos inmediatos una pérdida de sustentación del ala y un fuerte incremento de la resistencia al avance. Es lo que conocemos como pérdida. En alas de planta rectangular, como el mostrado en la **Fig. 1.7** el desprendimiento de la capa límite tiene lugar cerca del encastre, debido a la mayor curvatura y espesor que presentan los perfiles en éstos puntos respecto a los perfiles situados en las puntas de las alas, de menor curvatura y espesor; y éste desprendimiento tiene tendencia a desplazarse hacia las puntas de las alas. Sin embargo las alas de planta rectangular no son las más adecuadas para el vuelo a altas velocidades, ni tienen unas actuaciones aerodinámicas adecuadas. Además ofrecen unas características de torsión inaceptables.

Es por ello que se recurre al uso de alas con flecha regresiva y diedro positivo. En éste tipo de alas –**Fig.1.7**- y debido a sus características de interacción con el aire, la separación del flujo de aire tiende a ocurrir primero en las puntas de las alas, con lo que se reduce la efectividad de los alerones, y además, en éste tipo de pérdidas el CP(centro de presiones) tiende a adelantarse con lo que se acentúa más los efectos de la pérdida.

Es interesante disponer de los alerones en caso que sea necesario para realizar una acción correctiva, por ello se recurren a distintas técnicas para favorecer la pérdida en el encastre del ala, como el colocar perfiles de mayor espesor y cuerda cerca de la punta del ala para retrasar la pérdida en la punta del ala o el colocar dispositivos hipersustentadores en la punta del ala para lograr los mismos efectos.

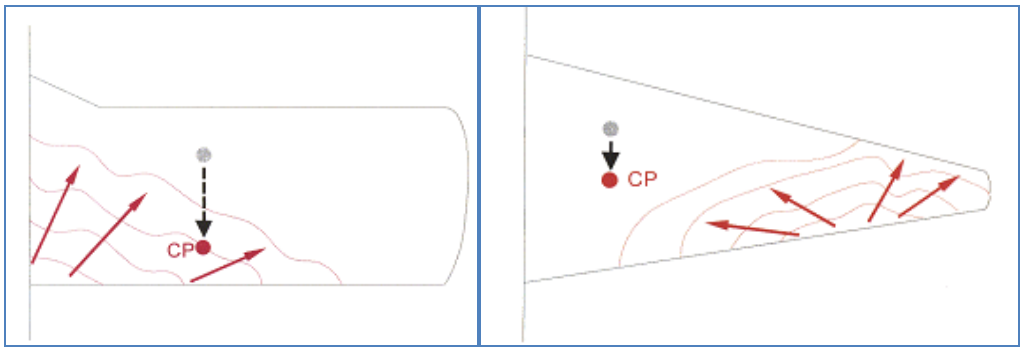

Fig.1.7. Ala de planta rectangular y ala en flecha regresiva

Otro factor que afecta a las alas con flecha regresiva es que pueden entrar en pérdida por alta velocidad. En régimen cercano al supersónico, las partículas de aire han recibido mucha cantidad de energía al ser aceleradas desde un estado de reposo relativo a una velocidad cercana a la del sonido; además el aire se comprime, por lo que aumenta la temperatura, presión y densidad en esa zona.

Es importante resaltar que no es necesario que todo el avión esté volando cercano a la velocidad del sonido para que las corrientes de aire que pasan por el extradós si estén viajando a esa velocidad; si el extradós tiene mucha

curvatura entonces las partículas de aire se verán ‘obligadas’ a acelerar y es posible que alcancen la velocidad del sonido localmente.

Cuando el aire está tan comprimido, se genera lo que se conoce con el nombre de onda de choque; se puede ver una ilustración de éste fenómeno en la **Figura 1.8**. El aire está tan comprimido que crea una barrera física que obliga a las partículas esta barrera para proseguir su camino; se pasa de una situación donde el aire viajaba de forma ordenada a otra situación donde el aire viaja de forma caótica; se desprende la capa límite en el extradós por lo que el ala entra en pérdida

Fig.1.8. Onda de choque

Para evaluar la posibilidad de aparición de éste tipo fenómenos no deseados se usa el número de Mach, que es la medida de la relación de la velocidad del avión respecto la velocidad del sonido, y que a su vez nos indica el grado de compresibilidad de las partículas del aire.

CAPÍTULO 2. DISEÑO DEL ALA DEL AIRBUS A380

En este capítulo veremos cómo se ha realizado el diseño por ordenador del ala del Airbus A380. En primer lugar veremos los planos en los que se basa el diseño por ordenador del ala.

A continuación veremos cual ha sido el proceso llevado a cabo y el software que se ha utilizado para obtener el ala, con imágenes del resultado final obtenido.

Una vez tengamos el ala original del A380, el siguiente paso será re-diseñar el ala para obtener las modificaciones que se pretenden estudiar. Veremos cual ha sido el resultado final.

2.1. Planos del A380

Del manual ACAP se pueden extraer los siguientes planos –**Fig 2.1**-. **[8]**.

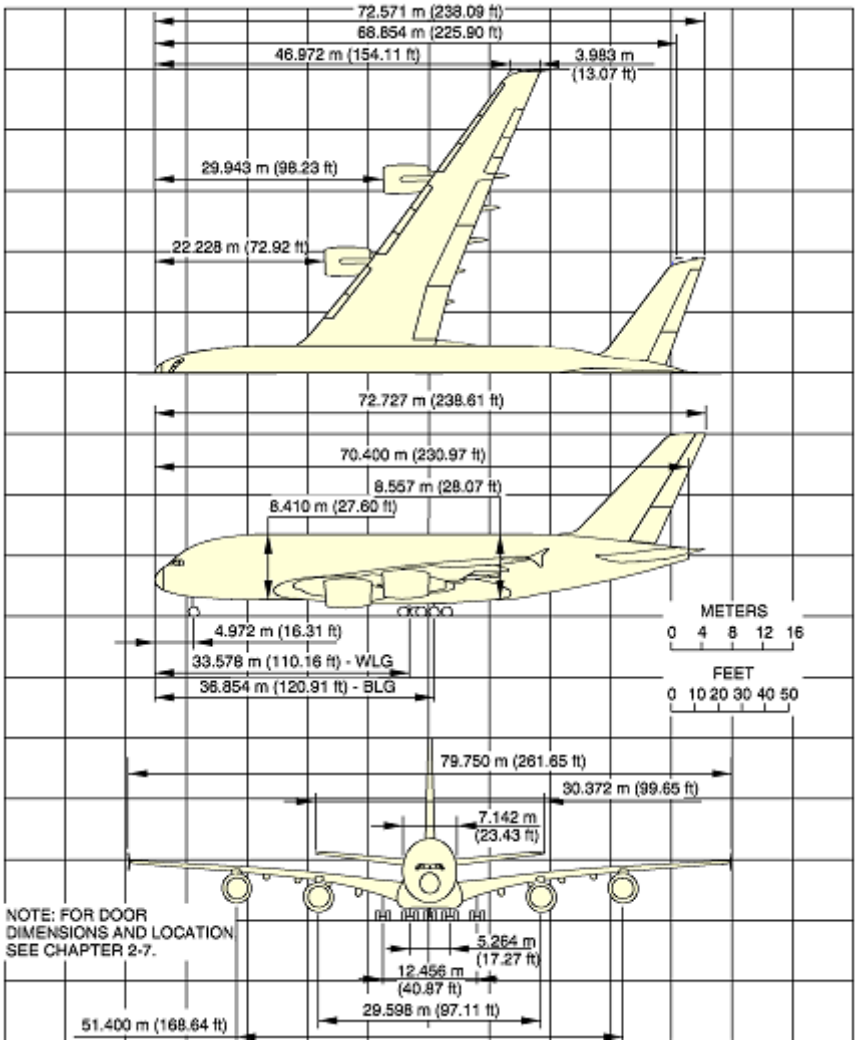

Fig.2.1. Planos A380

De los planos se puede extraer la siguiente información para el diseño del ala: las cuerdas de los perfiles desde el encastre hasta la punta del ala y sus posiciones respecto la vertical, la longitud total del ala y el ángulo de flecha.

Con esto sólo nos faltará conocer los perfiles utilizados. Siguiendo la nomenclatura NACA, los perfiles utilizados han sido : **[2]**

- NACA SC 0610 en el encastre del ala (**Fig. 2.2** izquierda)
- NACA SC 0606 en la punta del ala (**Fig. 2.2** derecha)

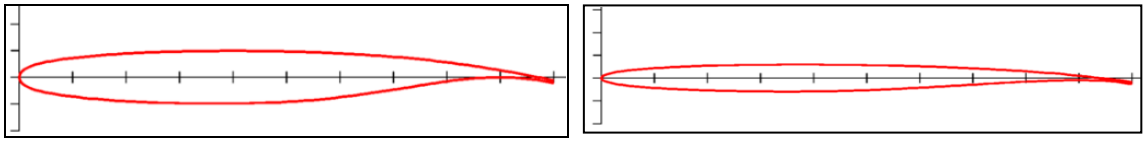

Fig. 2.2. Perfiles NACA SC 0610(izq.) y NACA SC 0606(der.)

2.3. Diseño del ala en Catia V5

Se procede a dibujar el ala. En primer lugar se diseñan los distintos perfiles. El primer paso consiste en definir los distintos puntos que conforman los perfiles. Para la definición de éstos puntos se usa la ecuación general **(1.5)** antes mostrada, y se consiguen un total de 500 puntos para el extradós y otros 500 para el intradós, sumando un total de 1.000 puntos para cada uno de los perfiles que se pretenden diseñar.

La razón para extraer 500 puntos para el extradós y otros 500 para el intradós es que para conseguir la mayor precisión posible a la hora de diseñar los perfiles en Catia V5 se comprobó que escoger menos puntos no daba la precisión adecuada para un posterior mallado y análisis en software de dinámica de fluidos, ya que el diseño del ala resultaba muy imprecisa, con muchas líneas curvas e irregularidades entre punto y punto, y por otro lado, escoger un número mayor de puntos no incrementaba la precisión de manera significativa.

Una vez se obtuvieron los puntos, se procedió a la inserción manual de los mismos en el software Catia V5. Aunque los puntos fueron inicialmente calculados en una hoja de Excel, y lo más razonable y fácil hubiera sido exportar el archivo Excel para que Catia lo leyera y dibujara los puntos de manera automática, nos encontramos con que durante el proceso de lectura muchos de los puntos no eran interpretados de manera correcta por Catia, por lo que se perdían y por tanto, restaba precisión en el diseño del ala.

Otro aspecto que es importante mencionar es que el ala se diseña a tamaño real a partir de los planos del ala original que se han obtenido del fabricante. El motivo de ésta decisión radica en que:

- Realizar un diseño a tamaño real permite introducir las condiciones reales y obtener las fuerzas que se porducen en el ala real, ahorrando la necesidad de escalar los resultados.
- Catia V5 permite realizar un análisis de cargas estructurales sobre el ala y los materiales empleados para su construcción. Los datos relativos a masa, sustentación, resistencia etc. son fáciles de calcular en un ala de tamaño real a partir de las especificaciones proporcionadas por el fabricante del avión; pasar éstos datos al ala escalada ya es más complicado porque se debe tener en cuenta un factor de corrección por escala, el cuál no es uniforme ni para las cargas que se tengan que considerar ni para los materiales usados en la fabricación del ala.

Para el diseño y posicionamiento de los distintos perfiles, se han tenido en cuenta los datos básicos del ala (como son ángulo de felcha y de diedro) y las medidas que ha proporcionado el fabricante en los planos (semienvergadura, longitud de la cuerda de los distintos perfiles considerados, etc.).

Se muestra a continuación una imagen de cuál es el resultado final en Catia V5 una vez se han introducido los puntos relativos al intradós y al extradós del perfil del encastre –**Fig. 2.3**-.

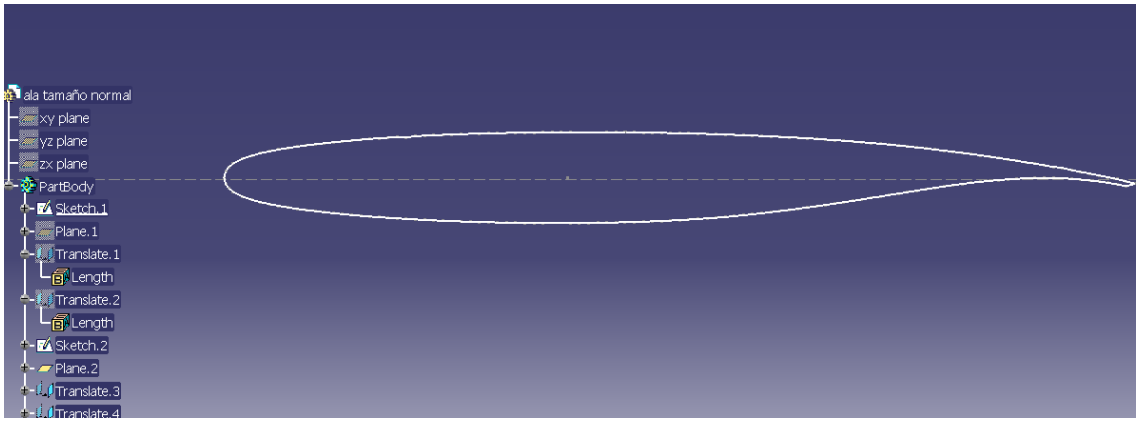

Fig. 2.3. Perfil del encastre una vez dibujado en Catia V5.

El mismo proceso se repite para los distintos perfiles. Se muestra a continuación el resultado final tras dibujar 4 perfiles –**Fig. 2.4**-.

Se debe puntualizar llegados a éste momento que el perfil que se usará de referencia para realizar las modificaciones del ala es el tercer perfil si se cuenta desde el encastre (perfil más grande), o el penúltimo perfil si se mira desde la punta del ala. Será este tercer perfil al que introduciremos la torsión y cuya distancia irá variando a lo largo de la semienvergadura. La punta del ala es la que mostrará los efectos de la torsión negativa, de manera que su ángulo de incidencia será inferior al ángulo de incidencia del perfil situado en el encastre.

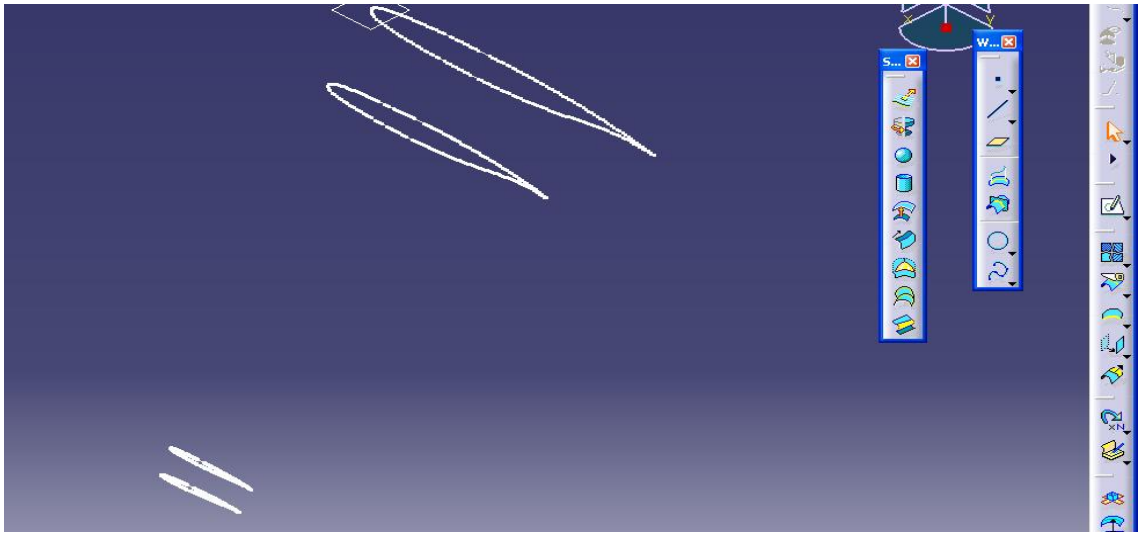

Fig. 2.4. Resultado final tras dibujar los 4 perfiles.

A continuación se procede a unir los distintos perfiles mediante superfícies. Se definen las instrucciones y pasos que se deben dar para que CatiaV5 ejecute y se obtenga la forma final deseada. Se debe destacar que Catia V5 hace fácil este tipo de operaciones aunque los tamaños de los perfiles sean distintos, estén colocados en planos distintos o las elevaciones sean diferentes.

Se muestra a continuación una imagen de los distintos perfiles unidos por superficies. Se ve claramente como CatiaV5 ha definido el intradós y el extradós del ala –**Fig. 2.5**-.

Se realiza una primera comprobación en una vista en planta para verificar que que los perfiles están colocados de manera adecuada para cumplir con la especificación de diseño de flecha=33,5º. Se muestra la angulación de los perfiles en **figura 2.6**.

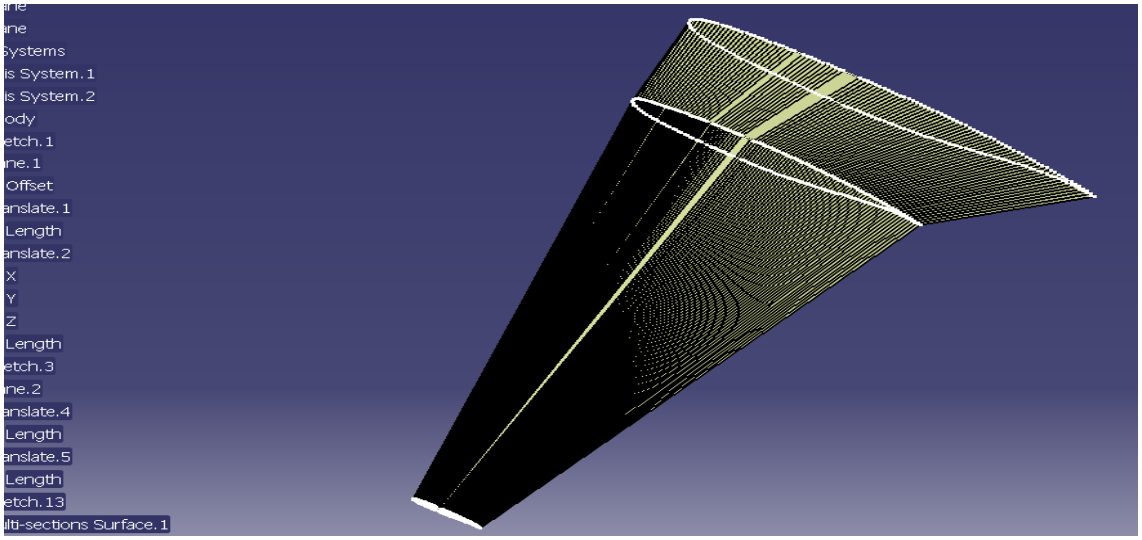

Fig. 2.5. Ala orignial del A380 con superficies completada.

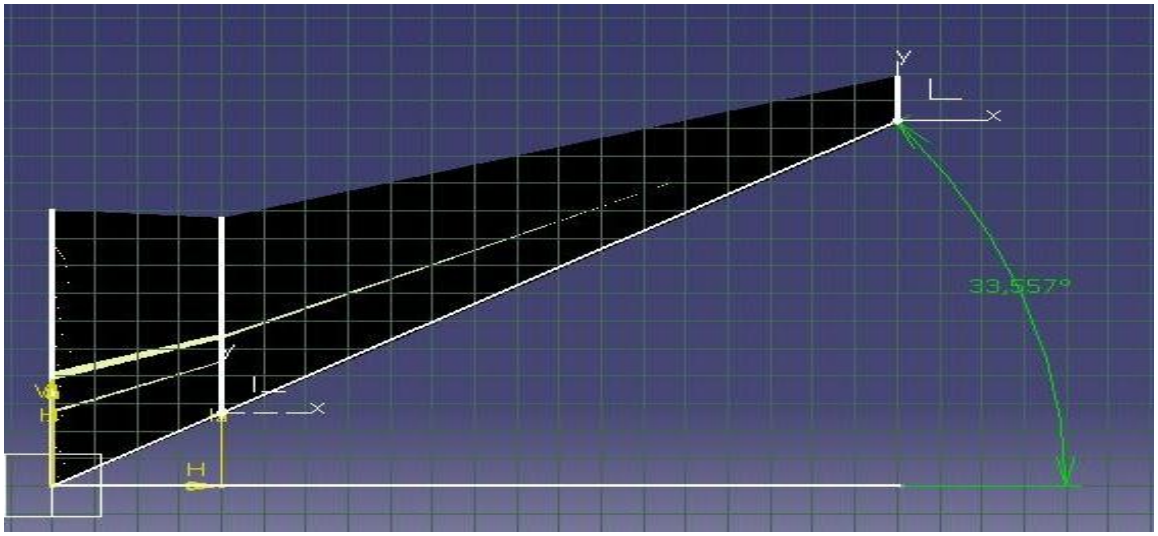

Fig. 2.6. Vista en planta del ala. Podemos ver la flecha regresiva del ala a 33,5º.

Por último, se muestra una imagen frontal del ala para comprobar que el ala presenta un diedro positivo –**Fig. 2.7**-.

Fig. 2.7. Vista frontal del ala en la que se aprecia el diedro positivo.

El siguiente paso es obtener las distintas modificaciones del ala. Tendremos dos parámetros a tener en cuenta para el re-diseño del ala: el ángulo del perfil de la punta, y la distancia a la que empezamos ese cambio de ángulo. Para ello se procede con CatiaV5 a variar la distancia del perfil de referencia, manteniendo en todo momento la limitación de la flecha regresiva, al mismo tiempo que se rota el perfil de punta de ala para modificarle el ángulo de incidencia.

Se muestra, a continuación, el ala con una distancia de torsión respecto la punta del ala de 2m y con una rotación del perfil de punta de ala de -2º -**Fig. 2.8** y **Fig. 2.9** -. Se puede ver claramente en la vista frontal los efectos de la torsión del ala cerca de la punta del ala.

Fig. 2.8. Ala con rotación a 2m de la punta y perfil de punta con -2º de rotación (Vista frontal).

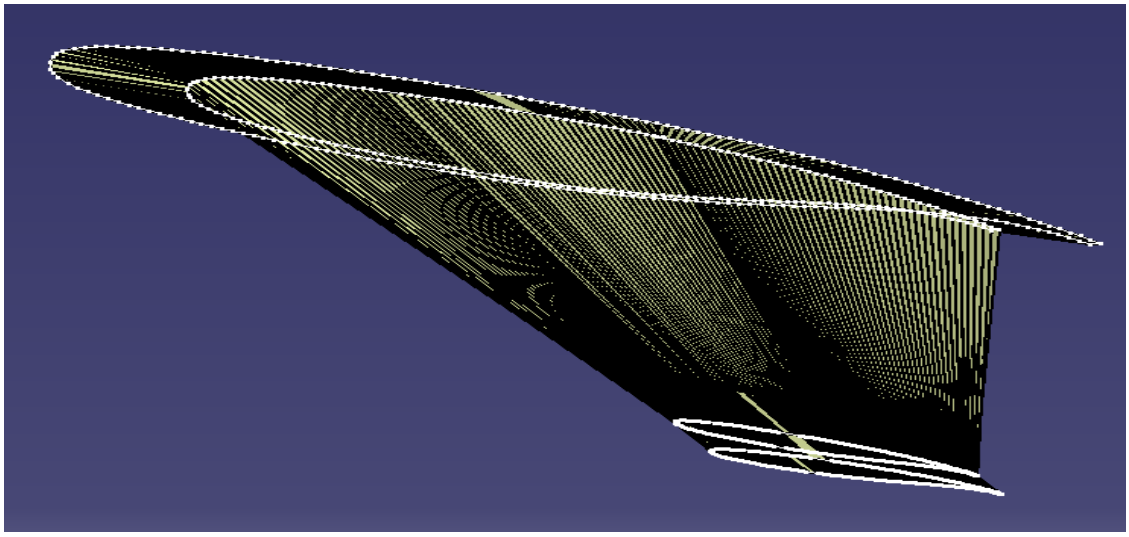

Fig. 2.9. Ala con rotación a 2m de la punta y perfil de punta con -2º de rotación- Vista lateral

Se procede del mismo modo para obtener las distintas modificaciones del ala, y se nombran en función de la modificación como XX-00YY, dónde XX es la distancia en metros desde la punta y YY el ángulo (en negativo) de la punta.

- Modificación 04-0004. Inicio de torsión del perfil a 4m del perfil de punta de ala, y perfil de punta de ala rotado a -4º.
- Modificación 06-0006. Inicio de torsión del perfil a 6m del perfil de punta de ala, y perfil de punta de ala rotado a -6º.
- Modificación 08-0008. Inicio de torsión del perfil a 8m del perfil de punta de ala, y perfil de punta de ala rotado a -8º.
- Modificación 10-0010. Inicio de torsión del perfil a 10m del perfil de punta de ala, y perfil de punta de ala rotado a -10º.

En éste caso se ha establecido una dependencia directa entre la distancia a la que se sitúa el perfil donde se inicia la torsión y la rotación del perfil de punta de ala; si varía la distancia del perfil de inicio de torsión X metros, entonces el perfil de punta de ala debe rotar en sentido negativo el mismo valor numérico X pero medido en grados.

En este estudio se decidió hacer una retorsión progresiva del ala para reducir los esfuerzos que se producen en la zona de variación del ángulo. Aunque en

un principio se tuvo en cuenta la posibilidad de realizar un cambio abrupto en el ángulo de los perfiles, se consideró que hacer el cambio de forma progresiva podía resultar una mejor opción, sobre todo a nivel estructural.

Se muestra en la **Fig. 2.10** y **Fig. 2.11** la modificación 10-0010 del ala, con un perfil de inicio de torsión desplazado 10m respecto la punta del ala, y con una rotación de la punta de ala de -10º. Como se podrá apreciar en las imágenes, los cambios introducidos tienen cierto impacto visual.

Fig. 2.10. Ala con rotación a 10m de la punta y perfil de punta con -10º de rotación-Vista frontal. Se puede apreciar claramente como se ha incrementado la distancia de inicio de torsión alar, marcado por la línea blanca más próxima a la punta del ala así como los efectos de la torsión cerca de la punta del ala.

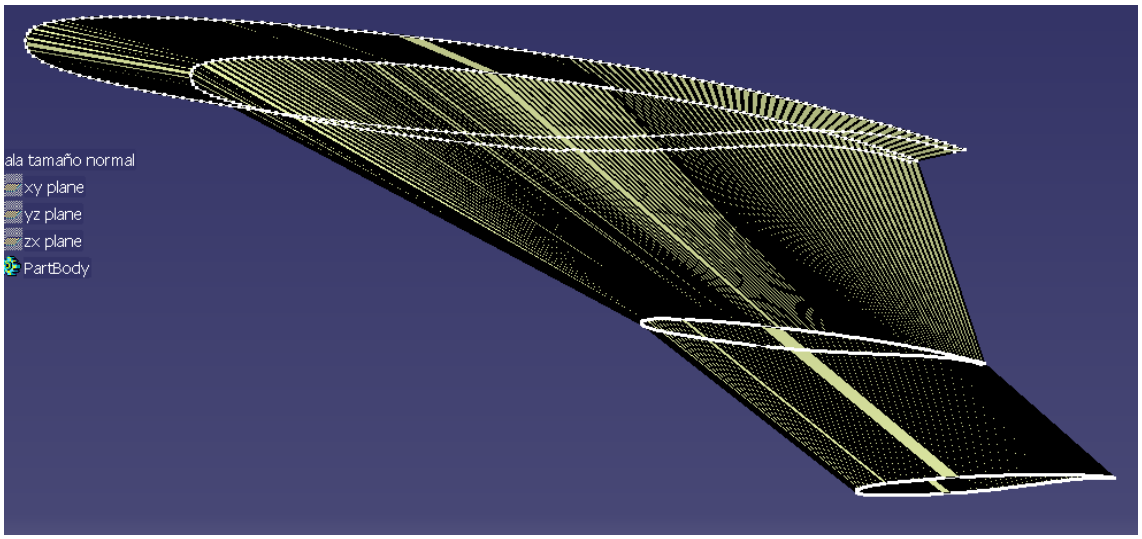

Fig. 2.11. Ala con rotación a 10m de la punta y perfil de punta con -10º de rotación-Vista lateral.

En ambas imágenes se puede comprobar el cambio de diseño del ala si se compara con el diseño del ala original (**Fig. 2.5** y **Fig. 2.7**) y/o con el ala que presentaba una rotación mínima de la punta del ala (**Fig. 2.8** y **Fig. 2.9**). Se podrá apreciar claramente cómo cambia el diseño del ala con la sola introducción de una torsión de un perfil y de modificar la orientación del perfil de punta de ala.

CAPÍTULO 3. CFD

Hasta el siglo XXI los problemas de dinámica de fluidos se estudiaban mediante dos técnicas complementarias: el estudio experimental y el estudio teórico. El estudio experimental surgió en el siglo XVII en Francia e Inglaterra. Durante los siglos XVIII y XIX se desarrolló el estudio teórico de la dinámica de fluidos. Por ello, a lo largo de la mayor parte del siglo XX, los estudios sobre dinámica de fluidos se basaban en estudios puramente experimentales por un lado, y en estudios puramente teóricos por el otro.

Sin embargo, la aparición de ordenadores capaces de trabajar con una gran cantidad de datos y ecuaciones, y el desarrollo de métodos algorítmicos precisos capaces de resolver problemas físicos revolucionó la manera en la que estudiamos hoy en día la dinámica de fluidos. Ahora tenemos un tercer método de estudio, que se ha unido al puramente teórico y al puramente experimental. Es lo que conocemos como *Dinámica de Fluidos Computacional* o *CFD.*

Así, la Dinámica de Fluidos Computacional, o CFD, se define como la rama de la mecánica de fluidos que se basa en el uso de computadores para la resolución de problemas de dinámica de fluidos.

Hay que tener en cuenta que se trata de otra forma de atacar un problema, y que ello no significa que mediante el uso de esta técnica deban dejarse a un lado las otras dos formas de estudio. Aunque el CFD es un complemento muy útil para el estudio de problemas de dinámica de fluidos, éste nunca podrá reemplazar al estudio teórico y experimental **[6]**, y de hecho puede existir un error de hasta un 20% respecto a los estudios experimentales. Los tres métodos de estudio se complementan para realizar un estudio completo de un problema concreto. Los resultados que obtenemos del CFD son una predicción que deberá ser comprobada con la observación de la realidad, por ejemplo, con un túnel de viento.

3.1. Por qué utilizar CFD

Los resultados obtenidos de un estudio computacional de fluidos son análogos a los que podemos obtener de modo experimental en un túnel de viento: ambos representan conjuntos de datos obtenidos a partir de un flujo dado, con su número de Mach, Reynolds, etc. Sin embargo, un túnel de viento es una herramienta muy cara, grande, pesada y difícil de transportar. Además, hace necesaria la construcción de una maqueta, normalmente a escala, para su estudio en el túnel. Con el uso de computadores, en cambio, muchos de estos problemas se tornan insignificantes: podemos diseñar nuestro objeto de estudio mediante diseño por ordenador, y de alguna forma, tendremos a nuestra disposición un “túnel de viento transportable” siempre listo.

Otra razón de peso para utilizar CFD es que mientras que en un experimento sólo podemos tomar medidas en una cantidad limitada de puntos e instantes de tiempo, con el uso de un computador, podemos conocer los parámetros que nos interesen en cualquier punto e instante de tiempo.

En casos de investigación y desarrollo, el coste es un factor muy importante que siempre se tiene en cuenta y se intenta minimizar. Un claro ejemplo de esto son las empresas que se dedican a la Fórmula 1. Las escuderías están en constante desarrollo de los coches, buscando mejoras que permitan ganar décimas de segundo por vuelta. El uso de CFD les permite realizar muchas simulaciones con pequeñas variaciones sobre una misma pieza, y llegar así a una solución optimizada. De otra forma, para cada variación deberían construir la pieza y probarla, con el coste que esto conlleva.

Existe un ejemplo real que pone de manifiesto las ventajas del CFD. La escudería de Fórmula 1 Renault F1-team compró el pasado año 2009 un supercomputador capaz de realizar 38 billones de operaciones por segundo. Se trata del *Xtreme-X Supercomputer*. Según datos de Renault su coste es un 50% del de un túnel de viento real, cifra que puede rondar los 20 millones de €, pero nada más arrancarlo ya da un 50% de las ganancias de una instalación madura. **[1]**

3.2. Metodología

La dinámica de fluidos está basada en tres principio físicos fundamentales: la masa se conserva, se aplica la segunda ley de newton ($F = m * a$) y la energía se conserva. Para realizar los cálculos necesarios se utiliza la forma equivalente matemática de estos principios con la ecuación de continuidad **(3.1)**, del momento **(3.2)** y de la energía **(3.3)**.

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \nabla * (\rho v) = 0 \qquad \textbf{(3.1)}$$

La ecuación de continuidad es una ecuación que representa la conservación de la masa, donde ρ es la densidad del fluido y v su velocidad.

$$\rho\left(\frac{\partial v}{\partial y} + v * \nabla v\right) = -\nabla P + \nabla * T + f \qquad \textbf{(3.2)}$$

La ecuación de Navier-Stokes es la que describe el movimiento del fluido y se relaciona con el número de Reynolds de un fluido a través de la viscosidad del fluido μ; siendo ρ es la densidad del fluido, v la velocidad y P la presión.

$$\rho\left(\frac{\partial \bar{u}}{\partial t} + \bar{u}\frac{\partial \bar{u}}{\partial x} + \bar{v}\frac{\partial \bar{u}}{\partial y}\right) = -\frac{\partial \bar{p}}{\partial x} - \rho\frac{\partial \overline{u'^2}}{\partial x} + \mu\frac{\partial^2 \bar{u}}{\partial y^2} - \rho\frac{\partial \overline{u'v'}}{\partial y} \qquad \textbf{(3.3)}$$

La ley de conservación de la energía es el primer principio de la termodinámica y establece que la cantidad total de energía de un sistema cerrado es constante a lo largo del tiempo. Para sistemas abiertos, como es nuestro caso, tiene en cuenta la entrada y salida de masa, y las interacciones que se producen a su alrededor. En esta ecuación ΔE es la variación de la energía interna del sistema, Q es la cantidad de energía térmica absorbida y W el trabajo realizado por el sistema. Las entradas de masa vienen representadas por el subíndice *in* y las salidas por el subíndice *out*, siendo h, $1/2v^2$ y gz la entalpia, la energía cinética y la energía potencial, respectivamente.

Estas ecuaciones se resuelven en el dominio de la integración, que viene definido por las condiciones de contorno. Básicamente tendremos dos tipos de condiciones de contorno: la geometría del problema, que vendrá definida por la forma del objeto a estudiar, y las condiciones del fluido en las fronteras del sistema.

Cabe decir que no se puede obtener una solución analítica de este sistema de ecuaciones con una geometría compleja, y para llegar a una solución lo que hacemos con el CFD es construir un sistema de ecuaciones discretizadas –ya sea en forma integral o diferencial- que se aplicará a cada punto del espacio para poder resolver el comportamiento del fluido bajo las condiciones dadas.

Hay diversos métodos para obtener las ecuaciones discretizadas:

- Método de Volúmenes Finitos (FVM): es el método clásico y más utilizado. Consiste en resolver las ecuaciones que gobiernan el fluido en volúmenes de control discretos. Con este método se garantiza la conservación del fluido a través de cada volumen. El problema de este método es que la solución puede no converger.
- Método de los Elementos Finitos (FEM): es el método utilizado en análisis de estructuras, que también puede aplicarse a problemas de fluidos.

3.3. Etapas de una simulación

El estudio aerodinámico mediante CFD tiene unos pasos a seguir necesarios: el pre-procesado, la simulación y el post-procesado. A continuación explicamos con un poco más de detalle en qué consiste cada uno de ellos, ejemplificando para nuestro caso concreto.

3.3.1. Pre-procesado: CATIA y GAMBIT

El pre-procesado consiste básicamente en preparar nuestro problema para poder realizar los cálculos necesarios y obtener los resultados. Consta principalmente de tres partes: definición de la geometría, el mallado y la definición de las condiciones.

En nuestro caso, hemos utilizado el programa CATIA V5 para la definición de la geometría del problema. En este punto del pre-procesado se define la superficie que luego utilizaremos para crear la malla. En el Capítulo de Diseño (Cap.2) se puede profundizar sobre los detalles de la geometría y su implementación.

Una vez tenemos una geometría creada, importamos esa geometría al programa GAMBIT. Desde ahí, convertimos la superficie en un volumen, y definimos nuestro volumen de control –que actúa de túnel de viento. Podemos ver los resultados obtenidos en la **Fig. 3.1**.

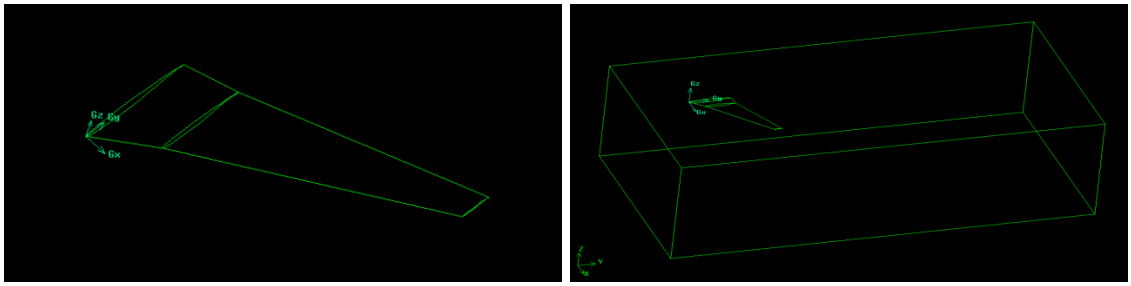

Fig. 3.1. Imágenes obtenidas de Gambit. Volumen del ala(izq.) y volumen de control (der.)

En este punto ya podemos discretizar nuestra geometría: este es el proceso conocido como mallado. Lo que conseguimos es pasar de un volumen continuo a un discreto sobre el que poder resolver las ecuaciones necesarias para la resolución del problema.

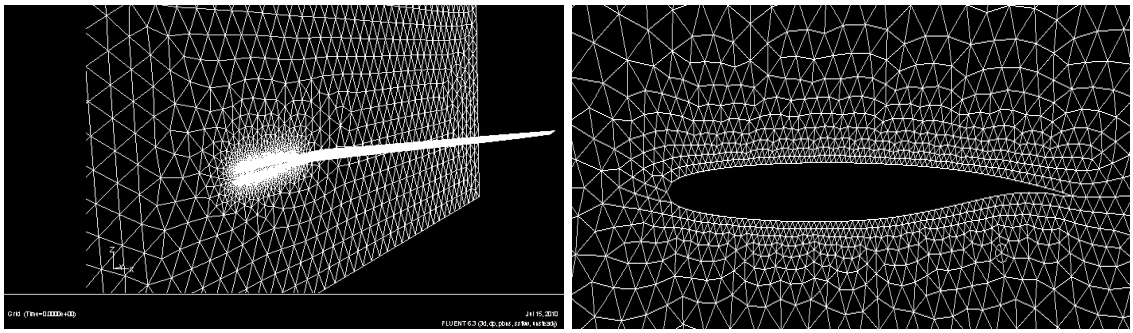

Fig. 3.2. Imágenes obtenidas de Fluent en las que podemos apreciar la malla sobre el ala, y cómo evoluciona a medida que se aleja de la superficie.

Cuando ya tenemos nuestra geometría mallada correctamente, nos falta definir las condiciones. En nuestro caso, el ala y la cara del cubo que actúa de fuselaje, se definen como WALL –pared-, y las demás caras como PRESSURE FARFIELD –campo lejano- con lo que estaremos simulando el ala como si estuviese en el aire libre, y no en un túnel de viento, evitando los efectos adversos que esto conlleva.

3.3.2. Simulación: FLUENT

Esta es la parte que se encarga de aplicar y resolver las ecuaciones que definen el comportamiento del fluido a lo largo de toda la malla, durante las iteraciones seleccionadas. En este punto es cuando definimos los valores del ensayo o experimento: la presión, velocidad, viscosidad, temperatura, etc.

Para ello hemos utilizado el programa FLUENT, que nos permite leer la malla creada en GAMBIT, definir las características del fluido y resolver las ecuaciones.

Como ya hemos venido indicando, en función del experimento que queramos llevar a cabo, nos interesará que FLUENT tenga en cuenta más o menos aspectos del problema aerodinámico. Contra más fenómenos despreciemos más rápido será el cálculo. En nuestro caso, el tener una ala dibujada a tamaño real –unos 420m^2 de superficie- y usar el campo lejano o *Pressure farfield* como cámara de ensayos –un volumen de 864.000m^3- supone que el archivo con la malla que obtenemos es muy grande, alrededor de los 90MB. Durante la simulación numérica esta malla precisa más de 3 Gb de RAM en el ordenador utilizado..

Por este motivo para llevar a cabo la simulación de algún caso hemos usado la función *Polyhedra* de Fluent. Esto nos permite reducir el tamaño de la malla y la cantidad de memoria RAM utilizada. Podemos ver el resultado que ofrece en la **Fig. 3.3**.

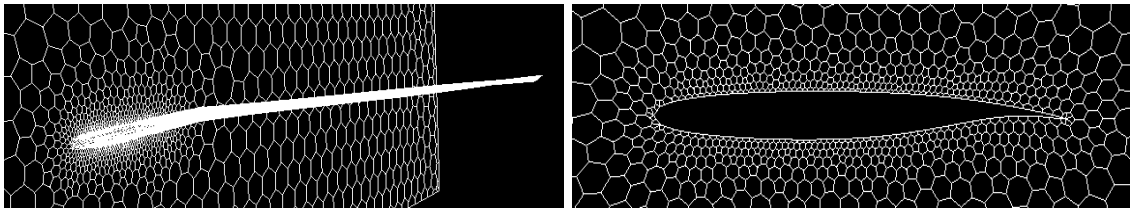

Fig. 3.3. Imágenes de la malla convertida usando la función *Polyhedra* de Fluent

Por todo esto, se hace muy importante tener en cuenta sólo los fenómenos relevantes para nuestro problema. A continuación exponemos una lista de los más importantes en este proyecto:

- Presión: escogeremos la presión ISA a la altitud de vuelo.
- Velocidad: escogeremos la velocidad de crucero (M=0.85).
- Modelo de viscosidad o turbulencia: el modelo Spalart-Allmaras es un modelo de una sola ecuación que funciona bien y que además trabaja bien con errores numéricos. Aunque inicialmente fue establecido para Reynolds pequeños, la implementación en Fluent permite utilizarlo en aplicaciones aeronáuticas para cuando los efectos debidos a las turbulencias no son críticos. Un modelo más adecuado para nuestro estudio es el k-ω SST (Shear Stress Transport). En este modelo, se trata la turbulencia con más precisión y se incluye una ecuación más.

Además, se trata de un modelo combinado, ya que utiliza el modelo k-ε para campo lejano y el modelo k-ω cerca del ala, lo que resulta mucho más apropiado para nuestro estudio. **[4]**

- Ecuación de la energía: Como la densidad del fluido no va a ser constante, puesto que el flujo se volverá compresible, deberemos tener en cuenta esta ecuación.
- Definición de materiales: escogeremos el gas ideal como material, para considerar también los efectos de compresibilidad.
- Solución del problema: debemos definir cómo realiza FLUENT el cálculo de las ecuaciones de la conservación de la masa y del momento, así como de la turbulencia y de las demás magnitudes físicas. Existen dos opciones para el cálculo: SEGREGATED SOLVER y *COUPLED SOLVER*. Hemos escogido el segundo, ya que se trata de un modelo más reciente y preciso de cálculo. Además hemos utilizado *Second Order* como grado de discretización numérica, y *Third Order* cuando ha sido necesario.

En el ANEXO 1 podemos observar los detalles de las condiciones que imponemos en nuestra simulación

3.3.3. Post-procesado

En esta etapa, en la que también usamos el software FLUENT, es en la que debemos decidir qué información es precisa y como representarla. En general, las imágenes que nos son útiles para entender el comportamiento del fluido son:

- contornos de presión alrededor del ala
- vectores de velocidad.

También puede ser de utilidad ver los contornos de densidad, para ver cómo se comprime el aire, y los contornos de turbulencia. Otra información muy interesante que obtenemos de Fluent son las fuerzas que se originan sobre el ala, pudiendo obtener la sustentación y la resistencia.

Con esto somos capaces de determinar cómo se comporta el fluido, si se mantiene enganchado al ala o si se ha desprendido, en qué partes del ala la velocidad es mayor, etc. Además, en nuestro caso en particular, la velocidad va a superar a la velocidad del sonido en algunos puntos y por lo tanto, los efectos debidos a la compresibilidad del fluido no son despreciables. Del análisis de estas imágenes podemos comprobar si el comportamiento es el esperado y verificar que las simulaciones están dando resultados coherentes.

En el capítulo 5 (Discusión de Resultados) encontraremos la etapa de post-procesado de este proyecto y analizaremos los resultados obtenidos.

CAPÍTULO 4. ESTUDIO ESTRUCTURAL

4.1. Introducción

Las cargas que afectan a las alas dependen de las fuerzas aerodinámicas generadas y del peso de la propia ala (donde se incluyen los motores), del fuselaje y del combustible y su distribución. En resumen, se puede considerar cada semi ala como una viga en voladizo que está enganchada al fuselaje por el encastre alar y que está sometida a los siguientes esfuerzos:

Esfuerzos causados por la fuerza de la gravedad:
- Peso del fuselaje.
- Peso del combustible
- Peso de las alas y motores.

Esfuerzos debidos a las fuerzas aerodinámicas:
- Sustentación.
- Resistencia.

Esfuerzos por tracción:
- Fuerza de tracción debida a los motores.

La distribución de las fuerzas verticales se muestra en la **Fig. 4.1**. **[9]**

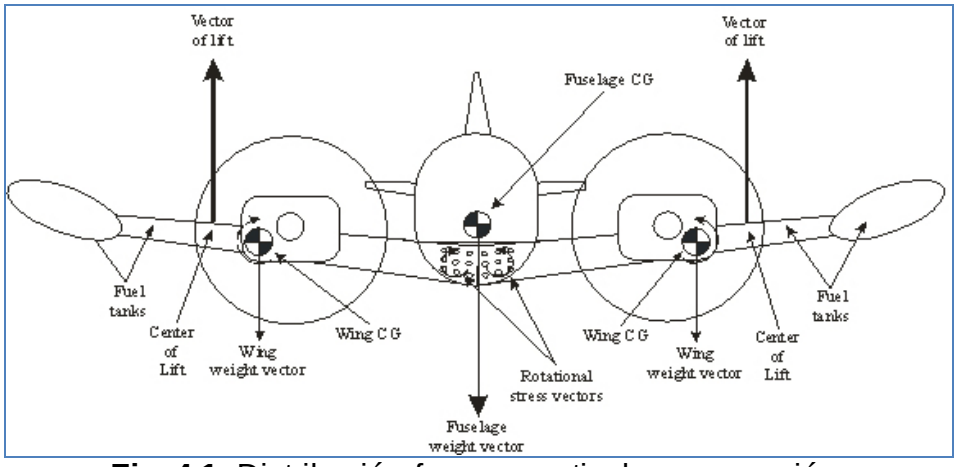

Fig. 4.1. Distribución fuerzas verticales en un avión.

El conjunto de éstas fuerzas crea un momento flector orientado en sentido vertical positivo. Véase la **Fig.4.2** para mayor ilustración del efecto que tiene el momento flector sobre el ala.

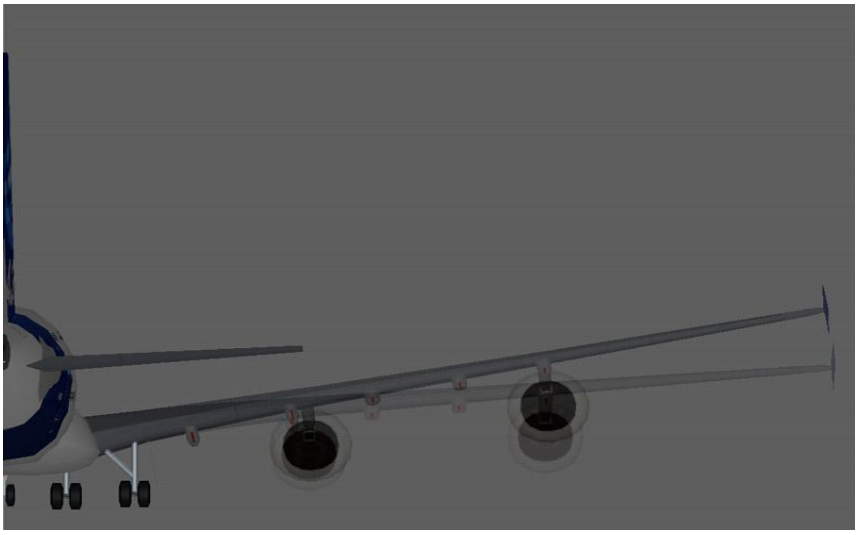

Fig. 4.2. Efectos del momento flector sobre el ala.

Si éste momento flector es elevado, entonces podría ocurrir que el ala se partiera. Para ponerle remedio, los fabricantes realizan dos tipos de acciones:

1. Reforzar la zona de la unión ala-fuselaje con remaches, tuercas, encolados etc.

2. Definir una masa máxima de combustible cero MZFM, es decir, limitan la masa máxima que se puede cargar en el fuselaje. Como se ha comentado anteriormente, a mayor masa transportada mayor debe ser la sustentación generada. Si las alas se quedaran sin combustible, entonces el momento flector creado por el vector sustentación será muy elevado por lo que existe el riesgo de rotura del ala en el encastre alar, o en cualquier otro punto crítico del ala.

La masa con combustible cero máxima (MZFM) es la masa máxima que se puede cargar en el avión listo para operar (tripulación, catering, pasaje, maletas, carga adicional) excepto el combustible. Cualquier exceso de peso debe ser combustible alojado preferentemente en las alas. Ésta masa máxima es independiente de la altitud, temperatura etc. es una limitación puramente estructural.

De acuerdo a la **Fig. 4.1**, se puede observar que el combustible alojado en las alas crea un momento que tiende a contrarrestar el momento flector en el encastre. Se puede deducir que la distribución del combustible en las alas es un factor muy importante; cuanto mayor sea la cantidad de combustible en las puntas de las alas, menor será el momento flector creado.

Por otro lado existe una fuerza de torsión debido a la resistencia aerodinámica que tiende a arrancar el ala en el encastre del ala desde el borde de ataque y hacia detrás. Éste momento de torsión viene compensado por la fuerza de tracción que ejercen los motores.

4.2. Objetivo del estudio

El objetivo de este capítulo es realizar un estudio estructural de las alas diseñadas. Para ello utilizamos el software CATIA, que contiene un módulo que nos permite mallar la geometría alar, imponer las fuerzas que actúan sobre ella, y obtener las tensiones y deformaciones que se producen sobre las alas.

Las modificaciones que se han llevado a cabo del ala del A380 consisten en, a partir de una cierta distancia del encastre alar, variar progresivamente el ángulo de ataque de los perfiles hasta alcanzar el ángulo de la punta del ala. Sabemos que las tensiones producidas en las alas son máximas en la unión ala-fuselaje y que las puntas alares se desplazan debido a los momentos flectores. Obviamente el ala del A380 ha sido diseñada de modo que aguante sobradamente las tensiones producidas. Mediante este estudio estructural queremos comprobar si el hecho de realizar las modificaciones sobre el ala conlleva algún tipo de problema estructural.

4.3. Conceptos básicos de teoría de materiales

El ala de un avión está sometida a cargas de origen aerodinámico y a cargas debidas a la fuerza de atracción de la Tierra sobre su estructura. Por ello es necesario escoger de manera adecuada los materiales que se emplearán para su construcción, ya que cualquier tipo de deformación que no pueda soportar adecuadamente la estructura puede poner en serio riesgo la seguridad de la operación de la aeronave.

El comportamiento mecánico de un material refleja la relación que existe entre la respuesta a una deformación respecto a una carga aplicada. Las propiedades mecánicas más importantes de un material son su resistencia a la deformación, su dureza, su ductilidad y su rigidez. A continuación presentamos algunos conceptos que necesitamos conocer.

Cuando un material se ve sometido a una fuerza, éste responde variando su longitud en el mismo sentido de aplicación de la fuerza. Además de existir una variación de longitud, existe también una variación en la densidad del material en el eje perpendicular a la aplicación de la fuerza. Estos dos fenómenos se pueden observar en la **Fig.4.3**, donde se aprecia que por el hecho de incrementar la longitud del tubo también existe una reducción en el área del material.

Existe una relación entre la fuerza aplicada y la variación de longitud de la pieza (ε), que viene dada por la ley de Hooke –Ecuación (4.1).

$$F/_A = \sigma = E * \epsilon \qquad \textbf{(4.1)}$$

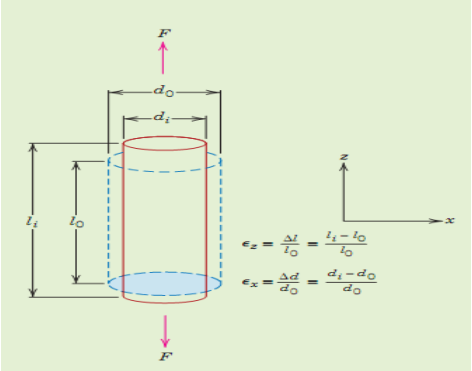

Fig. 4.3. Variación de la forma y espesor de un cilindro de material al aplicarle una fuerza.

A la relación entre la fuerza aplicada y la variación en el área del material se le conoce como tensión (σ). La constante E es el módulo de Young, y es un indicador de la resistencia que opone un material a la deformación cuando se le aplica una determinada fuerza. Expresado de otra manera, la constante E indica la resistencia que tienen los átomos de un material determinado a separarse unos de otros. Ésta resistencia a la separación también viene determinada por la densidad del material; a densidades mayores más difícil es separar unos átomos de otros.

Cuando se deja de aplicar ésta fuerza, las fuerzas interatómicas actúan de manera que restablecen las posiciones entre átomos al momento previo a la aplicación de la fuerza, con lo que el material recupera su longitud inicial; se dice entonces que el material exhibe un comportamiento elástico. (Ésta afirmación no es del todo correcta; el material no siempre recupera su longitud inicial, sino que existe una pequeña deformación que tiene carácter permanente y que no es recuperable)

De igual manera se pueden aplicar fuerzas de cizalladura para evaluar la resistencia que opone el material a los esfuerzos cortantes. En éste caso, se aplican dos pares de fuerzas paralelas a las caras del material pero de sentido opuesto, tal y como se muestra en la **Fig. 4.4**.

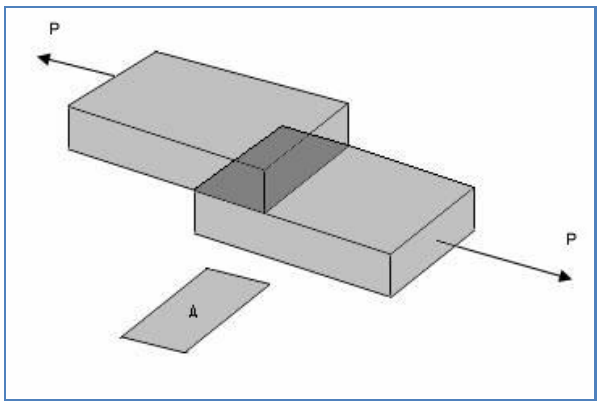

Fig. 4.4. Esfuerzos cortantes sobre un material.

Existe una tensión umbral tal que si la magnitud de la fuerza aplicada es superior a este límite, entonces el material pierde la propiedad elástica y a pesar de que se retire ésta fuerza, el material no recupera su forma inicial. Se dice entonces que el material se comporta de forma plástica. Se puede ver en la siguiente figura la relación entre tensión y elongación y como a partir de cierta tensión el material no recupera su forma original y queda permanentemente deformado - **Fig. 4.5**.

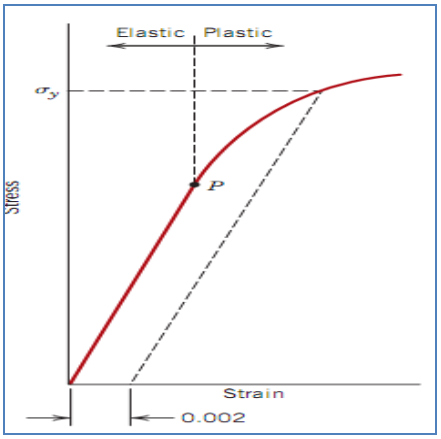

Fig. 4.5. Gráfica de tensión-deformación, comportamiento elástico y plástico y límite elástico.

La tensión para la que el material pierde su comportamiento elástico viene definido por σ_y y se conoce como límite elástico. Este es un parámetro muy importante ya que establece la carga (aerodinámica o estructural) para la cual el material usado para fabricar el ala pierde sus características originales y por tanto deja de ser fiable desde el punto de vista de la seguridad.

Dado que las cargas que soporta un ala son muy altas es muy importante escoger un material cuyo módulo de Young sea alto, pero no demasiado; esto evitará grandes deformaciones y permitirá cierta flexión en el ala. También se necesita que el límite elástico sea lo más elevado posible para asegurar que el ala no quede deformada de forma permanente.

Otro factor a tener en cuenta es la expansión térmica de un material. Todos los materiales se expanden y se contraen debido a las temperaturas a las que se ven expuestos. Para elegir el material es importante tener en cuenta que las alas se ven sometidas a grandes cambios de temperatura.

4.3.1. Tensión de Von Mises

En un cuerpo elástico que está sujeto a un sistema de cargas en 3 dimensiones, se desarrollan una serie de tensiones que actúan de manera local en distintas direcciones, y cuya magnitud y dirección cambia de punto a punto.

El criterio de Von Mises es un índice que tiene en cuenta las múltiples combinaciones de las cargas que actúan sobre un cuerpo y obtiene un índice que determina el punto o los puntos donde es más posible que ocurra una deformación permanente en el material analizado.

En ingeniería de estructuras se usa el criterio de Von Mises en el contexto de las teorías de fallo como indicador de un buen diseño para materiales dúctiles. Nos permite determinar si los esfuerzos que se producen sobre el ala son permisibles.

4.4. Materiales utilizados

El uso de materiales compuestos en la fabricación de las alas permite reducir el peso de la propia estructura alar y aumentar la resistencia a las cargas. En la industria aeroespacial se han usado multitud de materiales: desde aceros, hasta aluminios, pasando por titanio, aleaciones de aluminio, etc. Gracias al desarrollo tecnológico y de fabricación, se usan los materiales compuestos o *composites*. Éstos están constituidos por 2 o más elementos estructurales: fibras y material aglomerante (cada capa de fibra se puede orientar de una manera determinada de manera que se aumente la resistencia mecánica en la dirección deseada).

Cada uno de los materiales usados tienen una serie de características a la corrosión, resistencia mecánica etc. determinados. Suele suceder que los materiales que poseen buenas características en una serie de parámetros, suelen tener otros factores cuyas características no hacen aconsejable su uso. Por ejemplo, el cinc puro es un material muy ligero y que tiene una gran resistencia mecánica, pero por contra tiene muy poca resistencia a la corrosión. El aluminio puro es un material que sí tiene una gran resistencia a la corrosión, pero le faltan el resto de características antes mencionadas. Combinando ambos se obtiene una aleación que reúne las mejores características de cada uno de los materiales por separado.

Las propiedades mecánicas de los materiales compuestos se comparan favorablemente a las aleaciones de aluminio: poseen una resistencia mecánica mayor y un menor peso, aunque su fabricación y diseño son más complejos. Aunque en los años 80 el uso de materiales compuestos estuvo limitado a zonas de menor influencia, el desarrollo de nuevos materiales cada vez más resistentes ha hecho posible que su uso se extienda a otras partes del avión más críticas, tales como las alas, timones, góndolas de motor, etc.

Hoy en día los fabricantes están usando fibra de carbono reforzada con plástico, comúnmente denominado CFRP (Carbon Fiber Reinforced Plastic), para algunas zonas de las alas. Además de aportar valores específicos excelentes como rigidez y fuerza, entre otros, los materiales compuestos ofrecen otras facilidades en cuanto a ensamblado de unas planchas con otras, lo que permite una mayor flexibilidad en el diseño estructural.

Por ejemplo, en el diseño del ala del A380, parte de esta ala se ha diseñado y fabricado con CFRP, tal y como muestra la **Fig. 4.6**.

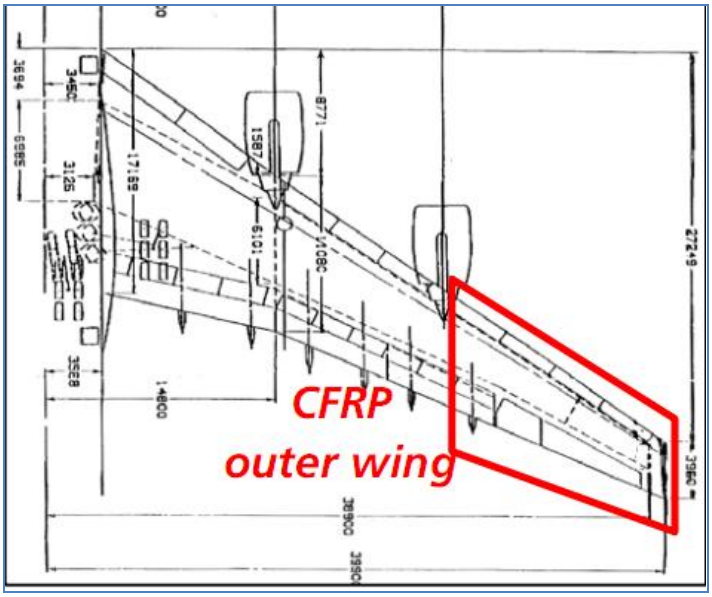

Fig. 4.6. Parte del ala construida en CFRP(en rojo). Fuente: Airbus Industries.

4.4.1. Carbon Fiber Reinforced Plastic (CFRP)

Se trata de un material con una elevada resistencia estructural, con un peso específico bajo y con un coste relativamente alto de fabricación (110$/Kg. frente a 1,80$/Kg. Para una aleación de Titanio convencional). Tienen un módulo de elasticidad que excede al del acero, una resistencia a la tracción que puede alcanzar los 12GPa y una densidad muy baja (1400 kg./m^3). Además presenta muy buenas características frente a la corrosión mecánica y química.

El problema principal del CFRP es que a pesar de tener una resistencia mecánica alta, falla de manera catastrófica, sin previo aviso ya que el CFRP es un material muy frágil, de ahí que se haga un refuerzo con plásticos para incrementar aún más su resistencia estructural y de manera que en caso de falla, se quiebre antes el plástico que sí presenta signos previos a la rotura con suficiente antelación a la rotura, de manera que es posible prevenir y reponer el material con tiempo suficiente.

Éste material tiene muchas aplicaciones en la industria aeroespacial y automovilística, donde la relación resistencia mecánica a peso es de mucha importancia. Las técnicas mejoradas de fabricación reducen costes de elaboración así como el tiempo dedicado a ello.

A título informativo se muestra en la **Fig. 4.7** una gráfica comparativa entre aluminio y CFRP (del tipo Polyether Ether Ketone B Matrix Composite reinforced by 30% carbón fibers)

Material Property	Symbol	Value	Unit
E-Modulus	E	66'000	N/mm^2
Poisson's Ratio	ν	0.3	-
G-Modulus	G_f	25'385	N/mm^2
Yielding Limit Rp 0.2 %	f_y	212	N/mm^2
Ultimate Strength Rm	f_u	248	N/mm^2
Ultimate Strain A5	ε_u	15	%
Density	ρ_A	2'700	kg/m^3
Thermal Expansion Coefficient	α	24	$10^{-6}/K$

MATERIAL	TIPO	DENSIDAD (Kg/m^3)	Módulo Young (Gpa)	Ratio Poisson	Yield Stress (σy, MPa)	Expansión térmica ($ºC^{-1}$)
CFRP	*Composite*	1.400	10	0,28	215	$15*10^{-6}$

Fig. 4.7. Comparativa entre aluminio(arriba) y CFRP(abajo)

4.5. Procedimiento

Para calcular las tensiones máximas sobre cada una de las alas de estudio, se impondrán las siguientes condiciones:

- Se escogerá aquel valor de sustentación máximo, L_{MAX}. Si se asegura que el momento flector no perjudica al ala cuando se da ésta condición, para cualquier otro valor de sustentación el ala responderá de manera adecuada.
- Se supondrá que el peso total del ala es el peso estructural que comprende la propia ala, la góndola y los motores. Se supone el caso crítico en donde la masa de combustible es cero; de esta manera no existe peso suficiente como para contrarrestar al vector sustentación L_{MAX}, de manera que el momento flector creado es máximo.
- Por otro lado se supondrá que el tipo de avión es un bimotor, de manera que el número de motores por semi ala es de uno. De ésta manera se dispone de menor peso en el ala que pueda contrarrestar el momento flector generado por el vector sustentación.
- Se supondrá que la resistencia aerodinámica es la correspondiente a la que se encuentra justo después de la entrada en pérdida.
- Se supone un valor de tracción mínimo posible, lo que es consecuente con la idea de que no hay combustible disponible para el vuelo, de manera que no se contrarresta al valor de la resistencia aerodinámica

generada, y se considera el momento torsional máximo producido por la resistencia aerodinámica.

En resumen, se impone que las fuerzas aerodinámicas sean las máximas posibles y que las fuerzas que las puedan contrarrestar sean las mínimas, de manera que se estudiarán los peores casos posibles que pueden llevar a la rotura del ala. Si el análisis mediante CatiaV5 demuestra que el diseño del ala y el material usado son adecuados y los márgenes de seguridad ante la rotura elevados, entonces ésta ala aguantará perfectamente cualquier otra condición de vuelo normal, donde los parámetros de vuelo no sean tan extremos.

A partir del análisis de cada una de las alas se establecen los valores máximos de sustentación y de resistencia aerodinámicos, que se resumen en la **Tabla 4.1**.

ALA original	L_{MAX} = 5,35 kN D_{MAX} =1,69 kN
ALA inicio de torsión a 4m punta alar, punta ala rotada a -4º	L_{MAX} = 6,56 kN D_{MAX} = 2,13 kN
ALA inicio de torsión a 6m punta alar, punta ala rotada a -6º	L_{MAX} = 6,21 kN D_{MAX} = 1,75 kN
ALA inicio de torsión a 8m punta alar, punta ala rotada a -8º	L_{MAX} = 6,27 kN D_{MAX} = 1,65 kN
ALA inicio de torsión a 10m punta alar, punta ala rotada a -10º	L_{MAX} = 6,19 kN D_{MAX} = 1,62 kN
Superficie alar	420 m^2
Volumen alar	420 m^2*0,2m=84m^3
Peso semiala (incluye 1 motor) densidad CFRP=1.400 Kg./m^3	134.400 Kg.
Fuerza atracción de la Tierra por semiala	1,31 kN

Tabla 4.1. Resumen condiciones críticas por semi ala y por cada diseño del ala.

4.6. Resultados

En éste apartado se muestran los resultados y conclusiones de los análisis estructurales realizados sobre los distintos modelos de alas con la ayuda de Catia v5.

Catia v5 usa un código de colores para expresar de manera gráfica la magnitud del parámetro analizado, y muestra también una escala de colores para que el usuario pueda determinar de manera rápida si el resultado que se está viendo

se aproxima a los valores máximos de resistencia estructural permitidos que ha calculado el software a partir de los datos que se han introducido al inicio de la simulación.

Se realiza el estudio estructural del ala original y de las distintas modificaciones realizadas. En este capítulo sólo se incluyen los resultados obtenidos para el ala original y el ala con mayor modificación en su diseño, ya que las simulaciones y los resultados obtenidos para las distintas modificaciones son muy parecidos.

4.6.1. Ala original A380

Para éste ala se imponen las siguientes cargas para su posterior análisis – **Tabla 4.2**.

ALA original	L_{MAX} =5,35 kN D_{MAX} =1,69 kN

Tabla 4.2. Sustentación y Resistencia máximas para el ala original.

A continuación se muestra el resultado del análisis de Von Mises, junto con la localización y magnitud del estrés máximo- **Fig. 4.8**.

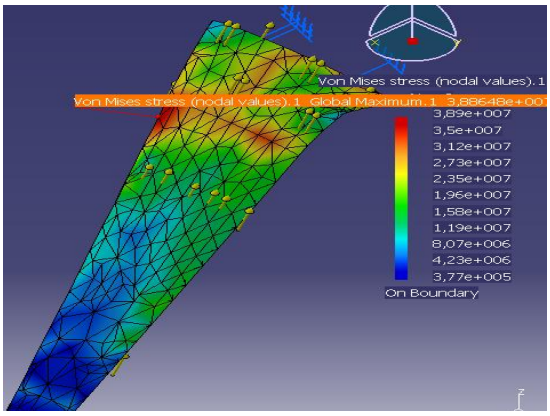

Fig. 4.8. Análisis Von Mises ala original.

Tal y como se puede observar a partir del código de colores, los resultados sobre el ala principal muestran que la combinación de esfuerzos en el ala varían entre los 0,37 MPa de tensión mínima (color azul en el ala) a un máximo de 38,8 MPa, representado en color rojo en el ala.

En general predominan las zonas de tensión que están por debajo del límite elástico del material; aunque según los cálculos hechos por Catia v5 la zona de máximas tensiones se encuentra en los perfiles cercanos al encastre alar. En cualquier caso, la máxima tensión calculada está muy por debajo del límite elástico del material, establecido en 215 Mpa, por lo que el ala es muy segura.

De igual manera es interesante observar el análisis Von Mises en el encastre alar, para evaluar en qué medida las fuerzas de sustentación y de resistencia imponen momentos flectores y de torsión sobre el encastre – **Fig. 4.9**.

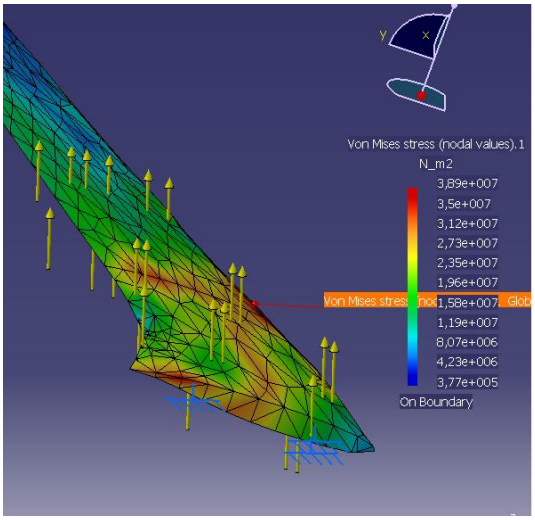

Fig. 4.9. Análisis de Von Mises en el encastre alar.

Se puede observar claramente por el código de colores que los esfuerzos en el encastre alar están por debajo del momento flector máximo que soporta el encastre.

La fuerza de sustentación provoca que la punta de ala se desplace en su mismo sentido, pero la tensión del material se siente en puntos próximos al encastre alar. Para prevenir que el material falle se propone reforzar estructuralmente las zonas afectadas (mayor número de costillas que sirvan de refuerzos alares, o bien incremento del grosor del ala en esos puntos para disminuir la tensión local).

Por último también se puede observar el desplazamiento que sufren distintas partes del ala debido a la actuación del vector sustentación-resistencia –**Fig. 4.10**.

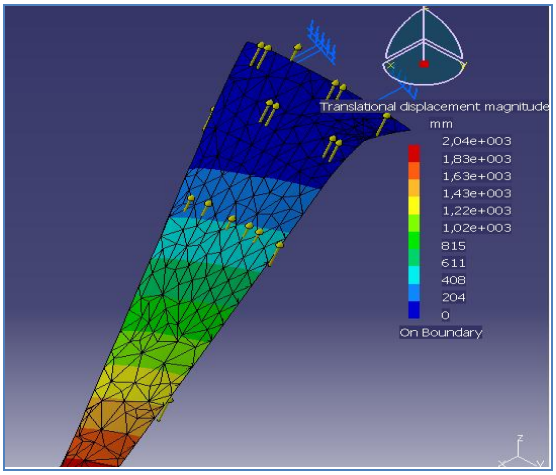

Fig. 4.10. Desplazamiento del ala en función de las fuerzas que actúan.
Tal y como era de esperar, el máximo desplazamiento del ala se sitúa en la punta del ala, lo que genera un desplazamiento de hasta 2 metros.

Se puede concluir que el ala original del A380 supera las pruebas estructurales impuestas y es apto para la construcción del ala.

4.6.2. Ala 380 – modificación 0010

Las cargas de prueba que se imponen en ésta ala tienen las magnitudes que podemos ver en la **Tabla 4.3**.

ALA inicio de torsión a 10m punta alar, punta ala rotada a -10º	$L_{MAX=}$6,19 kN $D_{MAX=}$1,62 kN

Tabla 4.3. Sustentación y Resistencia máximas para el ala 0010.

En primer lugar se realiza un análisis de tensiones Von Mises, señalando el punto de tensión máxima y su magnitud –**Fig. 4.11**.

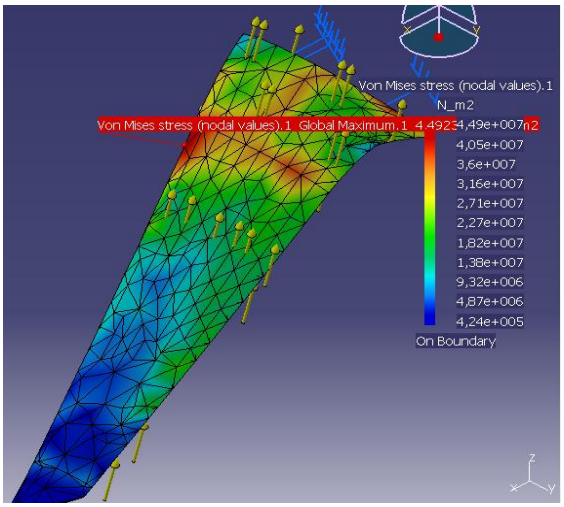

Fig. 4.11. Von Mises para ala 10m-10º.

El análisis de Von Mises muestra que existen una serie de tensiones más o menos uniformes repartidas sobre el ala tal y como muestra la tonalidad azul-verde en el ala (de menos a más), con una intensidad media de 18,2Mpa. Así mismo existen ciertas zonas donde la tensión local es muy alta, representados en tonos rojizos, de valores máximos 43,9Mpa.

Se procede a comprobar el efecto del momento flector en el encastre alar –**Fig. 4.12**.

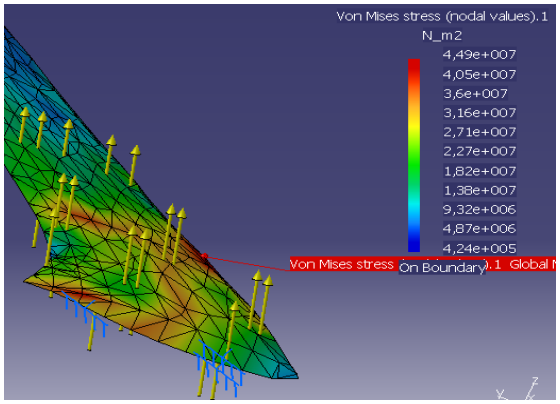

Fig. 4.12. Análisis Von Mises en encastre alar.

Tal y como nos ha indicado el análisis anterior, en la zona del encastre las tensiones son uniformes y de valores muy por debajo del máximo admisible, excepto en la zona del borde de salida, donde el momento flector es de 36Mpa y viene representado por colores anaranjados.

Se comprueba que en general las tensiones son más o menos uniformes sobre todo el ala (8,41 Mpa), y que éstas tienen un valor por debajo del máximo; aún así y de acuerdo con el análisis anterior, se observan puntos de tensión mayores localizados cerca del encastre alar y del borde de salida (tonos rojos).

Por último también se puede observar el desplazamiento que sufren distintas partes del ala debido a la actuación del vector sustentación-resistencia –**Fig. 4.13**.

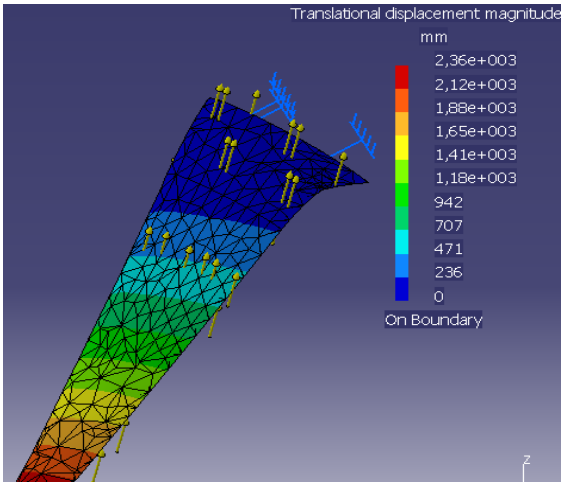

Fig. 4.13. Desplazamiento del ala en función de las fuerzas que actúan.
Como era de esperar, el máximo desplazamiento del material del ala se produce en la punta y su valor corresponde a 2,36m. Aún así este desplazamiento de la punta alar no provoca momentos flectores importantes en la zona del encastre alar.

El material seleccionado supera las pruebas estructurales impuestas y es apto para la construcción del ala.

No se han incluido aquí los resultados de las modificaciones intermedias -0004, 0006 y 0008-, ya que las simulaciones y los resultados obtenidos son prácticamente iguales en todas las modificaciones.

10.8 CONCLUSIONES

Los resultados obtenidos para las modificaciones del ala del A380 son muy parecidos a los obtenidos del ala original. Los esfuerzos aumentan a medida que aumentamos la cantidad de ala modificada, pero quedan dentro de los límites. Esto supone que el hecho de modificar el ala no conlleva problemas a nivel estructural.

Se procede a la confección de una serie de gráficos y tablas donde se muestran los distintos datos de tensiones y desplazamientos para facilitar su comprensión y comparación. En las siguientes tablas se muestran los distintos tipos de datos que se han obtenido de los análisis del ala original y de los distintos tipos de alas modificadas.

Tensión de Von Mises	
	tensión (Mpa)
ala original	8,07E+00
ala0004	9,91E+00
ala0006	1,11E+01
ala0008	1,44E+01
ala0010	1,82E+01

Tensión de Von Mises en el encastre	
	tensión (Mpa)
ala original	2,35E+01
ala0004	2,88E+01
ala0006	3,17E+01
ala0008	3,65E+01
ala0010	3,70E+01

Tabla 4.4. Tabla de tensiones de Von Mises para las distintas alas.

Desplazamiento máximo (m)	
	Desplazamiento(m)
ala original	2,01E+00
ala0004	2,50E+00
ala0006	2,37E+00
ala0008	2,39E+00
ala0010	2,36E+00

Tabla 4.5. Desplazamiento máximo en metros para las distintas alas.

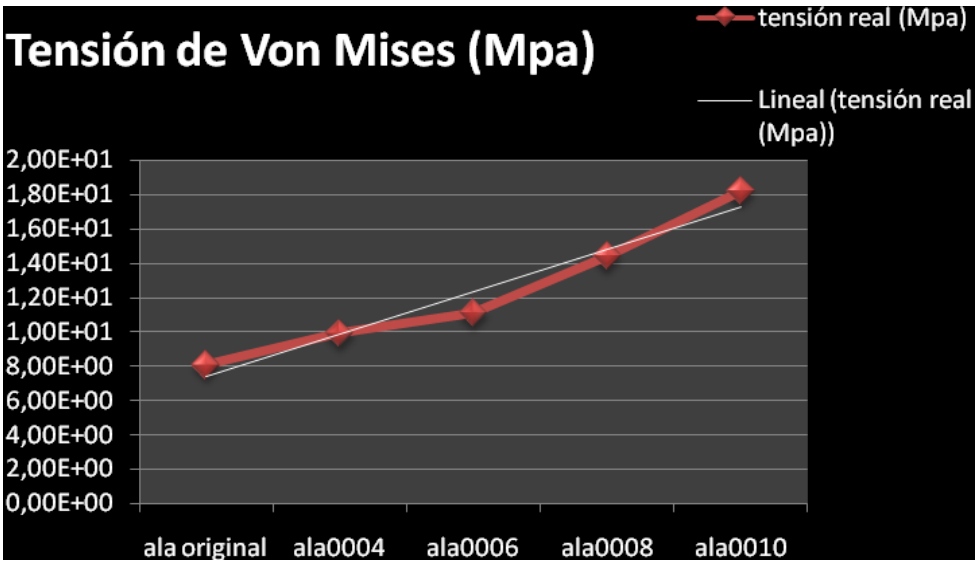

Fig. 4.14. Tensiones de Von Mises (en MPa), para las distintas alas.

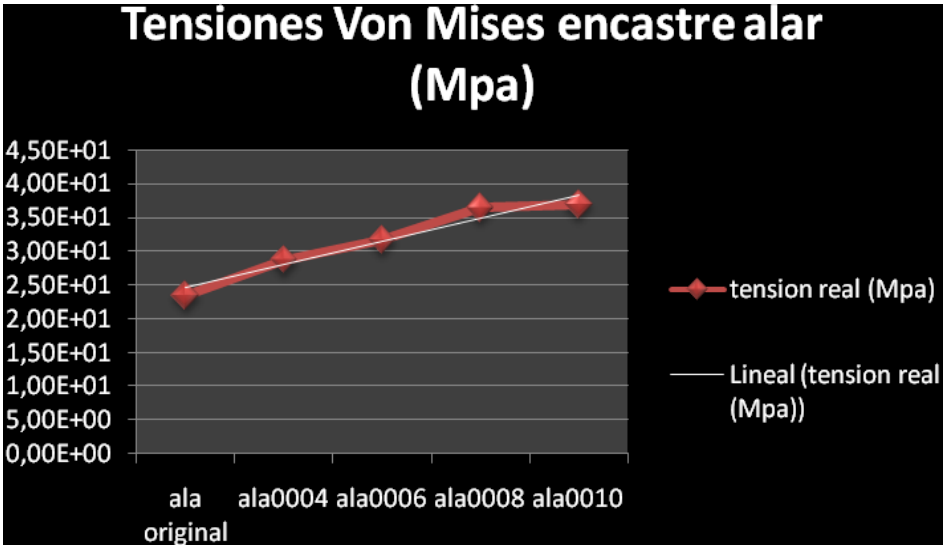

Fig. 4.15. Tensiones de Von Mises en el encastre alar (en Mpa), para las distintas alas.

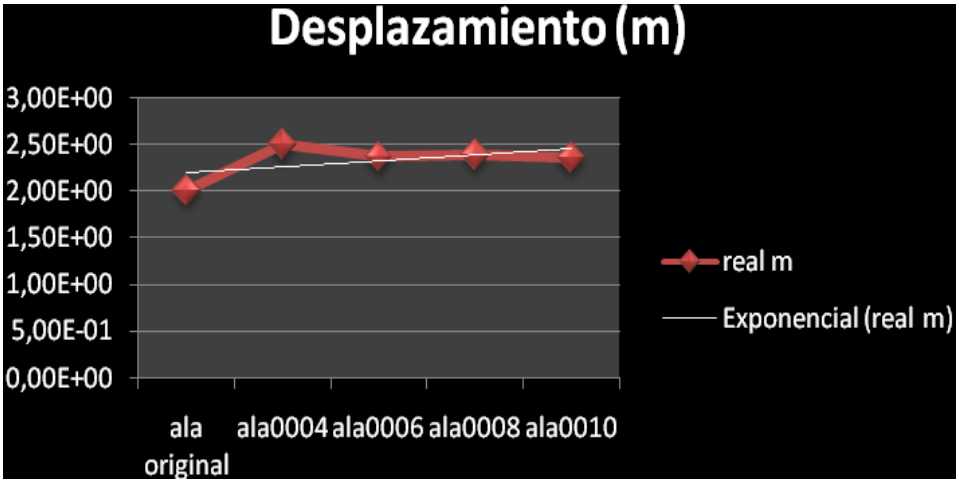

Fig. 4.16. Desplazamiento máximo (en metros) producido en la punta alar, para las distintas alas.

Se puede observar en **Tabla 4.4** que en las alas rediseñadas las tensiones de Von Mises tienden a aumentar a medida que crece la magnitud de rediseño del ala. La tensión en el encastre alar también aumenta con los sucesivos rediseños si se compara con el ala convencional, así como el desplazamiento producido –**Tabla 4.5**.

Es cierto que en ciertas zonas del ala los esfuerzos están próximos al máximo. Aún así, los valores obtenidos para las distintas modificaciones quedan dentro de los límites que puede soportar el material. Si además tenemos en cuenta que las suposiciones con las que se ha trabajado son mucho más estrictas que las reales, podemos asegurar que las modificaciones del ala realizadas no suponen problemas de tipo estructural.

CAPÍTULO 5. DISCUSIÓN DE RESULTADOS

En este capítulo veremos los resultados que hemos obtenido de las simulaciones con Fluent para las distintas alas. Compararemos las características del ala original del A380 con las modificaciones que hemos llevado a cabo.

Todos los ensayos han sido realizados bajo las mismas condiciones atmosféricas y de velocidad. Hemos escogido la fase vuelo de crucero para realizar las simulaciones, ya que es la fase más larga de un vuelo y en la que el ala vuela sin otros elementos, como flaps, slats, etc. Para la presión, densidad del aire y temperatura se han establecido los valores que marca la Atmósfera estándar Internacional – *ISA: International Standard Atmosphere* – a 10.000 metros. **[2]** Para escoger el valor de velocidad se ha escogido el valor típico de vuelo en la fase de crucero.

- Presión = 22.700 Pa
- Temperatura = 223ºK
- Velocidad = 254m/s – equivalente a M=0.85.

Cabe remarcar que en este proyecto se han estudiado 5 alas distintas: el ala original y sus cuatro modificaciones. Debemos tener en cuenta que cada ala se simula para ángulos de ataque desde 0º a 20º, en intervalos de 2 a 4 grados, en función de su criticidad. Por lo que hemos obtenido una media de siete simulaciones por ala, sumando un total de más de 35 simulaciones distintas.

Debemos de tener en cuenta que el ala del A380 tiene una longitud de 40m, y el perfil alar va variando con la distancia, desde el encastre a la punta del ala. Esto hace que cuando queremos mostrar cómo se comporta un ala, tengamos hasta 40 planos, separados por un metro cada uno, en los que mostrar los campos de presiones, velocidades, etc.

Por ello nos limitaremos a mostrar las imágenes más significativas de cada caso, usando aquellas que en nuestra opinión puedan aportar un mayor beneficio a este proyecto y a la comprensión de los resultados obtenidos.

5.1. Ala A380

En este apartado mostraremos los resultados obtenidos para el ala del A380. En la **tabla 5.1** podemos ver las fuerzas (en Newtons) obtenidas de resistencia y sustentación para los distintos ángulos de ataque.

Cuando el avión vuela con un ángulo de ataque de 0º, el ala provoca fuerzas de sustentación y resistencia pequeñas. Es el hecho de tener un perfil tan simétrico lo que produce que prácticamente no haya diferencias entre las velocidades del extradós y del intradós. Esto hace que la diferencia de presiones sea pequeña, alrededor de 4.000Pa. De hecho es sólo en el último

tercio del perfil donde la velocidad del intradós disminuye considerablemente, aumentando la diferencia de presiones y generando la sustentación.

Tabla 5.1. Valores de Sustentación y resistencia en kN, así como de sus correspondientes coeficientes.

Alfa	Sustentación	Resistencia	CL	CD
0	806,4 KN	115,6 KN	0,17	0,024
4	2487,2 KN	296,2 KN	0,52	0,062
8	3626,1 KN	657,2 KN	0,76	0,138
12	4550,8 KN	1123,3 KN	0,95	0,236
16	5348,1 KN	1690,9 KN	1,12	0,356
18	4644,6 KN	1666,8 KN	0,97	0,351

Podemos ver los contornos de velocidades y presiones en la **figura 5.1**. El aire alrededor del ala circula distribuido por capas de forma laminar y enganchado a la superficie alar. La velocidad máxima es de 300m/s y la mínima de 160m/s.

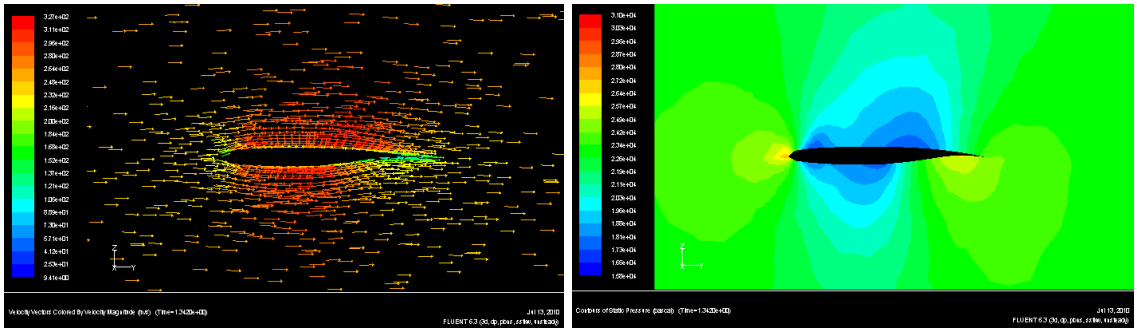

Fig. 5.1. Vectores de velocidad y contornos de presiones. AdA de 0º.

A medida que aumentamos el ángulo de ataque ocurren varias cosas:

- el aire ve un perfil cada vez más asimétrico, con lo que aumentamos la diferencia de velocidades entre extradós e intradós. Aumenta entonces la diferencia de presiones, aumentando la sustentación generada;
- llega un momento en el que el aumento de la velocidad hace que el aire deje de viajar ordenado por capas de forma laminar y empiece a desprenderse del ala, dejando de generar sustentación;
- cuando las velocidades superan a la velocidad del sonido el aire se vuelve compresible, variando su densidad;
- y aumentamos la superficie que se opone al movimiento del aire, aumentando la resistencia.

Si nos fijamos en lo que ocurre para un ángulo de ataque de 4º, veremos que la sustentación aumenta en más de $1{,}5.10^6$ Newtons. En la **figura 5.2** podemos ver los vectores de velocidad alrededor del ala. Podemos ver que la velocidad máxima ha subido a 350m/s y la mínima ha bajado a 130m/s.

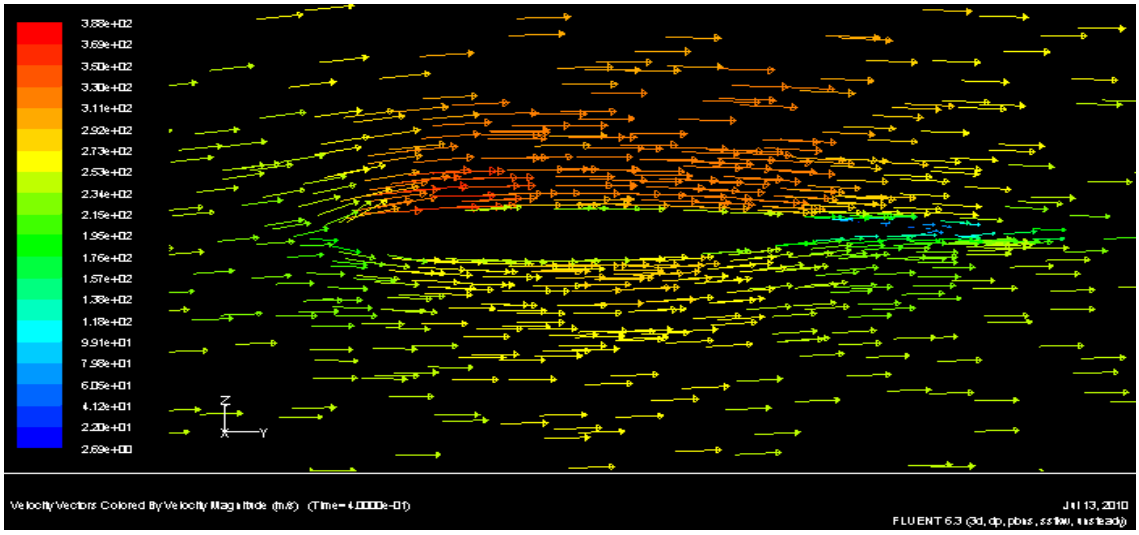

Fig. 5.2 Vectores de velocidad. Plano a 10m del encastre, y AdA de 4º.

Este aumento en la diferencia de velocidades produce un aumento en la diferencia de presiones de hasta 14.000Pa. Podemos ver en la **figura 5.3** el aumento de la diferencia de presiones que ocurre al aumentar el ángulo de ataque.

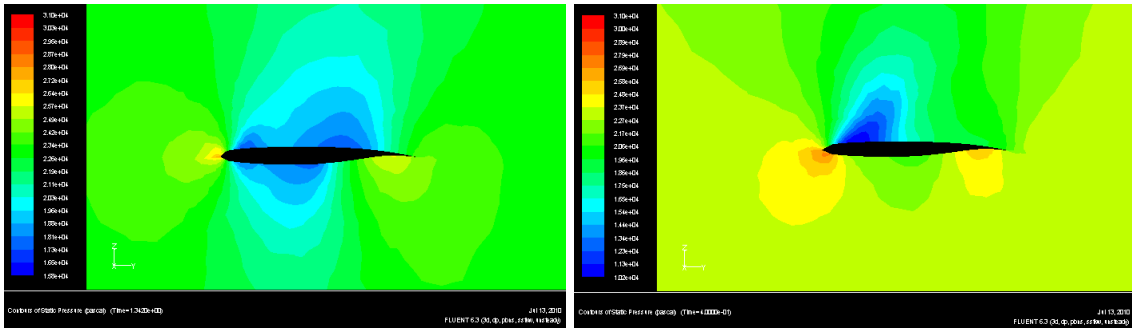

Fig. 5.3. Contornos de presiones. A 10m del encastre y 0º(izq.): Pmax=22kPa y Pmin=18kPa. A 20m y 4º(der.): Pmax=24kPa y Pmin=11kPa.

Además, el aumento de velocidades hace que el aire varíe su densidad. Esto es debido a que cuando la velocidad aumenta, la presión disminuye, y siguiendo la ley de los gases ideales, la densidad también debe disminuir. Y pasará lo mismo cuando la presión aumente: la densidad también aumentará. En la **figura 5.4** podemos ver cómo aumenta la diferencia de densidad del aire cuando aumentamos el ángulo de ataque y por lo tanto la diferencia de velocidades.

A medida que aumentamos el ángulo de ataque la sustentación aumenta hasta que llegamos a un máximo en el que el ala ya no es capaz de generar una fuerza mayor. Para 16º nos encontramos con la máxima sustentación que genera el ala. Esto significa que tenemos el $C_{L\ MAX}$. Al mismo tiempo hemos aumentado significativamente la superficie que se opone al movimiento y por lo tanto la resistencia también es muy elevada.

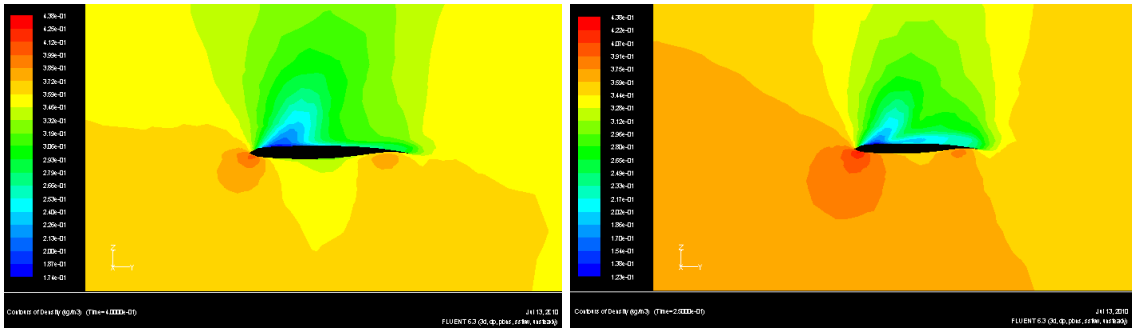

Fig. 5.4. Contornos de densidades para 20m. 4º densidades entre 0.412 y 0.2kg/m^3 y 20m,8º. Densidades entre 0.438 y 0.15kg/m^3

Podemos ver en la **figura 5.5** los vectores de velocidad alrededor del ala, para los 16º de ángulo de ataque. La velocidad aumenta hasta los 450m/s, con lo que las diferencias de presiones también aumentan hasta 27.000Pa entre el intradós y el extradós. Esto es lo que hace que tengamos la mayor sustentación.

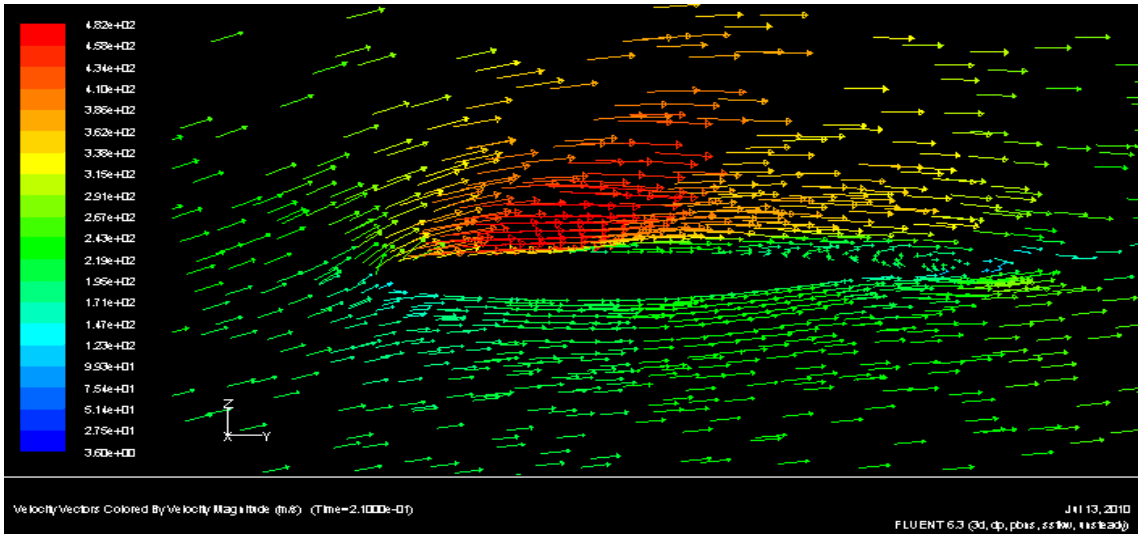

Fig. 5.5. vectores de velocidad en un plano a 10m del encastre. 16º

Nos aparece un fenómeno no deseado debido al gran aumento en la velocidad. El aire deja de viajar adherido a la superficie alar a partir de los 15 metros desde el encastre, desprendiéndose cerca del borde de salida. A medida que avanzamos hacia la punta del ala, el aire cada vez se desprende más cerca del borde de ataque, hasta que a 25m el aire ya no es capaz de adherirse a la superficie del extradós destruyendo la sustentación generada. Podemos ver a continuación, en la **figura 5.6**, cómo se desprende el aire de la superficie y los remolinos que se originan.

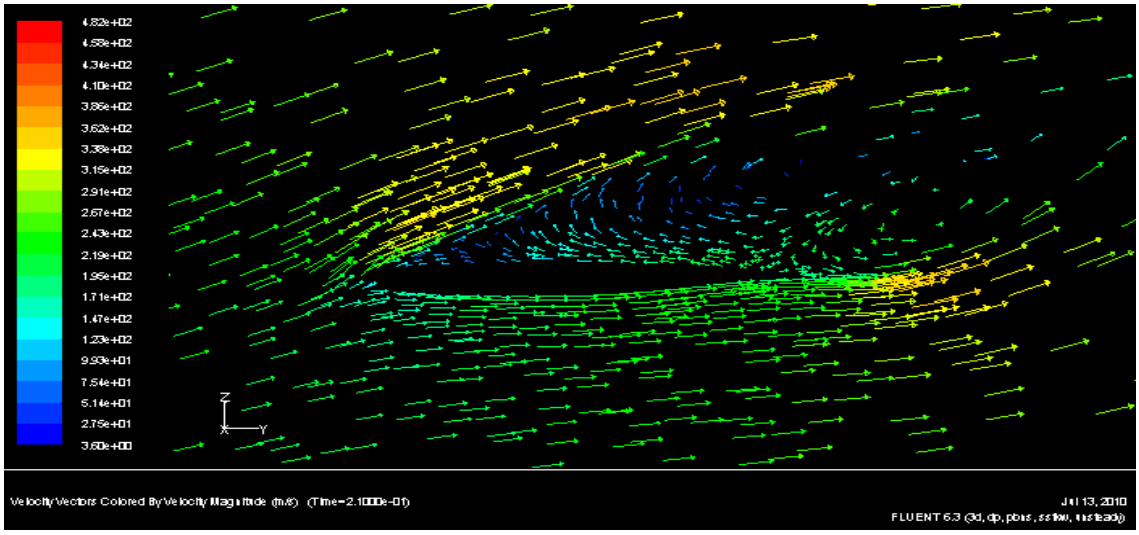

Fig. 5.6. Vectores de velocidad alrededor del ala en plano a 25metros del encastre. Para 16º.

A pesar de que el ala ya no genera sustentación a partir de los 25m, el hecho de tener la mayor diferencia de velocidades y presiones entre extradós e intradós explica que obtengamos la mayor sustentación posible. Al mismo tiempo, también obtendremos una gran fuerza de resistencia debida a dos factores: el aumento de superficie alar que se opone al avance y la aparición de las fuertes turbulencias sobre el ala que hacen que el aire se vea obligado a "saltar".

Obviamente este es un caso crítico al que no se debe llegar. Aunque se produzca la mayor sustentación posible, hay que tener en cuenta que cualquier aumento en la velocidad o el ángulo de ataque –producido por una racha de viento, una bolsa de aire caliente, etc.- llevaría el ala a la entrada en pérdida y a la caída del avión.

Nos encontramos en esta situación cuando tenemos un ángulo de ataque de 18º, el ala es incapaz de generar suficiente sustentación para mantener el avión en el aire. Sólo durante los dos primeros metros del ala el aire viaja adherido a la superficie alar. A partir de ahí, el aire empieza a desprenderse y muy rápidamente nos encontramos con que el ala ya no genera sustentación.

En la **figura 5.7** podemos ver el comportamiento del aire alrededor del ala. Y a continuación, en la **figura 5.8**, vemos la energía producida por las turbulencias generadas y la distribución de presiones alrededor del ala.

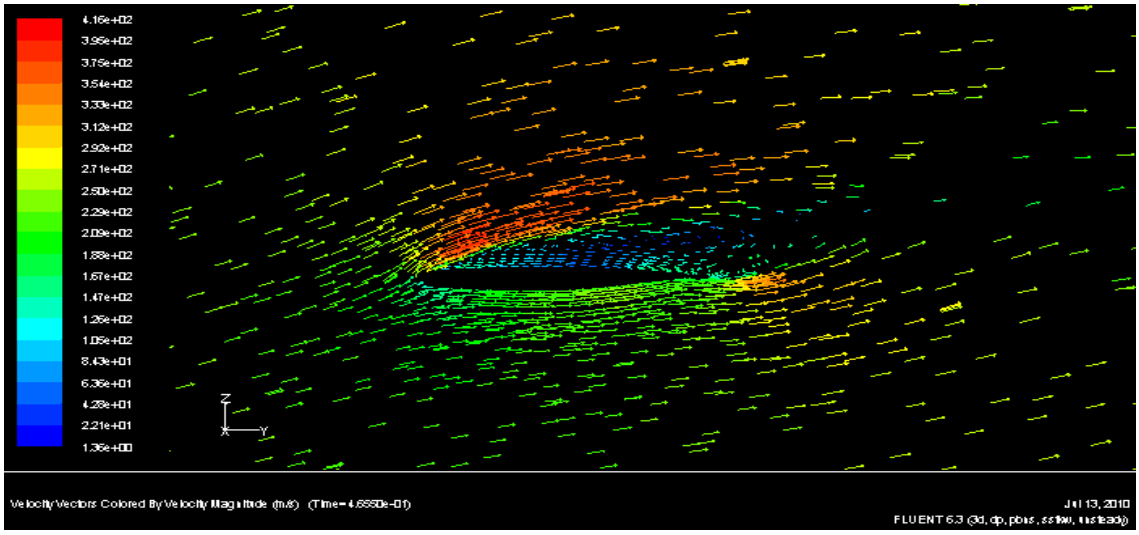

Fig. 5.7. vectores de velocidad en un plano a 10m del encastre. 18º.

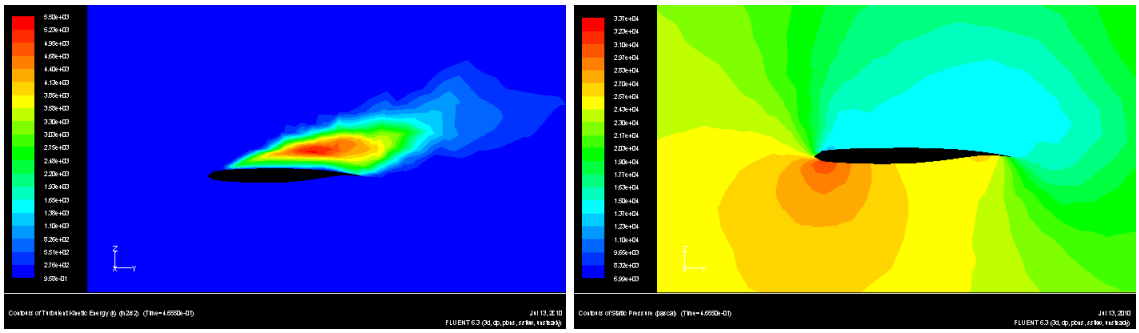

Fig. 5.8. Energía cinética de la turbulencia y contorno de presiones a 10m. 18º. La diferencia de presiones ha disminuido hasta los 10.000Pa, reduciendo drásticamente la sustentación.

Finalmente, mostramos el gráfico de Sustentación y Resistencia –en Newtons- frente al ángulo de ataque (**Fig. 5.9**).

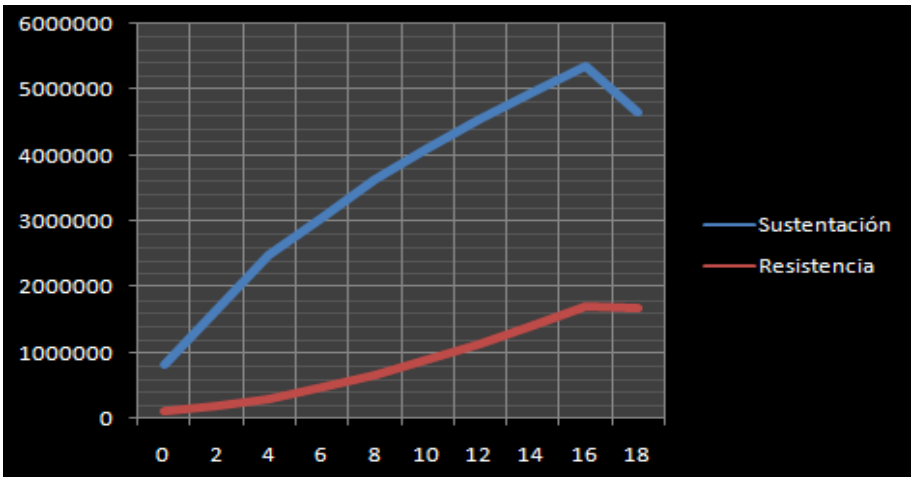

Fig. 5.9. Valores de Sustentación y Resistencia (en Newtons) en función del ángulo de ataque (en º).

5.2. Ala A380 modificación 0004

En este apartado mostraremos los valores obtenidos para la modificación 0004 del ala del A380. Esta modificación consiste en variar el ángulo de ataque de los últimos 4 metros del ala. En la punta del ala se tiene un ángulo de ataque de -4º, mientras que a 4 metros de la punta el ángulo de ataque del perfil será el original, de 0º. Para más detalles consultar el capítulo de diseño. En la T**abla 5.2** podemos ver los diferentes resultados obtenidos para este ala.

Tabla 5.2. Valores de sustentación y resistencia en kN, y sus respectivos coeficientes, para el ala 0004.

Alfa	Sustentación	Resistencia	CL	CD
0	1.101,9 KN	156,6 KN	0,23	0,033
4	3.541,2 KN	343,1 KN	0,74	0,072
8	5.160,7 KN	800,4 KN	1,08	0,168
12	5.641,1 KN	1.227,3 KN	1,18	0,258
16	6.003,1 KN	1.745,6 KN	1,26	0,368
18	6.561,8 KN	2.135,5 KN	1,38	0,450
20	5.406,3 KN	2.038,1 KN	1,14	0,429

Los mismos conceptos que hemos explicado para el ala original del A380 nos sirven para esta ala. Para ángulos de ataque pequeños el ala modificada se comporta de forma parecida a la original y sólo para los ángulos de ataque mayores se pueden apreciar diferencias significativas.

Para 0º la diferencia de presiones entre intradós y extradós es pequeña, alrededor de 8.000Pa. El aire alrededor del ala circula distribuido por capas de forma laminar y enganchado a la superficie alar. La velocidad máxima es de 322m/s y la mínima de 160m/s.

En la **figura 5.10** podemos ver los vectores de velocidad alrededor del ala cuando volamos con un ángulo de ataque de 4º, típico en la fase de crucero. La velocidad máxima ha aumentado hasta los 400m/s. Esto producirá una diferencia de presiones mayor y por tanto una mayor sustentación. En la **figura 5.11** podemos ver la distribución de presiones en planos a 20 y 30m del encastre del ala.

La diferencia de presiones ha aumentado hasta los 18.700Pa, lo que supone un aumento de más del 40%. Esto explica el aumento de casi $2{,}5*10^6$ Newtons en la fuerza de sustentación generada. Estos aumentos en las fuerzas generadas llegarán a un máximo en el que el ala ya no podrá generar más sustentación.

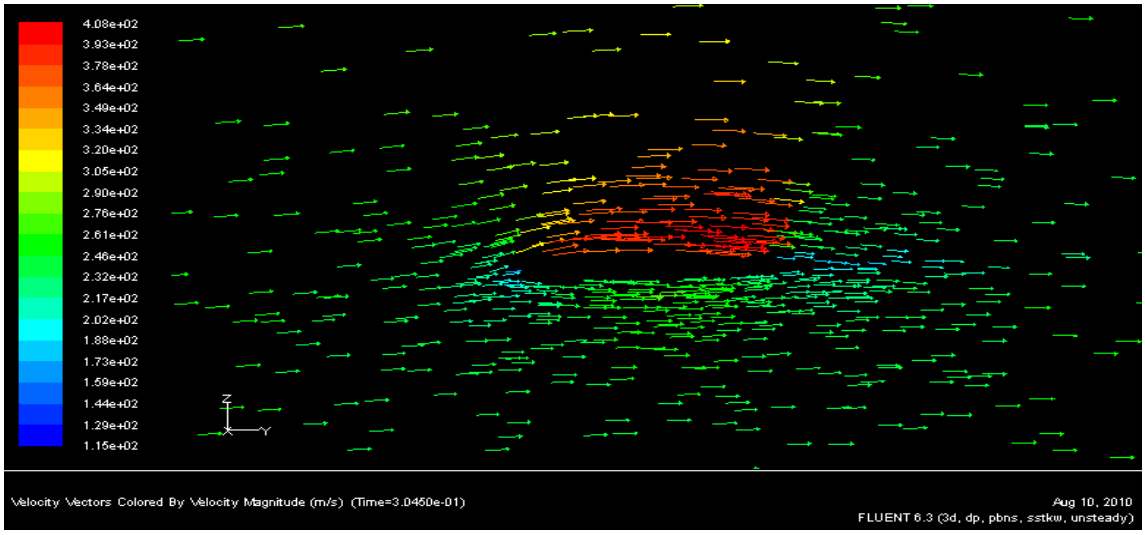

Fig. 5.10. Vectores de velocidad. Plano a 30m.del encastre. Velocidades entre 400m/s y 160m/s. Ángulo de ataque de 4º.

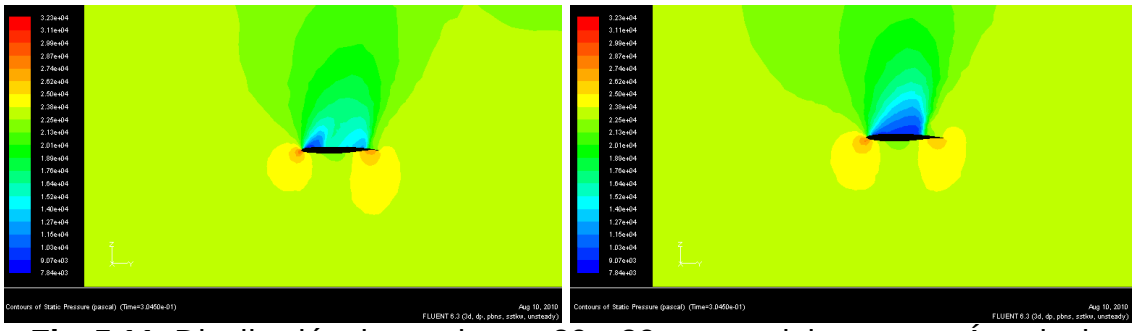

Fig. 5.11. Distribución de presiones. 20 y 30 metros del encastre. Ángulo de ataque de 4º. $P_{máx}$=28700, P_{min}=10.000Pa.

Para un ángulo de ataque de 18º obtenemos el $C_{L\ MAX}$ y por lo tanto la mayor sustentación que podemos obtener con este ala. Del mismo modo, estamos ofreciendo una gran superficie que se opone al movimiento, y por lo tanto generando una fuerza de resistencia muy elevada.

En este caso las velocidades máximas que alcanza el aire aumentan hasta los 500m/s, produciendo unas presiones muy bajas en el extradós y un aumento de la sustentación generada. En las **figuras 5.12** y **Fig. 5.13** podemos ver los vectores de velocidad alrededor del ala. El aire empieza a desprenderse a 15m del encastre del ala muy cerca del borde de salida y se va desprendiendo más cerca del borde ataque a medida que nos acercamos a la punta del ala.

Para 18º la presión en el extradós alcanza mínimos de 2.250Pa, y máximos de 33.000Pa. Esto significa diferencias de presión de hasta 30.000Pa, que es lo que produce que obtengamos el máximo de sustentación para este ala.

A continuación podemos ver los contornos de presión alrededor del ala en planos a 15m y 25m –**Fig. 5.14**-. Además podemos observar cómo, a medida

que nos alejamos del encastre del ala, las bajas presiones que generan la sustentación se desplazan hacia el borde de ataque.

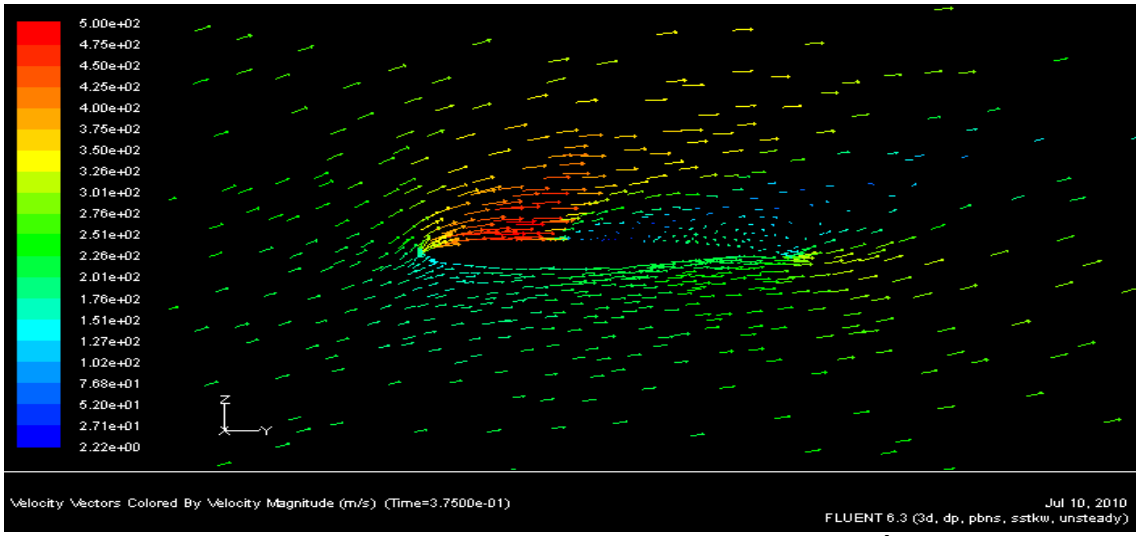

Fig. 5.12. Vectores de velocidad. Plano a 25m del encastre. Ángulo de ataque de 18º.

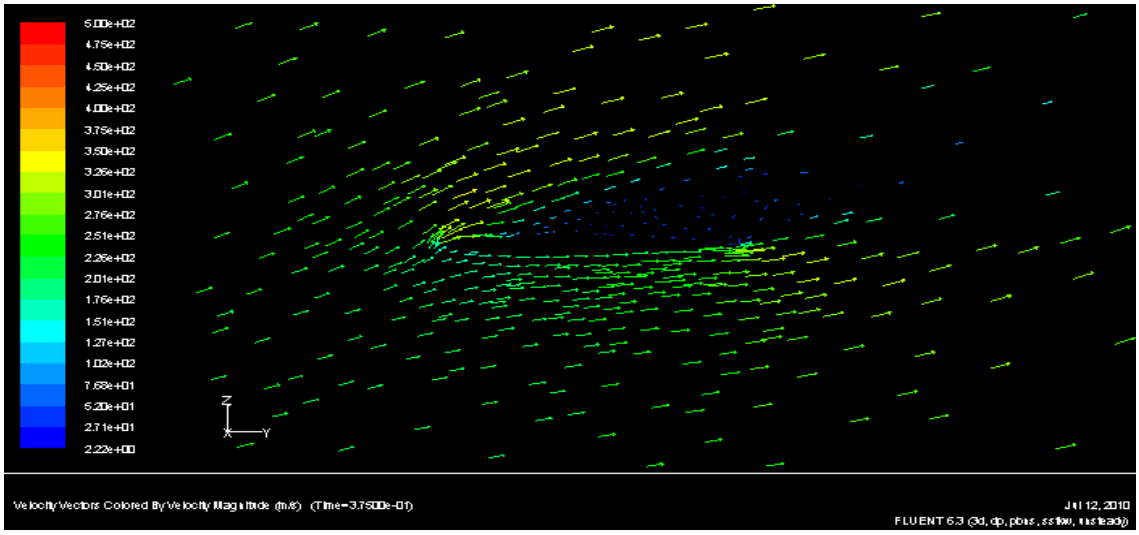

Fig. 5.13. 35m. 18º.

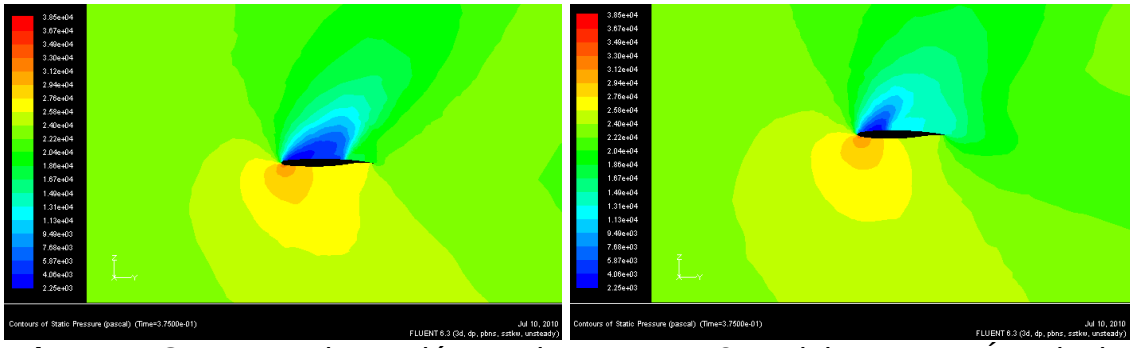

Fig. 5.14. Contornos de presión en planos a 15 y 25m del encastre. Ángulo de ataque de 18º.

Si aumentamos el ángulo de ataque a 20º nos encontramos con un ala en pérdida. El aire ya no viaja adherido a la superficie del ala. Además la velocidad del aire ha disminuido hasta los 400m/s, produciendo una menor diferencia de presiones entre extradós e intradós.

Para este ángulo de ataque a 10 metros del encastre el aire ya se desprende del ala muy cerca del borde de ataque –**Fig.5.15**-, y sigue de la misma forma durante los 30m restantes del ala. Esto produce una disminución drástica en la fuerza que genera el ala, ya que en su mayor parte no tiene sustentación.

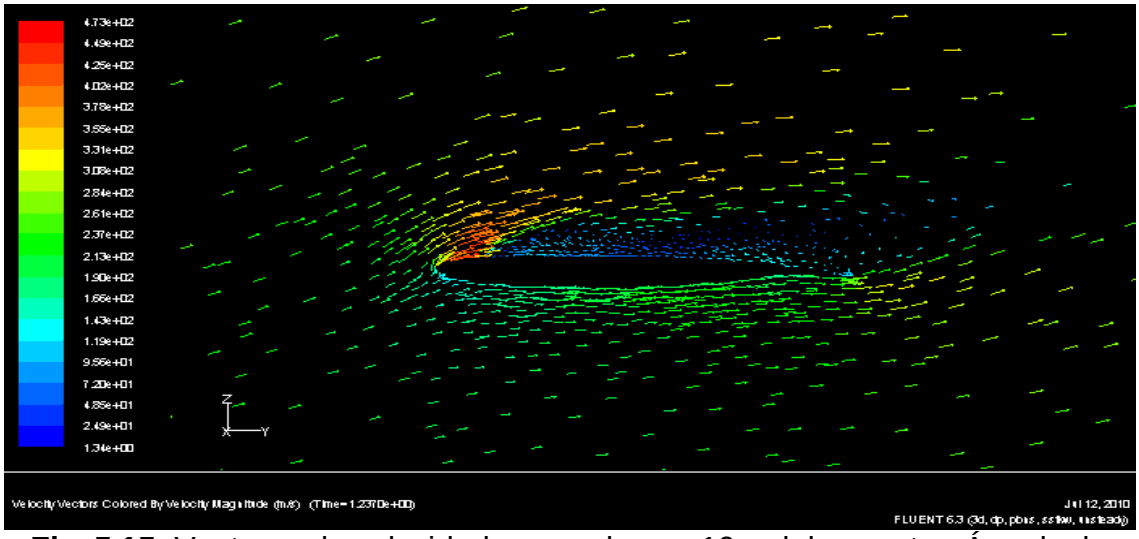

Fig. 5.15. Vectores de velocidad en un plano a 10m del encastre. Ángulo de ataque de 20º.

Podemos ver los contornos de presiones a 5 y 10 metros del encastre en la **figura 5.16**. A 5m del encastre la zona en la que aún se genera algo de sustentación –color azul oscuro en la imagen- es muy pequeña, pero a 10m es prácticamente inexistente. Además, las diferencias de presiones se han reducido en más de un 30% respecto a los 18º de ángulo de ataque –bajando hasta 18.700Pa de diferencia-, produciendo que tengamos una zona muy reducida del ala dónde se genera muy poca sustentación.

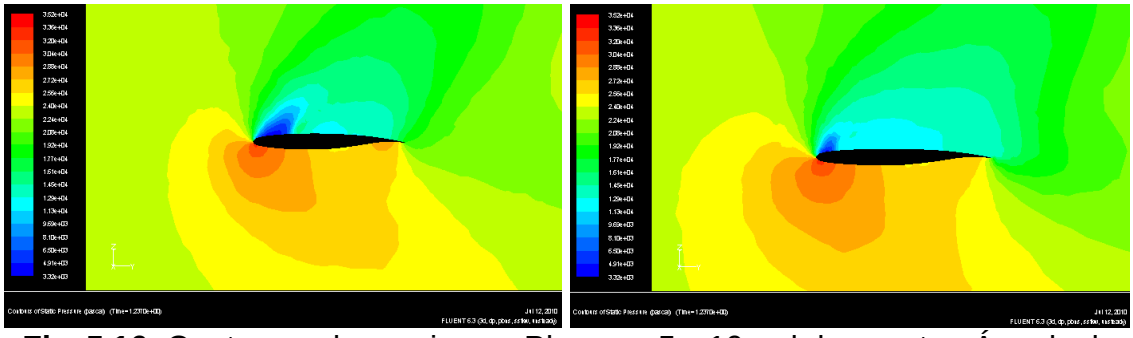

Fig. 5.16. Contornos de presiones. Planos a 5 y 10m del encastre. Ángulo de ataque de 20º.

En las siguientes imágenes –**Fig.5.17**- podemos apreciar la aparición de fuertes turbulencias en la superficie del ala debidas al desprendimiento del aire y a la aparición de los remolinos.

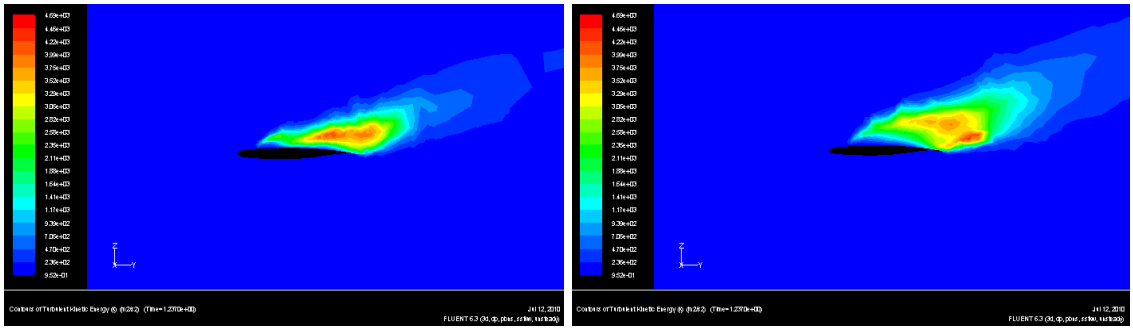

Fig. 5.17. Energía cinética turbulenta. 10, 15m.

En las siguientes imágenes –**Fig.5.18**- podemos apreciar la compresibilidad del aire debido a las altas velocidades que se obtienen. Contra más velocidad tenemos, menor es la presión y siguiendo la ley de los gases ideales menor la densidad del aire.

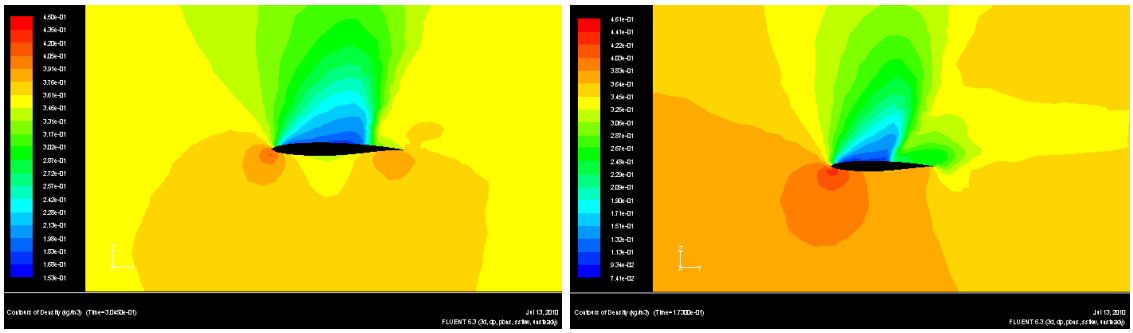

Fig. 5.18. Izquierda: AdA de 4º, plano a 30m. Densidad entre 0.405 y 0,18kg/m^3. Derecha: AdA de 12º, plano a 30m. Densidad entre 0.441 y 0.1kg/m^3

Para terminar podemos ver en la **figura 5.19** las curvas de Sustentación y Resistencia frente al ángulo de ataque.

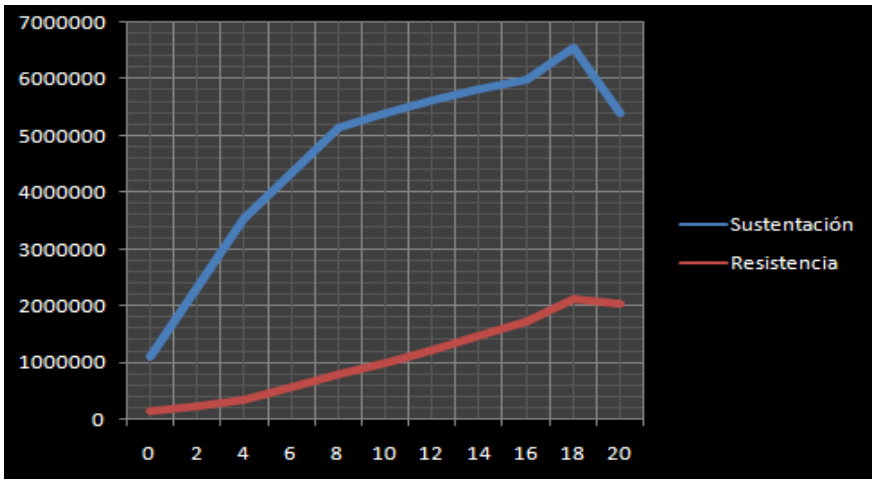

Fig. 5.19. Gráficos de sustentación y resistencia -en Newtons-, en función del ángulo de ataque -en º-.

Con la modifiación del ala hemos obtenido los resultados que buscábamos: hemos retrasado el desprendimiento del aire sobre el ala, lo que se traduce en un aumento en la sustentación, puesto que tenemos más sueprficie capaz de generar fuerza; y ahora la entrada en pérdida se produce para 18º.

5.3. Ala A380 modificación 0006

En este apartado mostraremos los valores obtenidos para la modificación 0006 del ala del A380. Esta modificación consiste en variar el ángulo de ataque de los últimos 6 metros del ala. En la punta del ala se tiene un ángulo de ataque de -6º, mientras que a 6 metros de la punta alar el ángulo de ataque del perfil será el original, de 0º. Para más detalles consultar el capítulo de diseño.

En la **tabla 5.3** podemos ver los diferentes resultados obtenidos para este ala.

Tabla 5.3. Valores de sustentación y resistencia en Newtons, y sus respectivos coeficientes, para el ala 0006.

Alfa	Sustentación	Resistencia	CL	CD
0	1.282,8 KN	92,5 KN	0,27	0,019
4	3.551,4 KN	103,0 KN	0,74	0,021
8	5.285,6 KN	816,8 KN	1,11	0,172
12	6.022,1 KN	1.297,9 KN	1,26	0,273
14	6.111,5 KN	1.516,9 KN	1,28	0,319
16	6.216,7 KN	1.752,8 KN	1,31	0,369
20	5.132,9 KN	1.830,1 KN	1,08	0,385

Esta ala se comporta de forma muy parecida a la modificación 0004. La principal diferencia es que este ala entra en pérdida 2º antes que la anterior -a 16º, igual que el ala original- pero es capaz de retrasar aún más el desprendimiento del aire sobre el ala, generando una fuerza de sustentación de hasta $3{,}8.10^5$ Newtons más para 12º.

Para 0º de ángulo de ataque esta ala presenta resultados parecidos a las anteriores, generando poca fuerza de sustentación. Cuando aumentamos el ángulo a 4º, las diferencias de presión se sitúan alrededor de los 13.000Pa, una magnitud similar a las alas anteriores. Podemos ver en la **Fig.5.20** los contornos de presión y los vectores de velocidad alrededor del ala. La velocidad máxima que alcanza el aire es de 400m/s, viajando adherido a la superficie alar.

Hasta los 8º de ángulo de ataque los valores obtenidos de sustentación y resistencia son muy parecidos. Para 12º, este ala presenta un aumento en la fuerza de sustentación de casi 4.10^5 Newtons. Esta diferencia se debe al aumento de las velocidades alrededor del ala que producen a su vez un aumento en la diferencia de presiones entre el extradós y el intradós.

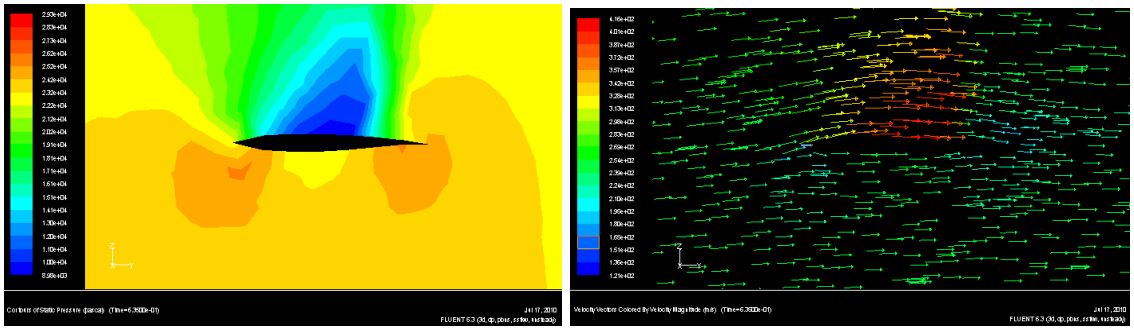

Fig. 5.20. Contornos de presión(izq.) y vectores de velocidad(der.) en un plano a 30m del encastre.

En la **Fig.5.21** podemos ver los contornos de presión alrededor del ala y en la **Fig.5.22** los vectores de velocidad. Podemos apreciar que a 20 metros del encastre el aire empieza a desprenderse cerca del borde de salida, y a 30m el aire se desprende prácticamente en el último tercio del perfil.

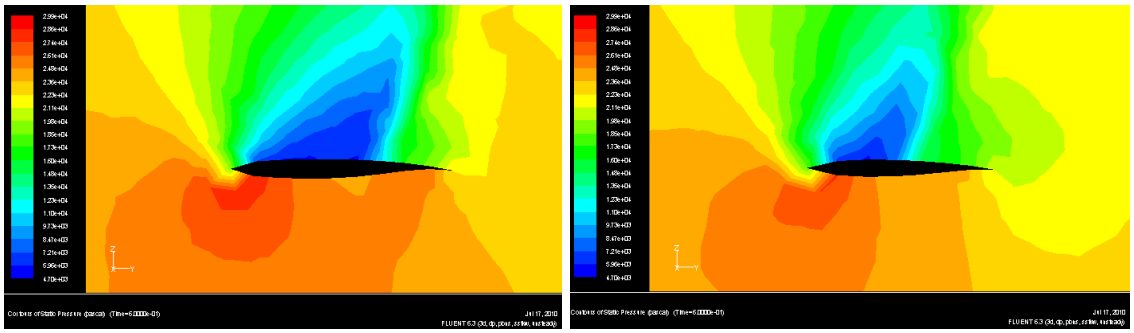

Fig. 5. 21. Contornos de presión en planos a 20 y 30m. AdA de 12º. Presiones entre 7.000 y 28.000 Pa.

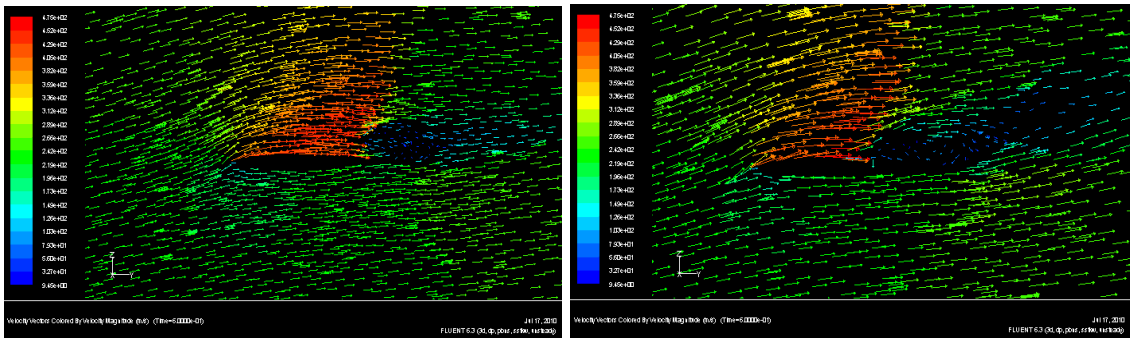

Fig. 5.22. Vectores de velocidad en un plano a 20 y 30m del encastre. 12º

A medida que aumentamos el ángulo de ataque el desprendimiento del aire se produce cada vez más cerca del encastre del ala y más cerca del borde ataque. Esto es lo que produce que para ángulos superiores, de 14 y 16º, aunque la velocidad del fluido aumente la sustentación se mantenga prácticamente igual, alrededor de los 6.10^6 Newtons.

Para 16º obtenemos la máxima sustentación que puede generar este ala, y por lo tanto su $C_{L\ MAX}$, con un valor cercano a los $6{,}2.10^6$N. La velocidad del aire ha aumentado hasta los 480m/s, y la diferencia de presiones se sitúa en los 23.000 Pa. Esto explica que estemos en el caso de mayor sustentación. Sin embargo, a 15 metros del encastre el aire se desprende del ala, y para 30m el aire se desprende muy cerca del borde de ataque. Esto es lo que provoca que no veamos grandes cambios en los valores de sustentación y sin embargo la resistencia generada siga aumentando. En la **Fig. 5.23** podemos ver los contornos de presión alrededor del ala y en la **Fig. 5.24** podemos ver cómo se desprende el aire del ala, generando fuertes turbulencias y aumentando la fuerza de resistencia.

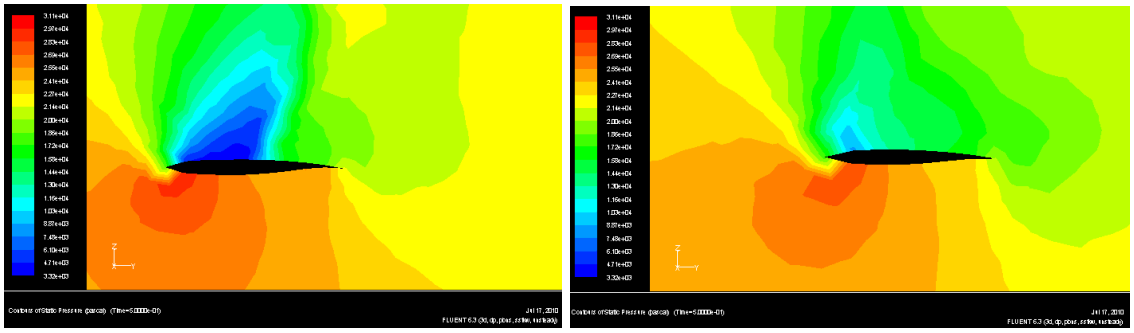

Fig. 5.23. Contornos de presión en planos a 20 y 30m. Podemos observar cómo las bajas presiones en el extradós son prácticamente inexistentes a 30m del encastre, produciendo una pérdida de sustentación en esa zona.

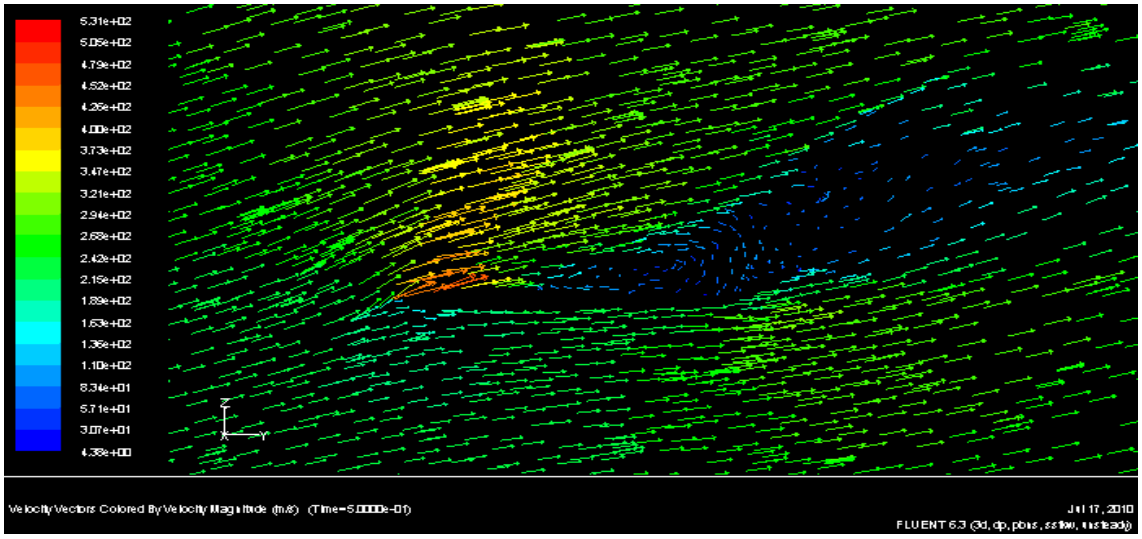

Fig. 5.24. Vectores de velocidad alrededor del ala en un plano a 30m. Vemos cómo el aire se desprende cerca del borde de ataque.

Si aumentamos el ángulo de ataque por encima de los 16º nos encontramos con una ala en pérdida. A 5m del encastre el aire de desprende casi a la mitad del perfil, y para 10m el aire ya no es capaz de adherirse a la superficie. El resto del ala se comporta del mismo modo, generando además unas fuertes turbulencias. En la **Fig. 5.25** podemos ver los vectores de velocidad alrededor del ala. Observamos que la velocidad del fluido ha disminuido a 400m/s

provocando que la diferencia de presiones caiga hasta los 12.000Pa. Podemos ver en la **Fig. 5.26** la aparición de fuertes turbulencias debidas a la aparición de los remolinos en el extradós del ala.

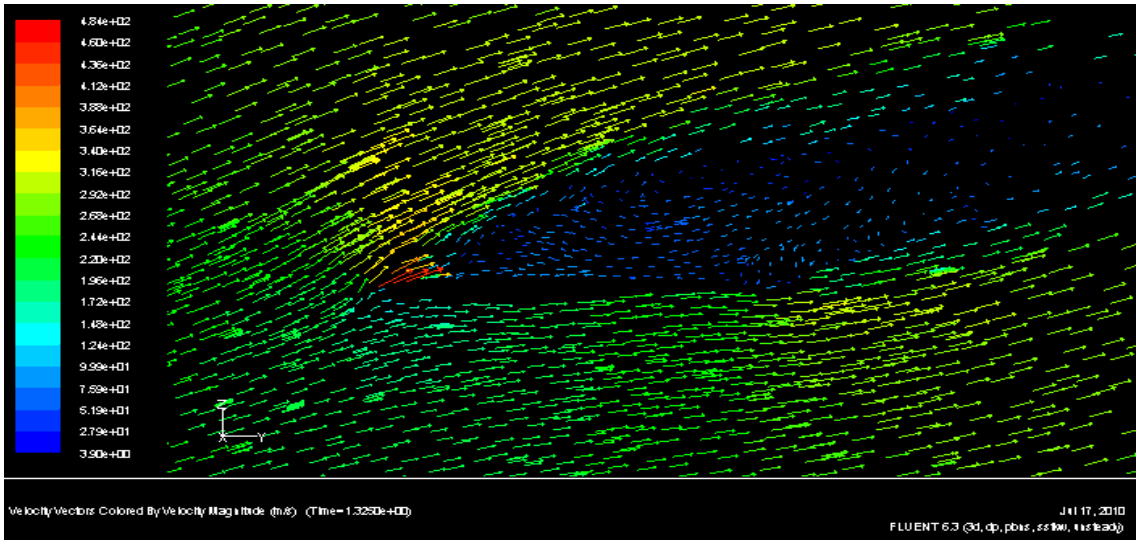

Fig. 5.25. Vectores de velocidad alrededor del ala, en un plano a 20m del encastre. Se pueden apreciar los remolinos que se forman en el extradós. 18º.

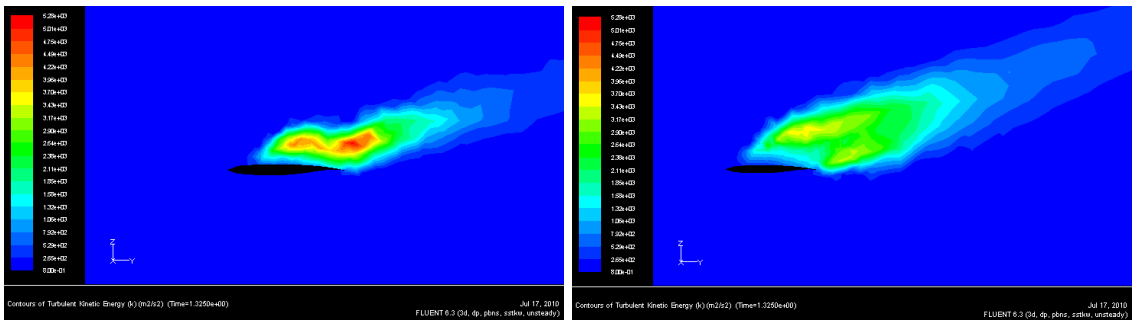

Fig. 5.26. Intensidad de turbulencia en planos a 10 y 20m del encastre. AdA de 18º.

En la siguiente imagen –**Fig. 5.27**- podemos ver cómo hasta 15 metros del encastre se generan las bajas presiones que originan la sustentación, pero a partir de los 20m esas bajas presiones desaparecen, destruyendo la sustentación.

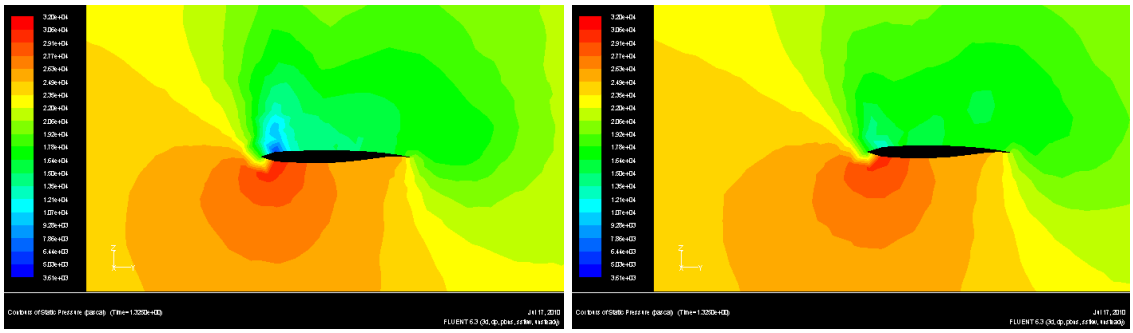

Fig. 5.27. Contornos de presión alrededor del ala, en planos a 15 y 20 metros. AdA de 18º.

Mostramos a continuación, en la **Fig. 5.28**, el gráfico de sustentación y resistencia frente a ángulo de ataque.

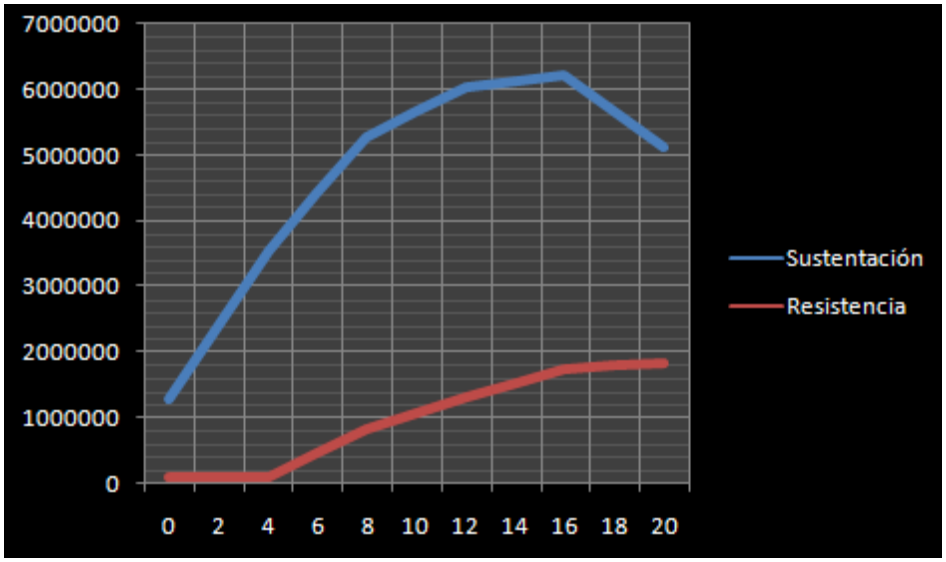

Fig. 5.28. Valores de Sutentación y Resistencia (en Newtons) frente a ángulo de ataque (en º).

Con esta modificación hemos conseguido retrasar más el desprendimiento del aire, consiguiendo mayores sustentaciones. Sin embargo no conseguimos retrasar la entrada en pérdida del avión.

5.4. Ala A380 modificación 0008

A continuación se muestran los valores obtenidos para el rediseño alar con nomenclatura 0008 del ala del A380. En éste rediseño, se varía el ángulo de ataque del perfil de punta alar de manera que presenta un ángulo de -8º de ángulo de incidencia respecto un perfil situado en el encastre alar, y de manera que la torsión empieza a 8m de la punta alar.

En la **Tabla 5.4** podemos ver los diferentes resultados obtenidos para este ala.

alfa	L	D	C_L	C_D
0	1.245,4 KN	83,0 KN	0,26	0,017
4	3.523,6 KN	342,9 KN	0,72	0,072
8	5.151,9 KN	785,3 KN	1,09	0,150
12	6.015,4 KN	1.282,9 KN	1,25	0,270
14	6.276,7 KN	1.542,5 KN	1,3	0,321
16	5.923,7 KN	1.655,3 KN	1,25	0,348
20	4.907,0 KN	1.743,9 KN	1,00	0,366

Tabla 5.4. Valores de sustentación y resistencia en kN, y sus respectivos coeficientes, para el ala 0008.

Hasta los 14º de ángulo de ataque este ala se comporta de forma muy similar a la modificación 0006, presentando fuerzas de sustentación y resistencia prácticamente iguales. La diferencia está en que este ala entra en pérdida antes que la anterior modificación -0006-, e incluso antes que el ala del A380 original.

El objetivo de modificar el ala original del A380 era retrasar la entrada en pérdida del avión, retrasando el desprendimiento del aire sobre el perfil alar. El problema que podía presentar esta modificación era que el ala ofrecía mayor superficie en oposición al movimiento, y menor sustentación en la zona modificada. Si bien las modificaciones anteriores presentan ciertas mejoras respecto del ala original, esta ala empieza a presentar inconvenientes a tener en cuenta.

Para un ángulo de ataque a 4º, se observa que existe una diferencia de presiones máxima, entre el intradós y el extradós, alrededor de los 13.000Pa; mientras que la velocidad en el extradós es de 370 m/s y en el intradós de 200m/s aproximadamente. Podemos ver la distribución de presiones y los vectores de velocidad alrededor del ala en la **Fig, 5.29**.

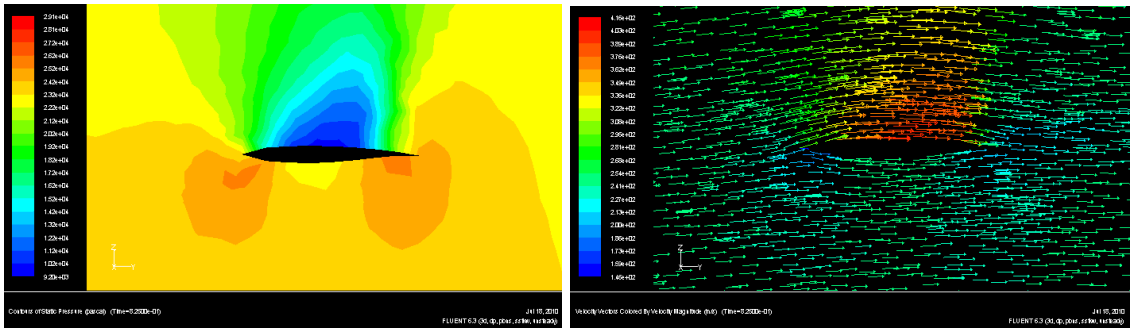

Fig. 5.29. Contornos de presión(izq.) y vectores de velocidad(der.). Plano a 20m del encastre. 4º.

A medida que se incrementa el ángulo de ataque se incrementan las diferencias de presiones entre intradós y extradós así como las diferencias en las velocidades del aire, por lo que aumenta la magnitud de la fuerza de la sustentación y de la resistencia generada.

Éste incremento se mantiene hasta el ángulo de ataque de pérdida, donde la sustentación es máxima y la resistencia aerodinámica presenta un valor elevado. A partir de ese ángulo de ataque, el flujo de aire que pasa por el extradós ya no es capaz de seguir enganchado al extradós y por tanto, ya no se genera más sustentación; por otro lado, el valor de la resistencia aerodinámica continúa aumentando.

Para éste modelo de ala, obtenemos el $C_{L\ MAX}$ y por lo tanto la máxima sustentación que es capaz de generar para un ángulo de ataque de 14º. La velocidad máxima aumenta hasta los 470m/s y la mínima disminuye hasta los 180m/s. Esto supone un aumento en la diferencia de velocidades de hasta 120m/s. A su vez la diferencia de presiones también aumenta hasta los

22.000Pa de media. Estos incrementos en las diferencias de velocidad y presión entre el intradós y el extradós explican el aumento de sustentación de $2{,}7.10^6$ Newtons. Sin embargo, el aire empieza a desprenderse del ala a 20 metros del encastre alar, y a 30 metros el desprendimiento se sitúa en la mitad del ala. Aún así, como a partir de los 32 metros, el ángulo de incidencia del ala se reduce progresivamente hasta los 6º de inclinación, debido a la modificación que estamos estudiando, el ala sigue generando una gran fuerza de resistencia. Podemos ver en la **Fig. 5.30** la distribución presiones y velocidades alrededor del ala.

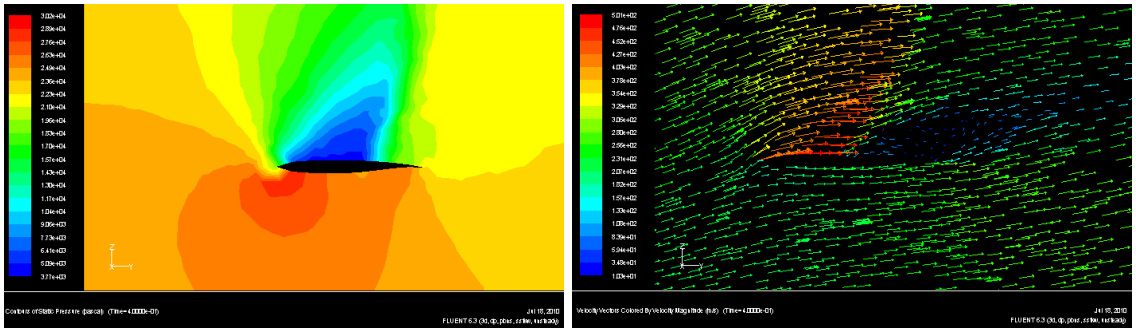

Fig. 5.30. Distribución de presiones en un plano a 20m (izq.) y vectores de velocidad en un plano a 30m del encastre (der.).

En la **Fig. 5.31** podemos ver que a 35m, dónde se ha disminuido el ángulo de ataque del perfil alar, el aire se desprende más tarde del ala.

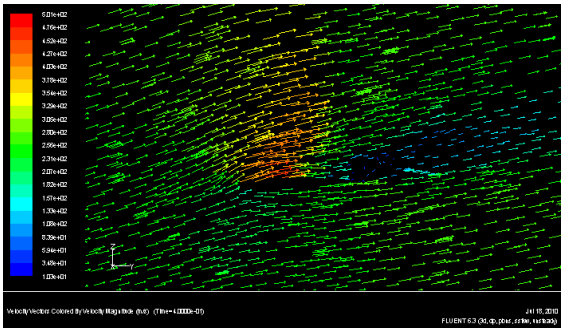

Fig. 5.31. Vectores de velocidad alrededor del ala, para un plano a 25m del encastre.

Por último se muestra como se comporta el ala cuando ya ha entrado en pérdida, en éste caso se escoge cuando el ángulo de ataque es de 20º. A 5 metros del encastre alar el aire se desprende en el último tercio del perfil, y a 10m el aire ya no es capaz de viajar adherido a la superficie, destruyendo así la sustentación generada.

La velocidad máxima del fluido se ha reducido hasta los 400m/s, y la diferencia de presiones se sitúa en los 10.000Pa. Esta disminución en las diferencias de velocidad y presión, unido al desprendimiento del aire cerca del encastre hace que el ala no sea capaz de generar suficiente sustentación y entre en pérdida.

En la **Fig. 5.32** podemos ver cómo a 10 metros del encastre el aire se desprende muy cerca del borde de ataque. El desprendimiento del aire genera la aparición de fuertes turbulencias en el extradós del perfil. Podemos apreciar en la **Fig. 5. 33** la energía producida debida a estas turbulencias.

.

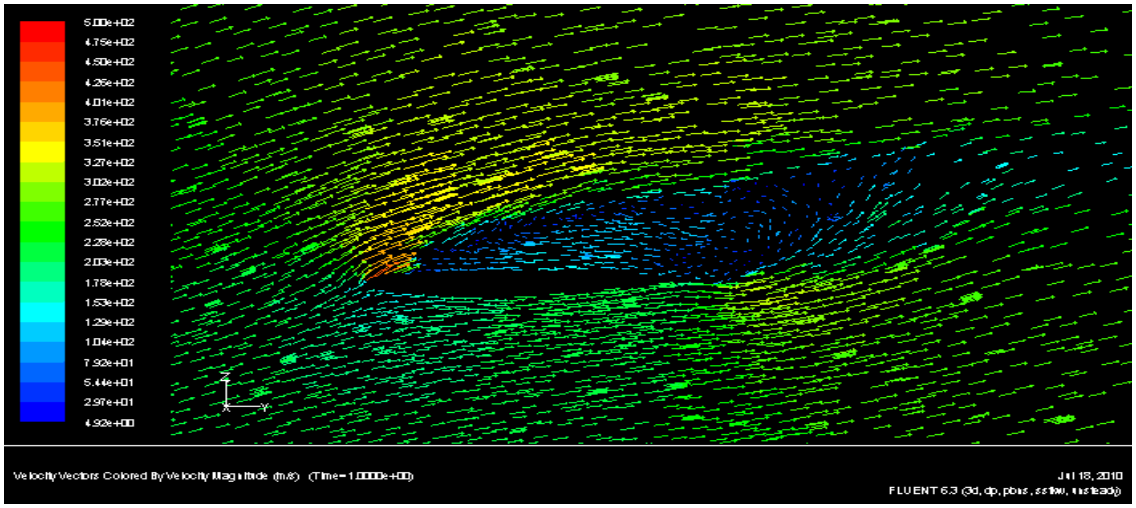

Fig. 5.32. Vectores de velocidad en un plano a 10m del encastre. alfa=20º

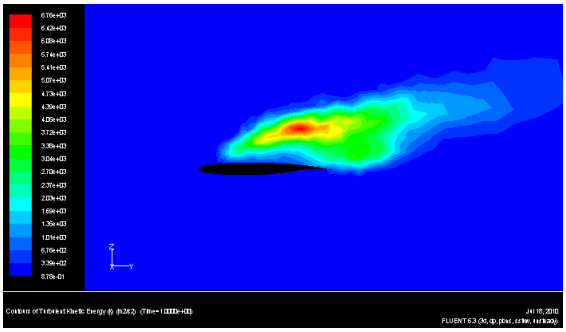

Fig. 5.33. Energía cinética turbulenta en un plano a 10m del encastre. 20º

Para terminar podemos ver en la **Fig. 5.34** las curvas de Sustentación y Resistencia frente al ángulo de ataque.

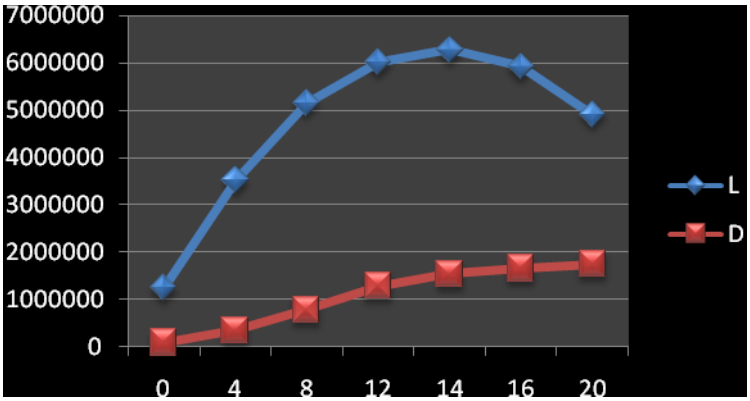

Fig. 5.34. Gráficos de sustentación(L) y resistencia(D) -en Newtons-, en función del ángulo de ataque -en º-.

5.4. Ala A380 modificación 0010

A continuación se muestran los resultados obtenidos para el rediseño alar con nomenclatura 0010 del ala del A380. La variación del ángulo de ataque del perfil de punta alar es de -10º de ángulo de incidencia respecto un perfil situado en el encastre alar, y la torsión empieza a 10m de la punta alar.

En la **Tabla 5.5** podemos ver los diferentes resultados obtenidos para este ala.

alfa	L	D	Cl	Cd
0	1.196,9 KN	83,9 KN	0,250	0,017
4	3.416,9 KN	329,0 KN	0,725	0,068
8	5.029,2 KN	754,9 KN	1,050	0,158
12	5.928,3 KN	1.252,6 KN	1,260	0,262
14	6.192,0 KN	1.507,4 KN	1,300	0,315
16	5.836,4 KN	1.624,9 KN	1,250	0,348
20	5.087,4 KN	1.769,0 KN	1,051	0,370

Tabla 5.5. Valores de sustentación y resistencia en kN, y sus respectivos coeficientes, para el ala 0010.

Este ala presenta un comportamiento prácticamente igual a la modificación anterior. La diferencia más notable es que genera fuerzas de sustentación inferiores en todos los ángulos de ataque, con reducciones de entre 5.10^4 y 10.10^4 Newtons respecto al caso 0008.

En la anterior modificación –el caso 0008- el ala empezaba a mostrar signos de ineficiencia aerodinámica, puesto que entraba en pérdida antes incluso que el ala original. Ocurre lo mismo para el caso 0010. Además ofrece menos sustentación que el caso anterior, lo que se traduce en un ala menos eficiente.

El objetivo de modificar el ala consistía en retrasar la entrada en pérdida de nuestro avión, y/o retrasar el desprendimiento del aire sobre la superficie. Esta ala no cumple con ninguno de los dos objetivos, puesto que entra en pérdida a 14º, y además disminuye las fuerzas de sustentación generadas.

Como en el resto de casos, para 0º la diferencia de presiones, y por lo tanto de velocidades, entre intradós y extradós es pequeña, siendo ésta de alrededor de 8.000Pa. Esto hace que la sustentación generada sea de $1,2.10^6$N. Podemos ver los vectores de velocidad alrededor del ala y las presiones obtenidas en la **Fig. 5.35**. Cuando se aumenta el ángulo de ataque a 4º, se observa que se produce un aumento significativo en la diferencia de presiones entre el intradós y el extradós. Ésta diferencia de presiones es de 14.000Pa; mientras que la velocidad en el extradós es de 390 m/s y en el intradós de 240 m/s, aproximadamente. El efecto global es un incremento en la sustentación y resistencia aerodinámicas. En la **Fig. 5.36** podemos ver los contornos de presión y los vectores de velocidad alrededor del ala.

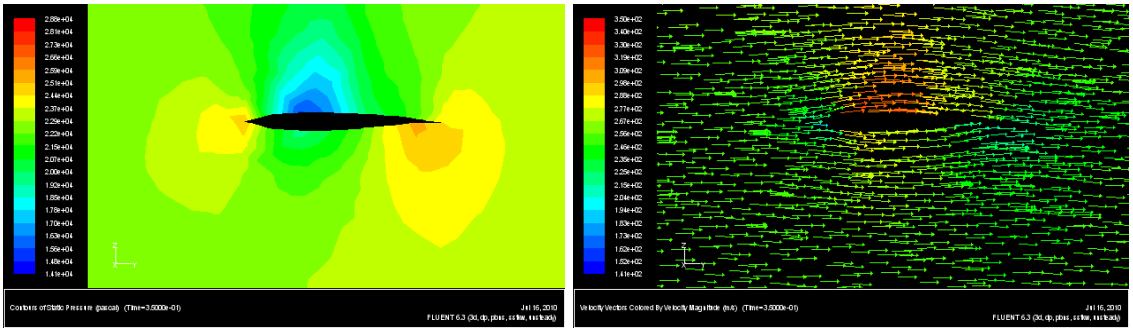

Fig. 5.35. Contornos de presión y vectores de velocidad alrededor del ala en un plano a 20m del encastre. Ada de 0º.

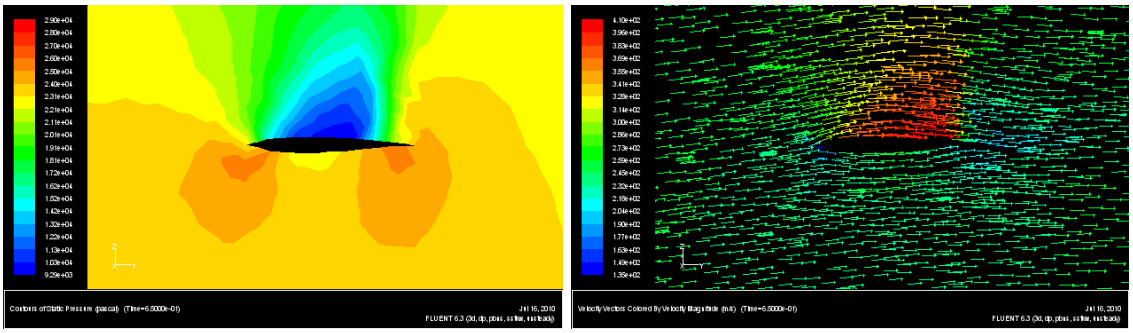

Fig. 5.36. Distribución presiones y velocidades a 25m del encastre alar y ángulo de ataque 4º. Presión intradós=23100Pa y presión extradós=11300Pa. Velocidad intradós=300m/s y extradós=410 m/s

Como en el caso anterior, obtenemos la máxima sustentación que el ala es capaz de generar para un ángulo de ataque de 14º. A 25 metros del encastre el aire empieza a desprenderse del ala en el último tercio del perfil.

Por último se muestra como se comporta el ala cuando ya ha entrado en pérdida. En éste caso se escoge el ángulo de ataque de 20º para apreciar mejor las diferencias obtenidas. A 10 metos del encastre el aire se desprende cerca del borde de ataque, y a 20 metros el aire ya es incapaz de adherirse a la superficie alar. En la **Fig.5.37** podemos observar la distribución de presiones alrededor del ala y el desprendimiento del aire.

Para este ángulo de ataque la modificación ya no es eficiente, puesto que es incapaz de retrasar la entrada en pérdida. A continuación podemos ver en la **Fig. 5.38** la energía debida a la aparición de fuertes turbulencias sobre el perfil alar.

Para terminar podemos ver en la **Fig.5.39** las curvas de Sustentación y Resistencia frente al ángulo de ataque.

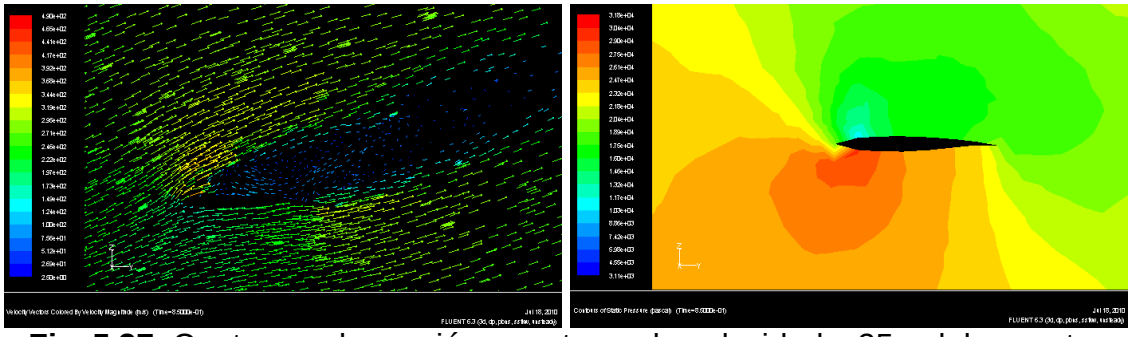

Fig. 5.37. Contornos de presión y vectores de velocidad a 25m del encastre. Presión intradós=24600Pa, presión extradós=17600Pa. AdA de 20º.

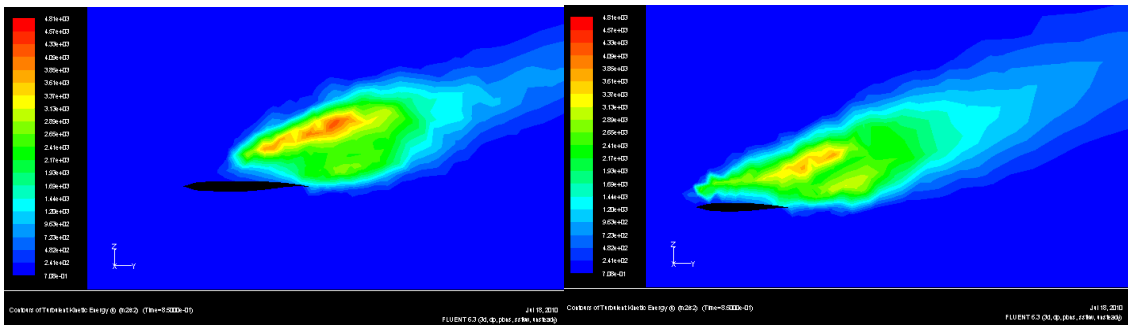

Fig. 5.38. Energía cinética turbulenta en planos a 15 y 25 metros del encastre. El contorno en verde del aire muestra que el aire aumenta su energía cinética una vez se ha desenganchado del ala y se ha vuelto turbulento.

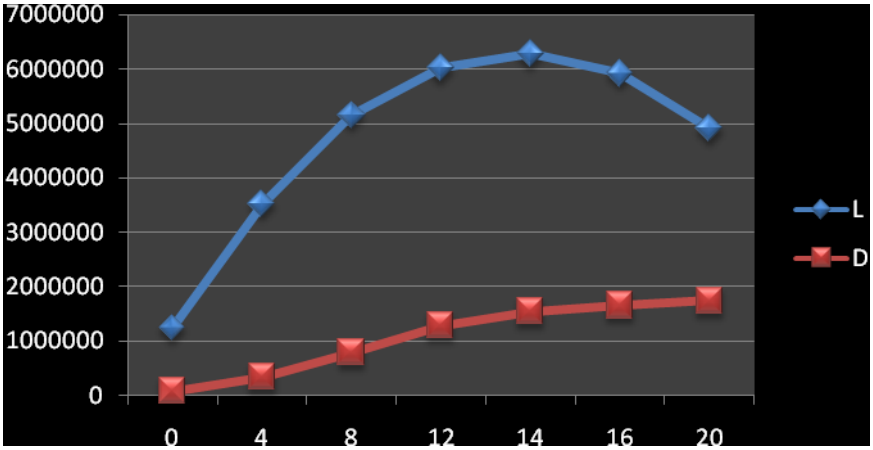

Fig. 5.39. Gráficos de sustentación(L) y resistencia(D) -en Newtons-, en función del ángulo de ataque -en º-.

5.6. Síntesis de resultados

Para terminar con el capítulo de resultados realizaremos un pequeño estudio comparativo de los resultados obtenidos para las distintas alas. Veremos qué modificaciones presentan las mejores características aerodinámicas y cuáles son sus ventajas respecto del ala original del A380. También veremos qué

modificaciones pueden presentar inconvenientes en su utilización o en su posterior estudio experimental.

A continuación mostramos dos gráficos con los resultados obtenidos de sustentación y resistencia para las distintas alas estudiadas –**Fig.5.40** y **Fig.5.41**.

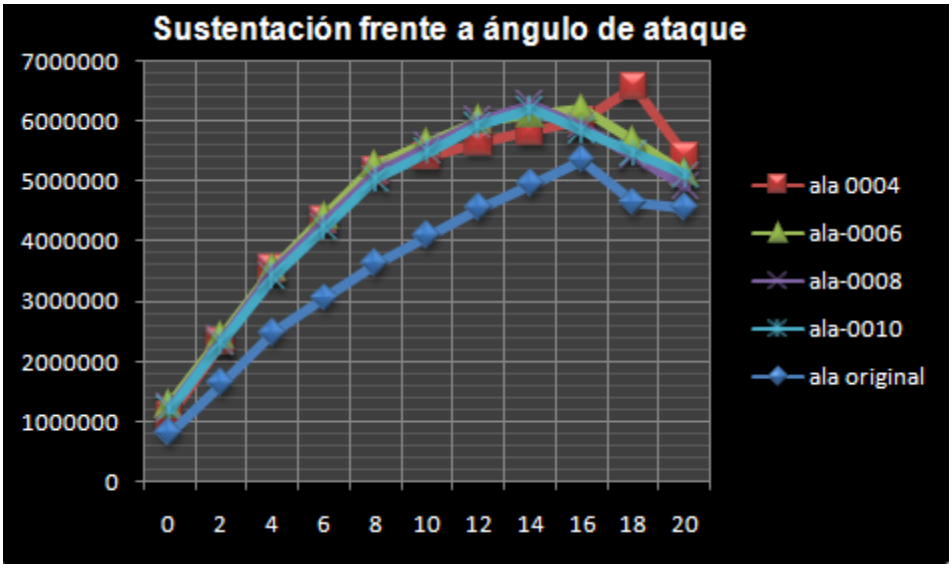

Fig.5.40. Gráfico con los valores de sustentación (en Newtons), frente al ángulo de ataque.

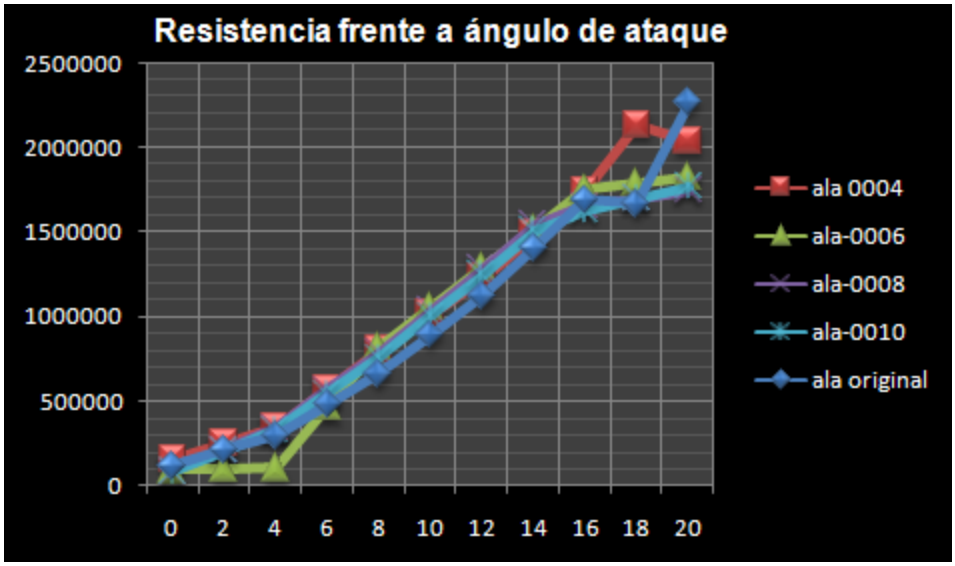

Fig.5.41. Gráfico con los valores de resistencia (en Newtons), frente al ángulo de ataque.

Si nos fijamos en la **Fig.5.40** podemos observar que las modificaciones realizadas obtienen mejoras en los valores de sustentación obtenidos, respecto del ala original, debido al retraso producido en el desprendimiento del aire.

Las alas 0008 y 0010 entran en pérdida antes que la original, mientras que el ala 0006 lo hace para el mismo ángulo de ataque, y el ala 0004 entra en pérdida más tarde.

En la **Fig.5.42** podemos ver la eficiencia aerodinámica de las distintas alas. Las modificaciones mejoran ligeramente la eficiencia del ala original y el caso concreto del ala 0006 presenta una eficiencia muy buena para ángulos de ataque pequeños, lo cual la convierte en una opción a tener en cuenta.

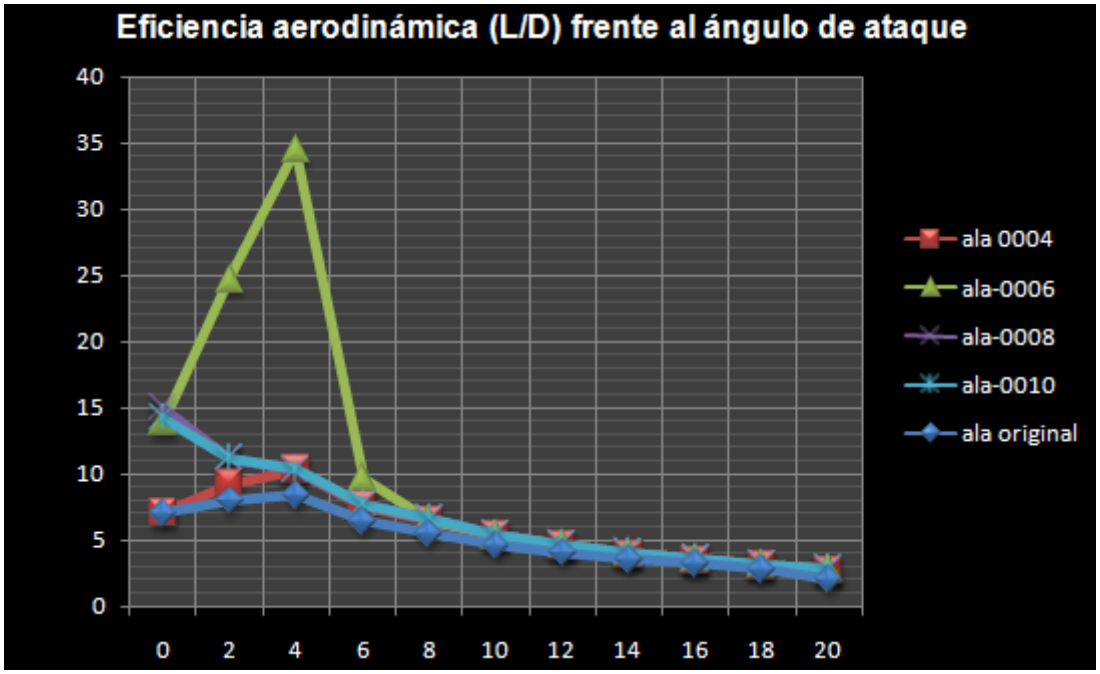

Fig.5.42. Gráfico con los valores de eficiencia aerodinámica, frente al ángulo de ataque.

El objetivo de realizar las modificaciones del ala del A380 era ver si se podía retrasar el desprendimiento del aire y la entrada en pérdida. En general se consigue retrasar el desprendimiento del aire sobre el ala, pero se ve que si la modificación es demasiado grande, se produce un fenómeno contraproducente: el ala entra antes en pérdida.

En resumen, las dos modificaciones que pueden resultar interesantes son la 0004 y la 0006. El ala 0004 consigue mejorar los valores de sustentación y retrasar la entrada en pérdida, mientras que el ala 0006 entra en pérdida para el mismo ángulo de ataque que la original, pero se consigue una elevada eficiencia aerodinámica.

CONCLUSIONES

El objetivo principal de este proyecto era realizar un estudio aerodinámico del ala del Airbus A380 mediante el uso de CFD. La motivación de realizar este estudio surgió de la curiosidad por conocer cuáles eran las propiedades del ala del avión comercial más grande del mundo.

Otro de los objetivos era el de desarrollar una modificación en el diseño del ala original y ver qué resultados aerodinámicos se obtenían. Se sabe que en este tipo de aviones el aire empieza a desprenderse del ala desde la punta alar y por el borde de salida, y a medida que se aumenta el ángulo de ataque, y/o la velocidad, este desprendimiento se propaga hacia el encastre alar y hacia el borde de ataque del ala, destruyendo la sustentación generada. Por ello se decidió variar el ángulo de incidencia del perfil de la punta, reduciendo su ángulo de ataque. Esta variación se hace de forma progresiva, empezando a cierta distancia del encastre hasta alcanzar el ángulo de la punta.

En esta línea, se han realizado distintas modificaciones para ver qué casos pueden ser más favorables. La nomenclatura de estos casos es XX-00YY, dónde XX son los metros desde la punta a los que empieza la modificación, y YY es el ángulo de incidencia del perfil de la punta, en negativo. Se han realizado cuatro modificaciones: 4-0004, 6-0006, 8-0008 y 10-0010.

Para poder realizar el estudio aerodinámico de las distintas alas se debe definir la geometría alar, realizar el mallado y hacer las simulaciones. Para ello se han utilizado 3 paquetes de software distintos: Catia para el diseño de las alas, Gambit para el mallado y Fluent para la simulación numérica.

Se ha realizado un estudio estructural de las distintas alas para verificar que el hecho de modificar el ala no provocaba esfuerzos inadmisibles sobre las alas. Para este estudio se ha utilizado un módulo de Catia diseñado para este tipo de estudios. De los resultados obtenidos se concluye que a nivel estructural no existe ningún problema con las alas modificadas.

El estudio aerodinámico del ala del A380 nos ha permitido conocer algunas de sus principales características.

El objetivo de modificar el ala del A380 era ver si se podía retrasar el desprendimiento del aire sobre el ala, y retrasar la entrada en pérdida del avión. De los resultados obtenidos se concluye que la modificación del ala puede aportar beneficios a las propiedades aerodinámicas, pero si modificamos demasiado el ala, aparecerán efectos contraproducentes.

Las alas que presentan mejores propiedades son: el ala 4-0004 y el ala 6-0006. El ala 4-0004 consigue retrasar la entrada en pérdida del avión y mejorar la sustentación generada por el ala. La modificación 6-0006 mantiene el ángulo de entrada en pérdida del ala original, y aumenta la sustentación del ala, incluso por encima del ala 4-0004.

Las modificaciones 8-0008 y 10-0010 presentan efectos adversos. Ambas alas entran en pérdida antes que el ala original y presentan valores de sustentación inferiores a las modificaciones anteriores. Por este motivo se considera que estas alas no presentan mejoras y se descartan para un futuro estudio aerodinámico completo.

Como se ha comentado a lo largo del proyecto, el estudio aerodinámico realizado aquí es sólo el primer paso de un estudio aerodinámico completo. Aquí hemos llevado a cabo el estudio numérico por ordenador en un rango restringido de configuraciones. En futuros proyectos se podrían considerar otras opciones de twist menos agresivas, por ejemplo 8-0004, obteniendo así un mapa de prestaciones de las alas con twist en función de la distancia a la punta de ala y el angulo de twist. El siguiente paso sería construir modelos de las alas con mejores resultados, para su estudio experimental –por ejemplo, en un túnel de viento.

Se sabe que el estudio mediante CFD puede tener hasta un 20% de error respecto los valores experimentales. Aún así es una muy buena herramienta para un primer estudio, ya que en poco tiempo y con un coste relativamente pequeño se consiguen resultados orientativos y permite realizar muchas variaciones de una misma ala. Esto evita tener que construir todos los modelos y descartar aquellos que no nos sirven.

Bibliografía

Fuentes:

- En internet:
  - [1] http://www.noticias24.com/deportes/noticia/503/renault-compra-un-super-computador-para-ganar-en-el-2009
  - [2] http://www.worldofkrauss.com/foils/949 y http://www.worldofkrauss.com/foils/1126
  - [3] http://www.engineeringtoolbox.com/international-standard-atmosphere-d_985.html
  - [4] http://jullio.pe.kr/fluent6.1/help/html/ug/main_pre.htm
- Apuntes:
  - Apuntes de la asignatura de Tecnología Aeroespacial.
  - Apuntes de la asignatura de Aerodinámica y Mecánica de Vuelo.
  - Apuntes de la asignatura de Ciencia y Tecnología de los Materiales.
- Libros:
  - [5] Anderson, J.D. *Fundamentals of Aerodynamics*, Fourth Edition, McGraw-Hill, New York (2007).
  - [6] Anderson, J.D. Computatinoal Fluid Dynamics, McGraw-Hill, New York (1995).
  - [7] Carmona, A.I. Aerodinámica y actuaciones del avión, 12ª Edición, Paraninfo, Madrid (2004).
  - [8] Manual ACAP A380.
  - [9] Manual de ingeniería Piper Seneca PA34.

Escola Politècnica Superior de Castelldefels
UNIVERSITAT POLITÈCNICA DE CATALUNYA

ANNEXOS

TÍTOL DEL TFC: Estudio aerodinámico y estructural del ala del A380 y de su modificación

TITULACIÓ: Enginyeria Técnica Aeronàutica, especialitat Aeronavegació

AUTORS: Sajeel A. Akhtar
Isaac Lleixà Mármol

DIRECTOR: Daniel Crespo Artiaga

DATA: 23 de Julio de 2010

ANEXO I: Fluent paso a paso

En este anexo veremos que propiedades debemos definir en Fluent para poder realizar una simulación adecuada.

El primer paso es definir la geometría que queremos estudiar y mallarla. Este proceso debe realizarse mediante otro software distinto a Fluent, en nuestro caso se ha utilizado CATIA para la definición de la geometría y Gambit para el mallado.

Abrimos Fluent i empezamos:

1. File - Read - Case: leemos el archivo que contiene la malla. (haremos Read – Case&Data en caso de tener una simulación hecha)

2. File - Hardcopy :
   - Format – JPEG
   - Coloring – Color

3. Grid

   - Check : para comprobar que la malla està bien definida.
   - Scale : debemos definir en qué unidades se ha dibujado la malla y la geometría.
   - Smooth.

4. Define

   - Models –Solver : hemos escogida las opciones Unsteady, 2nd order implicit, Green Gauss Node based.
   - Materials : density – ideal gas y viscosity – Sutherland.
   - Operating Conditions : 0Pa.
   - Boundary Conditions – Pressure farfield: definimos la presión, la temperatura, y la dirección y velocidad del viento.
   - Models
     - Energy : activamos la ecuación de la energía
     - Viscous : escogemos el modelo de viscosidad que queremos utilizar. Éste va ligado a la modelización de las turbulencias y por ello es muy importante ver qué modelo se adapta mejor al caso de estudio. Para nuestro proyecto hemos usado el modelo k-ω SST, que es un modelo de dos ecuaciones que trabaja combinando los modelos k-ε y k-ω en función de la distancia al perfil. Además es un modelo especialmente indicado para trabajar cuando los efectos debidos a las turbulencias son críticos.

5. Solve

- Controls – Solution : debemos escoger la opción Coupled y el orden de la discretización de las ecuaciones. Para nuestro estudio hemos usado 2nd order mayoritariamente.
- Initialize: escogemos Compute from-Pressure Farfield. E inicializamos mediante INIT
- Monitors:
  - Residual : escogemos Print y Plot.
  - Force : debemos darle los vectores de sustentación y resistencia por separado, así mostrará el resultado por pantalla.

6. Report – Reference values : Compute from-Pressure Farfield.

7. Solve
   - Case Check: comprobará que hemos seguido todos los pasos correctamente y nos avisará en caso de que hayamos cometido algún error, o nos hayamos olvidado de algo. En cualquier caso nos avisará de cualquier incidencia o recomendación.

8. File – Write – Case : es interesante una vez hayamos configurado una simulación guardar el caso. Esto nos permitirá abrirlo más tarde para cambiar lo que nos interese, o simplemente no tener que repetir todo el proceso.

9. Solve
   - *Iterate*: debemos introducir
     - Time step size: es el tiempo que pasa entre cálculos consecutivos. Se deberá tener en cuenta la velocidad del fluido y el tamaño de la malla para la elección de un valor adecuado. Por ejemplo, tenemos una malla de 10cm y una velocidad de 250m/s, introducimos un time step size= 0,0005s. Esto quiere decir que cada 0,125m (250m/s x 0,0005s) realiza un cálculo.
     - Number of Time Steps: es la cantidad de veces que el programa repite los cálculos, reduciendo así el error cometido. De hecho si multiplicamos el tiempo de Time step por el número de Time Steps obtendremos el tiempo que damos al fluido. Debemos esperar hasta ver que los resultados se estabilicen. En nuestro caso hemos realizado entre 400 y más de 2.000 Time Steps.+

10. *File – Write – Case&Data*: Así podremos guardar la configuración que hayamos hecho en Fluent, y los datos obtenidos de la simulación.

Una vez tenemos una simulación hecha y guardada de este modo podemos realizar diversas simulaciones con la misma malla, pero modificando los parámetros de Fluent que queramos. En el caso de un ala, por ejemplo, en la que hemos simulado un ángulo de ataque de 0º, podemos abrir el caso y los datos, modificar sólo el ángulo y volver a simular. Esto nos ahorra faena de configurar Fluent cada vez que necesitemos modificar algún parámetro.

El siguiente paso consiste en obtener de Fluent la información que nos interese, representándola de forma correcta. En esta etapa, conocida en CFD como post-procesado, depende del usuario la información que desee extraer del programa. Fluent ofrece muchas posibilidades y por ello debemos de ser nosotros quienes pidamos la información que nos interese. Dejamos aquí algunas nociones de cómo utilizar las funciones de Fluent para la obtención de resultados.

- Crear planos: una de las primeras cosas que suele hacerse es definir dónde se quiere visualizar el comportamiento del fluido alrededor de la geometría de estudio.
  - *Surface – Plane*: deberemos definir un plano mediante tres puntos del espacio. Si por ejemplo queremos un plano en x=5 metros, los tres puntos deberán tener la componente x=5, y no estar contenidos en una misma línea.
  - *Surface – IsoSurface*: también podemos crear planos en los que se mantenga alguna de las propiedades constantes, cómo la presión, velocidad, etc.

- Obtener las fuerzas y momentos creados: algo muy importante, al menos trabajando con alas, es obtener la fuerza de sustentación y resistencia. Para ello debemos hacer:
  - *Report – Forces* : simplemente hay que introducir el vector en el que queramos ver la fuerza generada y pulsar *Print*. Debemos recordar que la sustentación siempre será perpendicular a la dirección del viento y la resistencia irá en la misma dirección y sentido. Pongamos un ejemplo: si tenemos un avión volando con un ángulo de ataque de x^{o}, la dirección del aire será (cos x, sin x), y el vector perpendicular será (-sin x, cos x).

- Ver la malla, los contornos de presión, velocidad, densidad o turbulencia alrededor del ala y visualizar los vectores de velocidad:
  - *Display*
    - *Grid*: podemos visualizar la malla que hemos importado a Fluent.
    - *Contours*: podremos visualizar los contornos de presión, velocidad, densidad, turbulencia, temperatura, etc. en el plano que queramos.
    - *Vectors*: podremos visualizar los vectores de velocidad alrededor del ala. Esto suele permitir interpretar cual está siendo el comportamiento del aire.
    - *Sweep Surface*: cuando queremos visualizar la malla, los contornos o los vectores, pero no sabemos qué plano nos interesa o bien nos interesa ver cómo progresa la propiedad a lo largo de la geometría, esta función nos permite visualizar la

evolución de una propiedad, incluso animando los resultados.

ANEXO 2. ESTUDIO AERODINÁMICO A BAJA VELOCIDAD

En este apartado se propone el estudio de las actuaciones del ala a bajas velocidades para estudiar su comportamiento.

El motivo para ello es que las alas que se fabrican hoy en día se diseñan para que sean lo más óptimas posibles en vuelos a altas velocidades, próximas a la velocidad del sonido; se desea invertir el menor tiempo posible en vuelo, volar rápido, volar lejos y con un consumo de combustible mínimo. Para ello las formas de las alas suelen ser muy estilizadas, muy delgadas, para que la resistencia aerodinámica sea la menor posible, como por ejemplo el ala del Concorde, que estaba preparado para volar a MACH=2 – **Fig.A.2.1**.

Fig. A.2.1. Ala Concorde.

El inconveniente de éste tipo de alas es que a bajas velocidades no son capaces de generar suficiente sustentación por si solas, ya que están pensadas para que sean eficientes a altas velocidades de vuelo.

Por otro lado, las alas que sí son capaces de generar suficiente sustentación a bajas velocidades tienen el inconveniente que en vuelo de crucero y debido a su forma abultada y rechoncha, generan mucha resistencia aerodinámica y experimentan antes el efecto de compresibilidad en el extradós a pesar que el avión no vuele cerca de la velocidad del sonido. Véase como ejemplo la **Fig.A.2.2.**

Con éste tipo de alas las velocidades de vuelo son más bajas, el tiempo invertido en vuelo es mayor y el consumo de combustible puede llegar a ser relativamente alto en comparación con un ala más estilizada.

El objetivo de los diseñadores y de las compañías aéreas tiene más a la primera línea de diseño que a la segunda; quieren ofrecer al pasajero comodidad y rapidez y además, un consumo de combustible lo más bajo posible.

Fig. A.2.2. Ala Fokker 50

El problema al que se enfrentan los diseñadores es cómo mantener las características propias de las alas esbeltas que las hacen tan ventajosas en vuelo de crucero, mientras que al mismo tiempo éstas aeronaves puedan despegar y aterrizar a bajas velocidades por la limitación de longitud de pista disponible.

Los diseñadores pensaron en un principio en disponer de un par de alas rechoncas y muy curvadas para usar en despegues y aterrizajes que se plegarían y darían paso a otra alas estilizadas cuando la aeronave volara a alta velocidad. El problema radicaba en que se necesitaban mecanismos mecánicos especiales de retracción-extensión alares, que en la transición entre uno y otro se perdía sustentación de vuelo y en el aumento del peso estructural.

Los diseñadores dieron con la solución: cambiar la forma del ala a voluntad del piloto, de manera que cuando se requiriese vuelo a baja velocidad el ala esbelta se transformara en otra con mayor curvatura y cuerda, que generara suficiente sustentación como para permitir que la aeronave siguiera volando. Por ello se instalaron dispositivos hipersustentadores como son los flaps y slats –**Fig.A.2.3**.

Fig. A.2.3. Flaps y slats en el ala.

Éstos dispositivos debían estar plegados en vuelo en crucero para seguir teniendo un ala esbelta y que ofreciera poca resistencia aerodinámica, mientras que se debían usar en una aproximación y aterrizaje o despegue donde se necesitara volar más lento por limitación de longitud de pista.

Los inconvenientes de los flaps y slats son:

- instalación de mecanismos de extensión-retracción de flaps, que añaden complejidad mecánica y peso estructural.
- Fallo en el mecanismo de extensión, que complica la maniobra de aproximación-aterrizaje. Se debe volar más rápido por lo que se necesita mucha longitud de pista para poder aterrizar.
- Los slats, y especialmente los flaps, imponen momentos flectores muy altos en el encastre alar, que castigan mucho la unión ala-fuselaje y provocan movimientos oscilatorios en las alas especialmente en el momento de la toma.

A.2. Discusión de resultados

Para el estudio, se suponen las siguientes condiciones:

- Presión: equivalente a ISA a nivel de mar, 1013,25 Mpa.
- Temperatura: equivalente a ISA a nivel de mar, 15ºC.
- Densidad: equivalente a ISA a nivel de mar, 1,225 Kg/m^3.
- Velocidad: se considera la media de todas las velocidades usadas en una aproximación, MACH0.3 o lo que es lo mismo, 180 nudos ó 92,6m/s.
- Se escoge un ángulo de ataque crítico que asegura que existe el valor de sustentación más alto posible, de forma que siempre existe margen de volabilidad y maniobrabilidad de la aeronave.
- A mayor sustentación, menor es la velocidad requerida.
- Altos valores de sustentación y resistencia imponen grandes momentos flectores en el encastre alar.
- Peso del avión al aterrizaje: 385Tm.

A continuación se muestran sólo los resultados de sustentación y resistencia obtenidos para las modificaciones del ala, para comporbar que con las modificaciones realizadas el ala genera suficiente sustentación a baja velocidad.

A.2.1. Ala original A380

Se ha demostrado con anteriores analisis que el ángulo de ataque para el cuál la sustentación es máxima es a 16º. Un ángulo de ataque superior hace que el ala entre en pérdida, es decir, la sustentación ya no es máxima, mientras que la resistencia aerodinámica sigue creciendo.

Mediante el uso de Fluent se obtienen los siguientes datos para el ángulo de ataque de pérdida: **Tabla A.1**.

alfa	Cl	Cd	L	D
16	1,2	0,3	3.144,6 kN	828,9 kN

Tabla A.1. Datos de sustentación (L), resistencia (D), y sus respectivos coeficientes (C_L y $C_{D)}$ cuando α=ángulo de pérdida

Se considera que la masa al aterrizaje es la masa máxima certificada del avión, que son 385 Tm, equivalente a unos $3{,}85.10^6$ Newtons. Se puede comprobar que con una sola ala se genera suficiente sustentación como para aguantar la masa máxima del avión. Por lo tanto se puede reducir la velocidad de aterrizaje, usando los mecanismos hipersustentadores.

Como en un descenso y aproximación para toma el avión debe perder altura, se supone que L<W; pero en éste caso se supondrá el caso que L=W, para simplificar los cálculos.

De acuerdo a éstos datos y resolviendo de la ecuación de la sustentación se obtiene que la velocidad a la toma es de 160,53 nudos (82,58m/s).

A.2.2. Ala 0006

El ángulo de ataque de pérdida en éste caso es de 16º. Se adjunta la siguiente tabla extraída de los analisis en fluent. **Tabla A.2**.

alfa	Cl	Cd	L	D
16	1,1	0,25	2.917,0 kN	691,1 kN

Tabla A.2. Datos de sustentación (L), resistencia (D), y sus respectivos coeficientes (C_L y $C_{D)}$ cuando α=ángulo de pérdida

Al modificar el ala, obtenemos menos sustentación que el ala original. Esto es debido a que la zona modificada tiene un ángulo de ataque menor y por lo tanto genera menos sustentación. Aún así la fuerza generada es más que suficiente para mantener el avión en el aire, volando a baja velocidad.

Se puede reducir la velocidad, reduciendo la sustentación, hasta alcanzar valores cercanos al peso de la aeronave. Si fuera necesario reducir más la velocidad, la disminución de sustentación se puede contrarestar con el uso de los mecanismos hipersustentadores, ya que a bajas velocidades estos pueden ser utilizados sin problemas.

A.2.3. Ala 0008

El ángulo de ataque de pérdida en éste caso es de 14º. Se adjunta la siguiente tabla extraída de los analisis en fluent –**Tabla A.3**.

ALFA	Cl	Cd	L	D
14	1	0,2	2.661,3 kN	516,0 kN

Tabla A.3. Datos de sustentación (L), resistencia (D), y sus respectivos coeficientes (C_L y $C_{D)}$ cuando α=ángulo de pérdida

A.2.4. Ala 0010

El ángulo de ataque de pérdida en éste caso es de 14º. Se adjunta la siguiente tabla extraída de los analisis en fluent –**Tabla A.4**.

ALFA	Cl	Cd	L	D
14	1	0,18	2.572,0 kN	497,0 kN

Tabla A.4. Datos de sustentación (L), resistencia (D), y sus respectivos coeficientes (C_L y $C_{D)}$ cuando α=ángulo de pérdida

A.3. Conclusiones

Si bien a medida que aumentamos la modificación del ala del A380 se reduce la sustentación generada, ésta sigue siendo suficiente. Además, el hecho de volar a baja velocidad permite el uso de los mecanismos hipersustentadores y, por lo tanto, se concluye que las alas modificadas son aptas para el vuelo en todas sus fases.

ANEXO 3. CATIA PARA EL ESTUDIO ESTRUCTURAL

Catiav5 dispone de un módulo especial dedicado al análisis estructural de cualquier tipo de sólido, donde se pueden definir unas características determinadas como son módulo de Young, ratio de Poisson, coeficiente de expansión térmica etc. y con éstos datos es posible calcular por ejemplo las tensiones máximas a las que se ve sometida una pieza para predecir cuándo y cómo una pieza puede deformarse y perder sus propiedades básicas y establecer métodos adecuados de prevención para evitar la pérdida de esa pieza.

Éste módulo también permite la creación de un material específico a partir de unas características determinadas, como puede ser la creación de un material **composite**, y probar la reacción del material ante situaciones de operación determinadas.

Antes de usar éste módulo, es necesario convertir la superficie alar construida en un sólido. Como se recordará, se tuvo que diseñar el ala como una superficie para que el software posterior de análisis de fluidos pudiera procesar los archivos sin errores.

Para la conversión de superficie a sólido, se usa la herramienta *Close Surface*, que genera un sólido a partir de 4 caras adyacentes de una superficie.

Existe la posibilidad de dar grosor a las paredes externas del sólido, para el caso que se quieran estudiar estructuras donde las cargas se reparten entre la superficie y los elementos internos; se escoge dar un grosor de 5cm a las superficies extradós, intradós y paredes que recubren el ala.

A continuación, Catia V5 permite especificar de qué material está hecho el sólido. El manual del usuario de CatiaV5 especifica que si el material deseado no está disponible en la librería de materiales predefinidos, se puede crear un nuevo material modificando alguno de los archivos fuente o bien se puede elegir un material que esté disponible y a continuación cambiarle las características básicas para transformarlo en el material deseado.

En nuestro caso, se requiere que el material contenga CFRP, pero como no está disponible en la librería de materiales, se opta por seguir la segunda recomendación del manual del usuario –**Fig. A.3.1**.

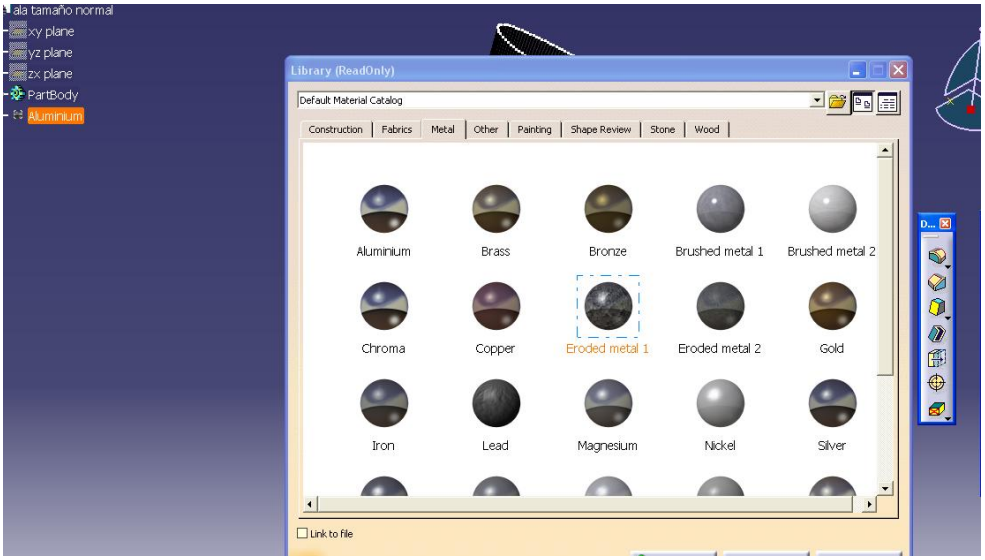

Fig. A.3.1. Especificación del material del ala

Una vez aplicado el material, en nuestro caso se ha escogido Aluminio, se pueden editar las características básicas del material para cambiar sus características básicas – **Fig.A.3.2**. Para ello es necesario conocer las características propias del nuevo material como:

- Módulo de Young.
- Ratio de Poisson.
- Densidad.
- Expansión térmica.
- Límite elástico

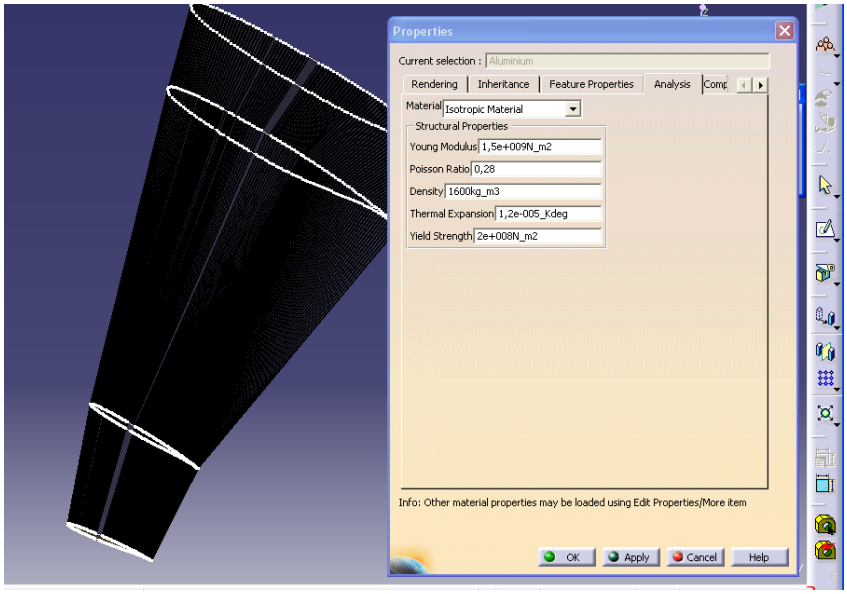

Fig. A.3.2. Definición del material en el ala.

Tras cambiar éstos datos, se inicia el módulo dedicado al análisis estructural de Catia V5:

- *Analysis and Simulation - Generative Structural Analysis*.

En éste módulo, se pueden definir primero la dirección y magnitud de las fuerzas que actúan en el ala así como los puntos de anclaje del ala. La **Fig.A.3.3** muestra paso a paso la secuencia y resultados gráficos de anclar y aplicar las fuerzas al ala.

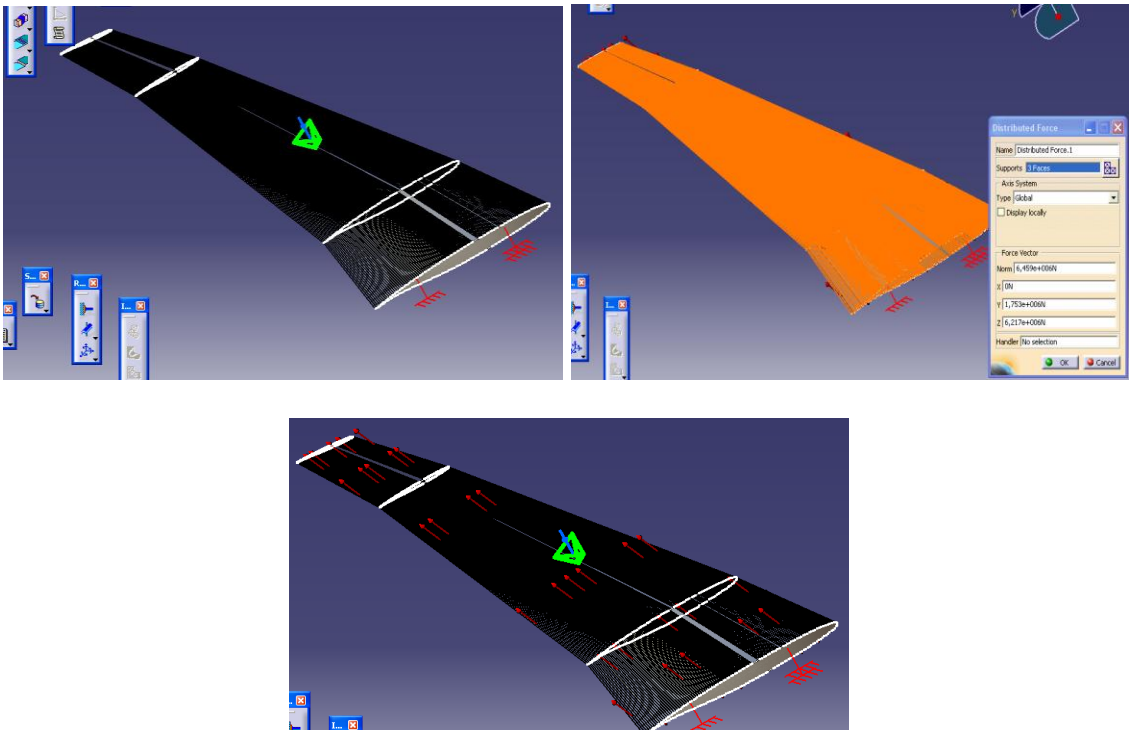

Fig. A.3.3. Anclaje y definición de fuerzas sobre el ala

Para definir los vectores de fuerza, se han seguido las suposiciones establecidas en el capítulo 4 y cuyos puntos más importantes se resumen a continuación:

1. Se procede a restar la componente de la sustentación máxima a la del peso del ala considerando que ésta no tiene combustible y considerando el peso de un solo motor.
2. El valor de resistencia aerodinámica escogido es el obtenido justo después que el ala haya entrado en pérdida para considera el momento de torsión lateral que hace ésta fuerza sobre el ala. Como en el caso de la sustentación, se impone una condición más dura de la que realmente se encuentra, con lo que si se supera ésta el ala superará cualquier otra condición menos restrictiva.
3. No se considera tracción que pueda compensar el vector resistencia para evaluar el peor caso de momento de torsión lateral del ala.

Una vez definidas las fuerzas que actúan sobre el ala, se procede a mallar la superficie alar para su posterior análisis y estudio. Para ello se activa la opción de mallado – **Fig. A.3.4**.

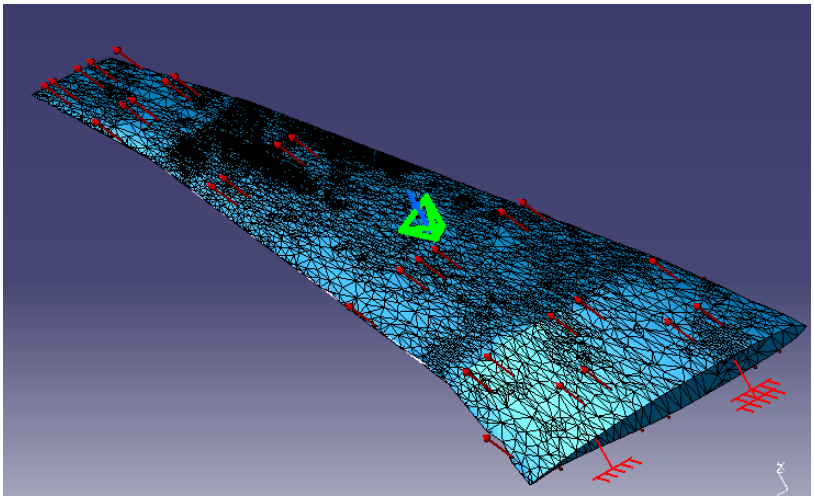

Fig. A.3.4 Ala después del mallado.

Tras el proceso de mallado se debe iniciar la opción de cálculo para que el software determine la magnitud y vectores de esfuerzos sobre el ala, así como los valores de las tensiones máximas, dirección del vector tensión medio y desplazamiento del ala en función de los vectores resultantes. A continuación se muestran algunas imágenes del post procesado y que sirven para extraer conclusiones sobre el comportamiento del material ante unos esfuerzos determinados.

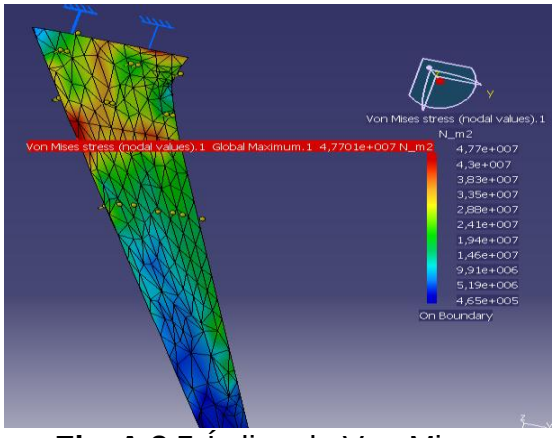

Fig. A.3.5 Índice de Von Mises.

El análisis Von Mises permite determinar la tensión que sufre un punto determinado del material por acción de la combinación de las cargas que actúan en los 3 ejes del sistema.

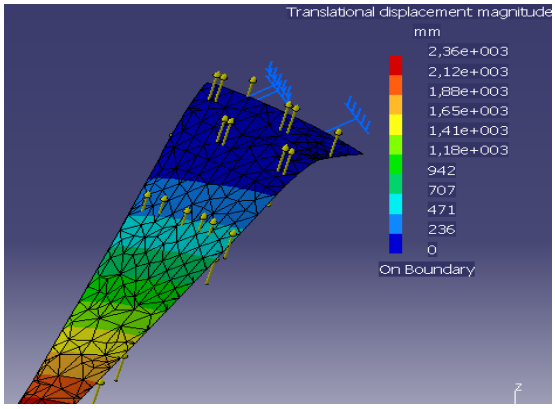

Fig. A.3.6. Magnitud y dirección desplazamiento del ala debido a los vectores de fuerzas originales.

Dependiendo de si las tensiones Von Mises y/o vector de tensión muestran zonas donde el material podría deformarse y perder integridad estructural, se pueden proponer las siguientes soluciones para rebajar la tensión local y aumentar la resistencia de la estructura:

- Si la zona comprometida se sitúa sobre el ala, se puede proponer un aumento de la instalación de costillas que refuercen la estructura. La costilla (rib) es un elemento que se sitúa en las alas y que da forma al perfil – **Fig. A.3.7**.

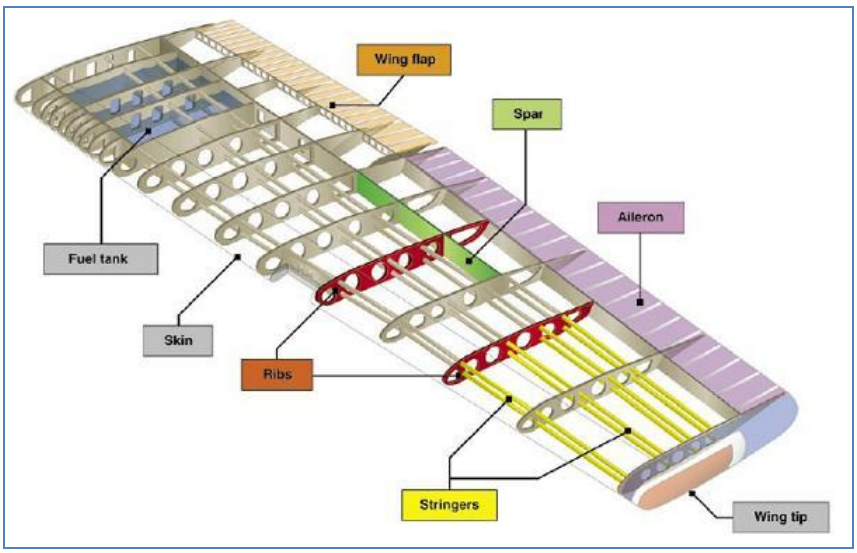

Fig. A.3.7. Costillas alares.

- Aumentar el grosor de la superficie alar de manera que parte de las cargas se transmitan a las costillas y parte se queden en la superficie.

El efecto global de las dos soluciones es rebajar las tensiones estructurales locales.

- Para reducir el efecto de los momentos flectores-torsionales sobre el ala se deben aumentar el número de elementos de unión como son: remaches, fijadores, tensores etc. y además reforzar el encolado del ala al fuselaje.