



**Escola Politècnica Superior
de Castelldefels**

UNIVERSITAT POLITÈCNICA DE CATALUNYA

TREBALL DE FI DE CARRERA

TÍTULO: Optimización aerodinámica de la geometría 3D de un “flying wing”

AUTOR: Sergio Fraile Pérez

DIRECTOR: Adeline Villardi de Montlaur

FECHA: 6 de Julio de 2006

Título: Optimización aerodinámica de la geometría 3D de un “flying wing”

Autor: Sergio Fraile Pérez

Director: Adeline Villardi de Montlaur

Fecha: 6 de Julio de 2006

Resumen

El objetivo principal del trabajo consiste en la optimización de la geometría general de un tipo específico de aeronaves, los Flying Wings. Estas aeronaves difieren del concepto de avión actual, por la inexistencia de un cuerpo cilíndrico y de cola. Por este motivo, los Flying Wings reciben su nombre, ya que se asemejan a una única ala en vuelo.

Para la optimización han sido utilizadas técnicas DFC (Dinámica de Fluidos Computacional), permitiendo simular diversas geometrías en diferentes condiciones de vuelo.

Primero se explica el concepto e idea de los Flying Wing y las técnicas DFC. Incluyendo algunos conceptos de aerodinámica que facilitarán el entendimiento del trabajo.

Para la simulación de cualquier geometría es necesario un proceso de creación, el cual está explicado detalladamente. La forma más conveniente y más lógica de optimizar un Flying Wing, consiste en la creación de varias geometrías diferentes, para escoger una como la geometría óptima. Así, posteriormente, se utiliza esta geometría optimizada, para aplicar cambios sobre ella, intentando mejorarla. Estos cambios consisten en variar el diedro y la flecha de la aeronave, así como añadir un winglet y redondear la forma de la geometría.

Por último se analiza la geometría optimizada, para poder observar la distribución de presiones de la misma.

Title: Aerodynamic optimization for a 3D geometry of a Flying Wing

Author: Sergio Fraile Pérez

Director: Adeline Villardi de Montlaur

Date: July, 6th 2006

Overview

The main goal of this work is the optimization of some special kinds of aircrafts, called Flying Wings. Flying Wings are different than the current airplanes because they have no cylindrical body and tail.

CFD (Computational Fluid Dynamics) techniques have been used to optimize the geometry. Using CFD techniques it is possible to simulate different geometries and flying conditions.

First, the concept of Flying Wing is explained, as well as CFD and some aerodynamical concepts to make easier the understanding of the work.

In order to simulate a geometry it is necessary a creation process that is then explained in detail.

The easiest way to optimize a Flying Wing is to create various geometries and to choose one of them. Next, some changes are applied on the geometry to improve it. These variations consist on changing the sweep of the aircraft and of the dihedral angle, adding a winglet or making round the geometry.

At the end, the optimized geometry is analyzed to observe the aerodynamical performances and the pressure distribution.

AGRADECIMIENTOS

Gracias a mi directora Adeline por su dedicación, consejos y paciencia a lo largo del trabajo.

Gracias a mi codirector Pep por guiarme y responder las dudas que han aparecido.

Gracias a Ángel por haber sido un gran compañero, aportando siempre apoyo, ideas y ayuda en los momentos más necesarios.

Gracias a mis padres Felipe y Claudia, y mi hermana Marta por estar siempre a mi lado, dándome fuerzas y ánimos.

Gracias a Anna por su tiempo dedicado, ayudándome a corregir la escritura del trabajo.

Gracias a todos mis familiares y amigos, que siempre estuvieron presentes de una manera o otra, y me han ayudado a llegar hasta aquí.

ÍNDICE

CAPÍTULO 1. INTRODUCCIÓN.....	1
1.1. Objetivos	1
1.1.1. Distribución del trabajo	1
1.2. Flying Wings	2
1.3. Técnicas DFC (Dinámica de Fluidos Computacional).....	3
1.3.1. Beneficios del uso de las técnicas DFC	3
1.3.2. Procesos de las técnicas DFC	4
1.4. Conceptos de aerodinámica.....	5
CAPÍTULO 2. PROCESO DE FABRICACIÓN	7
2.1. Concepto inicial.....	7
2.2. Creación de la geometría.....	7
2.3. Mallado	9
2.4. Simulación numérica	10
2.5. Obtención de resultados	12
CAPÍTULO 3. CREACIÓN DE GEOMETRÍAS 3D.....	13
3.1. Introducción	13
3.2. Geometría BWB00	13
3.3. Geometría BWB01	15
3.4. Geometría BWB02	17
3.5. Geometría BWB03	18
3.6. Geometría BWB04	20
3.7. Resultados y comparación entre geometrías.....	21
3.8. Conclusión creación geometrías 3D	22
CAPÍTULO 4. MEJORAS POSIBLES DE UNA GEOMETRÍA 3D.....	24
4.1. Introducción	24
4.2. Variaciones de flecha.....	24
4.2.1. Aumento de la flecha	25
4.2.2. Disminución de la flecha.....	26
4.2.3. Resultados.....	27

4.3. Variaciones de diedro	29
4.3.1. Diedro neutro	29
4.3.2. Diedro positivo	30
4.3.3. Resultados.....	31
4.4. Winglet.....	32
4.4.1. Resultados.....	35
4.5. Redondeo de la geometría.....	35
4.5.1. Resultados.....	37
4.6. Conclusión de las mejoras de una geometría 3D	38
CAPÍTULO 5. ANÁLISIS DE LA GEOMETRÍA FINAL.....	39
5.1. Introducción	39
5.2. Resultados FLUENT	39
5.2.1. Perfiles de velocidad y presión.....	39
5.2.2. Distribución de presiones	41
5.2.3. Resultados numéricos	44
CAPÍTULO 6.CONCLUSIONES.....	45
CAPÍTULO 7.BIBLIOGRAFÍA.....	47

CAPÍTULO 1. INTRODUCCIÓN

1.1. Objetivos

El objetivo principal de este trabajo es la creación de varias geometrías 3D de un ala volante para optimizar sus resultados aerodinámicos mediante el uso de un software de Dinámica de Fluidos Computacional, obteniendo como resultado una única geometría óptima.

Para alcanzar este objetivo, debemos conseguir:

- el máximo ratio Sustentación/Resistencia posibles,
- una correcta distribución de presiones en el ala volante,
- una estabilidad correcta en la aeronave, siendo éste un objetivo no primordial.

Este trabajo se realiza en un entorno de colaboración con el trabajo titulado: "Optimización aerodinámica de los perfiles de ala de un Flying Wing", extrayendo de este trabajo la información sobre los perfiles alares a utilizar, y proporcionando de este trabajo la información sobre las geometrías en las que realizar las simulaciones numéricas.

1.1.1. Distribución del trabajo

Partiendo de estos objetivos y necesidades se ha estructurado el trabajo de la siguiente manera. En la introducción se explican los conceptos básicos sobre los Flying Wings, las técnicas de DFC (Dinámica de Fluidos Computacional) y algunos conocimientos generales sobre aerodinámica. Esto facilita la comprensión de apartados posteriores.

A continuación, se encuentra la parte central del trabajo, donde se presenta en un orden lógico el trabajo realizado. En un primer capítulo se encuentra el proceso que se sigue para la simulación numérica de una geometría, desde la idea inicial hasta la obtención de resultados, pasando por procesos de dibujo en 3D y mallado. En un segundo capítulo se presenta la creación de diferentes geometrías, siendo éste uno de los principales objetivos del trabajo. La creación de diferentes geometrías nos permite seleccionar la más óptima de todas que se utilizará para posteriores mejoras. En el tercer capítulo se estudian un conjunto de cambios sobre la geometría optimizada anteriormente. Estos cambios consisten en la variación de la flecha y del diedro, la adición de un winglet a la geometría y el redondeo de la misma. Esto nos permite obtener ciertas conclusiones sobre posibles mejoras a realizar dentro de una estructura general ya optimizada. Por último, en un cuarto capítulo se analiza más en detalle los resultados obtenidos sobre la aeronave óptima, observando en este apartado la distribución de presiones de la misma.

Para finalizar el trabajo, la conclusión ayuda a reunir las ideas principales y a sintetizar los resultados obtenidos a lo largo del trabajo.

1.2. Flying Wings

Las necesidades de los años futuros en el ámbito del transporte aéreo comercial, obligarán a una reestructuración del espacio aéreo. Pero también será necesario un cambio y una evolución en el concepto de aeronaves utilizadas hasta ahora y desde los años 20 del siglo anterior.

Existe un nuevo concepto de aeronave revolucionaria que se pretende explorar como una posible configuración futura para el transporte de pasajeros. Este diseño recibe el nombre de Blended Wing Bodies (BWB) o Flying Wings. Los BWB incorporan alas con una gran sustentación y un cuerpo central construido por perfiles aerodinámicos. Lo cual conlleva a una maximización de la sustentación y una reducción de la resistencia, reduciendo así el consumo de combustible y aumentando la autonomía. Con las nuevas configuraciones de BWB se espera mejorar en un 25% el consumo de combustible. La carga y los pasajeros se encontrarían albergados en el cuerpo central de la aeronave. Se pasará de una aeronave formada básicamente por un fuselaje cilíndrico y alas, a una nueva geometría basada en la forma de un ala, eliminando dicho fuselaje cilíndrico, cuya única aportación es el aumento de la resistencia de la aeronave.

Existen diferentes estudios realizados sobre BWB comerciales, los cuales podrían transportar hasta un número de 800 pasajeros, aunque recientemente, se opta por la idea de BWB capaces de albergar sólo hasta 450 pasajeros, resultando posible su uso en la mayoría de aeropuertos.

Una de las principales características de este tipo de aeronaves, es la inexistencia de cola o elementos de ayuda al control de la aeronave. Con las propias superficies de las alas y la geometría específica debe alcanzar la estabilidad en vuelo.

La figura 1.1 muestra la imagen de un BWB, la cual facilita la comprensión del concepto de este tipo de aeronaves.



Fig. 1.1 Ejemplo de un Blended Wing Body

1.3. Técnicas DFC (Dinámica de Fluidos Computacional)

Para introducir la tecnología de Dinámica de Fluidos Computacional la mejor manera de comenzar es con la explicación del significado de estas palabras. Computacional se define como la resolución de problemas matemáticos mediante el uso de computadores, mientras que dinámica de fluidos se refiere a objetos en movimiento dentro de un fluido.

Así pues, CFD consiste en una técnica que permite el estudio de la interacción de objetos en movimiento con fluidos, mediante el uso de ordenadores o de la informática. A través de las técnicas CFD se pueden construir modelos computacionales, los cuales representan los sistemas que se pretenden analizar y permiten aplicar la física de fluidos sobre dichos modelos. De esta manera se logra una predicción numérica de los resultados que se esperarían obtener en la realidad.

Los softwares de CFD posibilitan simular todo tipo de condiciones y aplicaciones. Algunos ejemplos son flujos de gases y líquidos, transferencia de calor y masa, cuerpos en movimiento, fluidos multifase, etc.

1.3.1. Beneficios del uso de las técnicas DFC

Existen gran cantidad de beneficios en el uso de software de CFD, aunque las tres ventajas principales es que proporciona:

Visión interna

Para un sistema complicado de testar y comprobar mediante la experimentación se puede recurrir al CFD. Ya que este tipo de solución permite

observar de una manera más profunda y precisa qué ocurre en la realidad. Esto no sería posible en los procesos de teorización y experimentación.

Visión externa

Las técnicas CFD predicen que ocurrirá cuando un objeto o un sistema están sometidos a ciertas condiciones. Mediante el uso de este tipo de software, se pueden realizar numerosas pruebas y cambios hasta encontrar, de una forma sencilla, el resultado esperado.

Eficiencia

La eficiencia está ligada directamente a la ventaja anterior. La capacidad de cambiar y probar varios diseños de forma fácil y rápida, evita la realización de muchas pruebas de laboratorio, ahorrando así tiempo y dinero. Las técnicas CFD permiten acelerar el ciclo de diseño y desarrollo de cualquier prototipo o sistema.

1.3.2. Procesos de las técnicas DFC

Todo sistema a analizar mediante el uso de CFD, debe pasar por un proceso que consta de tres fases diferenciadas:

Preprocesado

El preprocesado es el primer paso de toda resolución por CFD. Consiste en la generación de la estructura o geometría a estudiar, normalmente diseñada por un programa de CAD (Diseño Asistido por Ordenador). Posteriormente, se crea una malla computacional, es decir, la discretización de un volumen de control en el que se encuentra el objeto estudiado. En esta fase se deberán introducir las condiciones de contorno y propiedades físicas, tanto de los materiales como de los fluidos.

Resolución

El programa solver se encarga de realizar los cálculos en cada punto de la malla y calcular los resultados. Su funcionamiento habitual consiste en la resolución de un cierto número de ecuaciones, que dependen de la aplicación o necesidades del sistema, y que se resuelven mediante técnicas iterativas. Las ecuaciones tienen la característica de estar discretizadas, permitiendo así su resolución, a través del uso de ordenadores. El final del proceso de resolución finaliza cuando se alcanza la convergencia deseada. Una mayor convergencia implica un resultado más preciso, pero implica un mayor tiempo de procesado.

Postprocesado

El último paso consiste en el postprocesado. Éste está relacionado con la interpretación de los resultados obtenidos y la producción de gráficos y animaciones CFD. Las imágenes y figuras animadas ayudan a explicar de una forma más sencilla y clara los resultados.

1.4. Conceptos de aerodinámica

Para ser capaces de entender con mayor facilidad este trabajo, es necesaria la presentación de algunos conceptos sobre aerodinámica. No se pretende hacer una explicación en gran profundidad de conceptos pero se intenta aclarar y expresar de una forma sencilla su significado.

Los conceptos explicados son los siguientes:

- *Envergadura*: Longitud medida entre las puntas de las alas de la aeronave.
- *Cuerda*: Es la línea imaginaria que une el borde de ataque con el borde de salida, es decir, la parte frontal de un perfil con la parte posterior.
- *Intradós*: Parte inferior de un perfil alar.
- *Extradós*: Parte superior de un perfil alar.
- *Ángulo de ataque*: Ángulo formado entre la cuerda del ala y el vector de viento relativo.
- *Coefficiente de sustentación*: Coeficiente de carácter adimensional que indica la capacidad de un cuerpo a generar sustentación. Este coeficiente depende de la forma de la geometría, siendo esta geometría en el caso de aeronáutica los perfiles alares.
- *Coefficiente de resistencia*: Coeficiente de carácter adimensional que indica la capacidad de un cuerpo a ofrecer resistencia. Al igual que el coeficiente de sustentación dependen de la geometría.

El coeficiente de resistencia está dividido en dos, un coeficiente de resistencia parásita y otro de resistencia inducida. Siendo la suma de ambos el coeficiente de resistencia, como se aprecia en la fórmula (1.1).

$$C_D = C_p + C_i \quad (1.1)$$

El coeficiente de resistencia parásita es debido a la propia geometría de la aeronave, y es siempre constante. Mientras que el coeficiente de

resistencia inducida se crea por el hecho de la existencia de sustentación y se expresa mediante la fórmula (1.2).

$$C_i = \frac{C_L^2}{\pi \cdot A \cdot e} \quad (1.2)$$

C_L representa el coeficiente de sustentación, A es la relación entre la envergadura y la longitud de la cuerda, mientras que e representa un parámetro de eficiencia.

- **Fuerza de sustentación:** La fuerza de sustentación es una fuerza perpendicular al viento relativo y se determina mediante la expresión (1.3).

$$L = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot S \cdot v^2 \cdot C_L \quad (1.3)$$

Donde ρ es la densidad del fluido, S el área de la geometría, v la velocidad relativa entre el fluido y el cuerpo y C_L el coeficiente de sustentación.

- **Fuerza de resistencia:** La fuerza de resistencia es una fuerza en la dirección del viento relativo, que se opone al avance de la aeronave. Se puede determinar mediante la siguiente expresión (1.4).

$$D = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot S \cdot v^2 \cdot C_D \quad (1.4)$$

Donde ρ es la densidad del fluido, S el área de la geometría, v la velocidad relativa entre el fluido y el cuerpo y C_D el coeficiente de resistencia.

- **Ratio Sustentación/Resistencia:** Es la relación entre la fuerza de sustentación y la fuerza de resistencia o el coeficiente de sustentación respecto el coeficiente de resistencia. También es denominada esta relación como ratio L/D o fineza.

CAPÍTULO 2. PROCESO DE FABRICACIÓN

2.1. Concepto inicial

El primer paso para la creación de la geometría de un BWB consiste en la obtención de una forma o concepto inicial. Se puede conseguir mediante un esbozo en papel, el plano de una aeronave o alguna fotografía.

El concepto inicial sobre la geometría del BWB fue extraído del artículo [1] "*Aerodynamic considerations of blended wing body aircraft*". Como se puede observar en la siguiente figura 2.1, se partió de esta imagen para tener una idea sobre la que comenzar a trabajar.

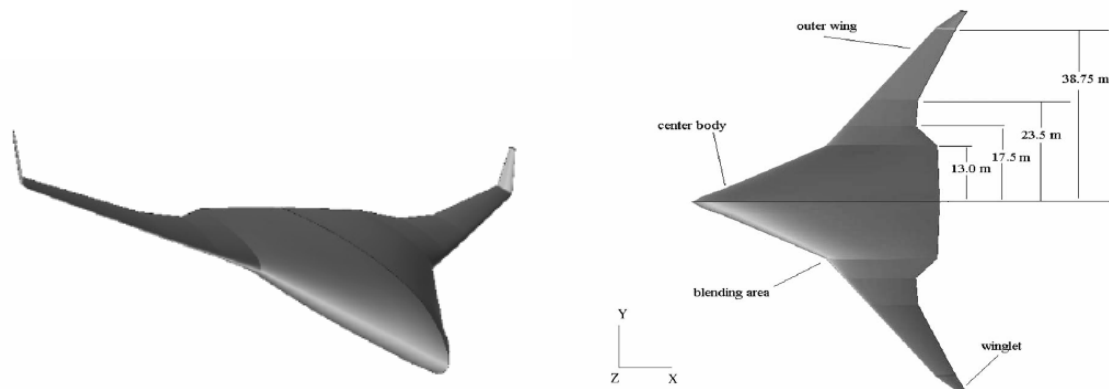


Fig. 2.1 Geometría BWB extraída de del artículo [1] "*Aerodynamic considerations of blended wing body aircraft*"

Para generar la figura en un programa de CAD (Diseño Asistido por Ordenador) es necesario conseguir medidas con las que trabajar. Estas medidas se pueden encontrar en artículos relacionados con el tema de los BWB o se pueden utilizar directamente medidas propias.

Las medidas exactas utilizadas para cada modelo de BWB se detallan con mayor amplitud en el apartado de creación geometrías 3D.

2.2. Creación de la geometría

Una vez definida la idea inicial de la forma que deseamos obtener, el siguiente paso consiste en modelar la geometría deseada utilizando algún tipo de software, para lo que es bastante recomendable algún programa de CAD.

Existen numerosos programas disponibles de dibujo asistido por ordenador, pero no todos son de fácil acceso o de utilidad para el propósito de diseñar y crear la geometría de un BWB.

Algunos de los programas utilizados, que seguidamente aparecen dispuestos según el orden de prueba utilizado para este proyecto, son:

- **Gambit:** En un primer momento, se intentaron utilizar las herramientas propias de CAD de las cuales dispone el programa mallador (Gambit). Pero éstas son demasiado sencillas para la creación de geometrías complejas como puede ser un BWB. Su uso no es en absoluto simple, y es necesario repetir sistemáticamente un gran número de operaciones. Por estos motivos, se descartó su uso para la creación de las geometrías; a excepción de su aplicación en el momento del mallado, como se explica a continuación.
- **AutoCAD:** Posteriormente, se intentó utilizar alguno de los programas más comunes de CAD: AutoCAD. Su utilización es mucho más sencilla que la de Gambit, pero tiene una carencia significativa de herramientas destinadas a la creación de sólidos y superficies. Por otra parte, también presenta un déficit importante de opciones de importación y exportación de datos, dificultando el trabajo, sobre todo en cuestiones de compatibilidad con el programa mallador. Por lo que son necesarias dos versiones diferentes de Autocad, 2002 y 2005, para conseguir un fichero en formato ACIS (.sat), capaz de ser leído e interpretado por Gambit.
- **SolidWorks:** El siguiente programa utilizado fue SolidWorks. Este programa, específico para el diseño de objetos y figuras en 3D, no presenta un uso demasiado sencillo, así pues, se buscó otro tipo de programa.
- **Rhinoceros:** Finalmente, se usó Rhinoceros, un CAD potente tanto en dibujo 2D como en 3D (superficies y sólidos). Su fácil manejo representa una gran ventaja, al igual que su amplio conjunto de funciones, una para cada necesidad. A diferencia de los demás programas, permite exportar e importar datos en un gran número de formatos. Se optó por la utilización del formato ACIS (.sat), ya que Gambit lo lee sin problemas.

A partir de las medidas del concepto o esbozo en papel, se debe extrapolar a una geometría 3D. Para llevar a cabo esta transformación, en primer lugar, se debe crear el perfil alar en 2D, que se utilizará como base para la forma en toda la geometría. Empleando el programa Rhinoceros, este perfil se crea mediante una serie de puntos extraídos de un fichero, el cual contiene la posición (x,y) del perfil.

El conjunto de puntos debe ser convertido en una curva, para poder aplicar las herramientas que permiten escalar los perfiles y desplazarlos según convenga. Normalmente, en cada uno de los puntos, en los que existe una transición importante en la forma de la geometría, se coloca el perfil correspondiente. Se crea así una estructura alámbrica como se muestra en la figura 2.2. Esta

estructura alámbrica consiste en el conjunto de los perfiles 2D, que dan forma a nuestra geometría.

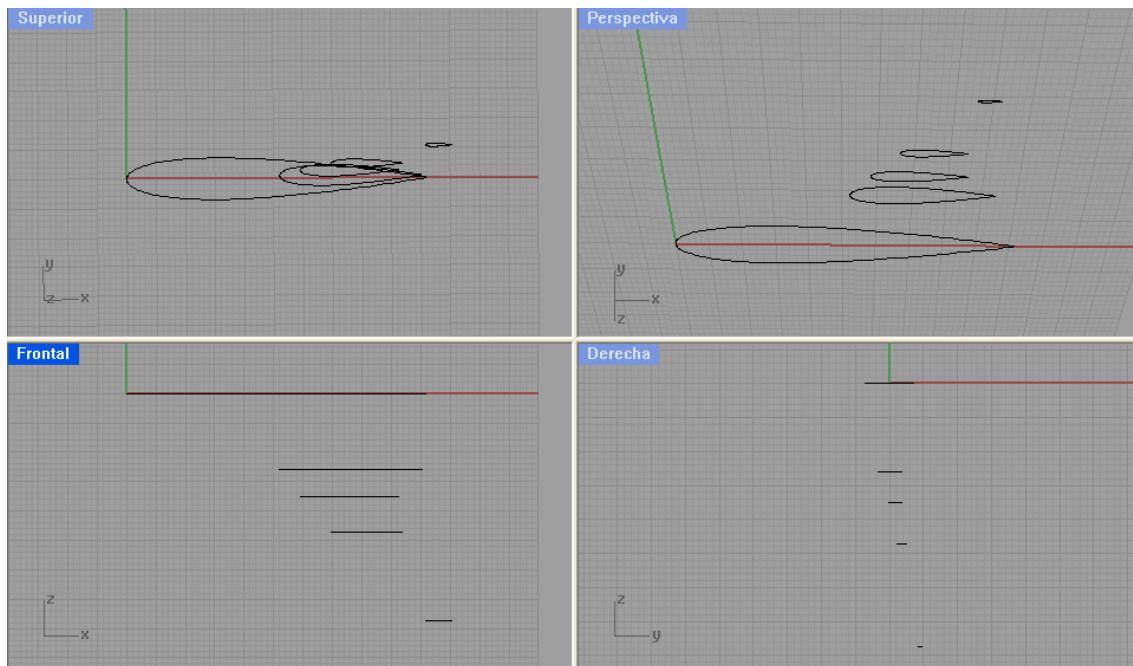


Fig. 2.2 Estructura alámbrica de un BWB extraída de Rhinoceros

2.3. Mallado

Tras obtener la geometría, se debe crear una malla, que será utilizada posteriormente por el programa de simulación numérica. La creación de la malla es inevitable, ya que se utilizará cada nodo como un punto de cálculo.

Para realizar este proceso se utiliza Gambit, una interfaz destinada a la creación de geometrías y mallas. Su uso permite realizar el preprocesado para Fluent, transformando la geometría en una malla CFD, utilizable por cualquier programa de dinámica de fluidos computacional.

Una de las utilidades más destacables de este software es la posibilidad de importar geometrías creadas con otras aplicaciones de CAD. Una vez en Gambit, es posible mejorar dicha geometría, eliminar errores o realizar cambios como se desee, siempre dentro de los límites permitidos por las propias herramientas integradas.

Pero sin duda, la herramienta primordial de Gambit es su capacidad de mallar volúmenes, superficies y aristas. Resaltando particularmente la opción size function la cual permite mallar un volumen de una forma rápida y sencilla, introduciendo los parámetros: tamaño inicial, tamaño final y ritmo de crecimiento.

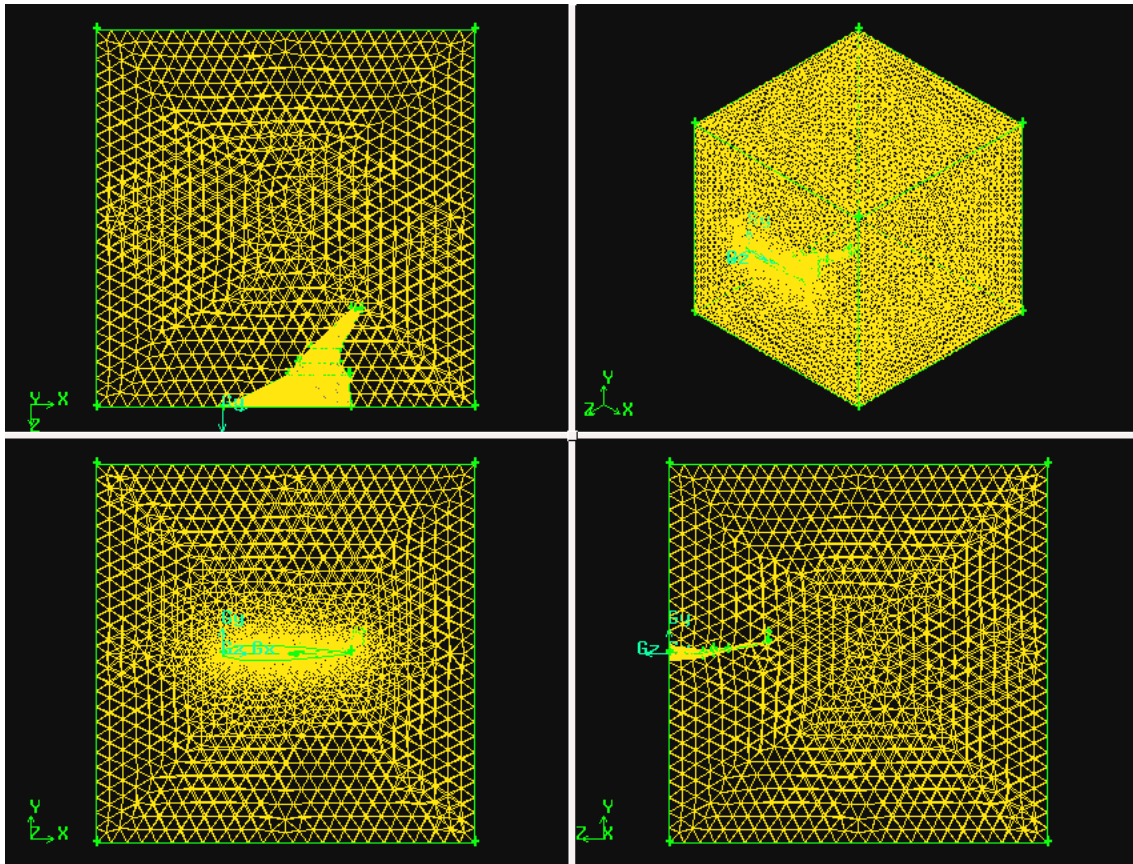


Fig. 2.3 Mallado de la de geometría de un BWB extraída de Gambit.

Al generar la geometría con un programa de CAD, hay que convertirla en una malla capaz de ser leída por el programa de CFD, Fluent. La geometría debe ser importada en formato ACIS para poder sanar alguno de los defectos que pueda tener, como vértices o aristas duplicadas o no necesarias. Antes de mallar aún existe la necesidad de crear un volumen donde simular la geometría, al igual que en un túnel de viento se necesita crear un túnel en el que introducir un objeto y simular.

Haciendo uso de la opción size function, es posible crear una malla de una forma rápida y ciertamente simple. A menor tamaño de la malla mejores resultados se consiguen, pero sin embargo más lenta será su generación y su posterior simulación. La figura 2.3 muestra el resultado de un proceso de mallado de un BWB utilizando una size function, ya que la malla es más pequeña en las zonas cercanas a la geometría e incrementa de tamaño cuanto más se aleja, alcanzando su máximo en tamaño en el extremo del volumen contenedor.

2.4. Simulación numérica

El siguiente paso consiste en utilizar la malla previamente realizada, para obtener resultados numéricos. Para ello, se aplica un programa específico de tipo Solver, en este caso se empleará Fluent.

Fluent es uno de los softwares más utilizados en el ámbito del CFD (Computational Fluid Dynamics). Mayoritariamente se emplea para la resolución de problemas físicos, típicamente relacionados con algún tipo de fluido. Se puede usar para aplicaciones como: fluidos compresibles o incompresibles, transferencia de calor, reacciones químicas y combustiones, fluidos multifase, problemas acústicos, problemas de turbulencias, y una larga lista con cualquiera de las aplicaciones relacionadas con un fluido.

Fluent es un programa sencillo de utilizar, pero al ser capaz de tan numerosas aplicaciones, es imprescindible elegir bien las opciones e hipótesis al realizar un cálculo. En primera instancia, se presenta un problema entre la elección de un fluido incompresible -el cual es muy sencillo de resolver, rápido y de fácil convergencia- o un fluido compresible, algo más complejo. La duda se resuelve preguntándose a qué velocidades se quieren realizar las simulaciones, en este caso rondan 0.8 y 0.85 veces la velocidad del sonido. Por lo tanto, se elige un fluido compresible, para obtener unos resultados fieles a las condiciones a simular. Aun así, siempre es posible utilizar un fluido incompresible para tener una noción del comportamiento de la geometría. La siguiente duda se presenta al escoger entre fluidos laminares y no laminares o turbulentos. Se han hecho el uso de ambos para poder comparar los resultados obtenidos en las dos configuraciones.

Tras conocer desde qué hipótesis se parte, se debe escoger en Fluent las siguientes opciones:

- Tipos de solver: Segregated, Implícito
Se trata de un método de resolución que emplea volúmenes finitos, mediante una linealización implícita, que consiste en la resolución de una variable mediante el uso de los valores tanto conocidos como desconocidos de las celdas vecinas. Esto implica que debe resolver a la vez todas las celdas en cada iteración.
- Modelo de viscosidad: Laminar o Spalart-Allmaras (1 ecuación)
El modelo laminar no utiliza ninguna ecuación de turbulencia, por lo tanto es el tipo de viscosidad más simple que se puede seleccionar. Spalart-Allmaras fue elegido para las simulaciones con turbulencia, por su sencillez y economía en tiempo, debido a la aplicación de una única ecuación.
- Modelo de densidad del material: Gas ideal
- Modelo de viscosidad: Sutherland
Estos dos modelos son elegidos para resolver casos de fluidos compresibles. Al realizar las simulaciones a una velocidad de Mach 0.85, es imprescindible el uso de estas hipótesis, ya que el fluido a estas velocidades es elevadamente compresible.
- Número de Mach: 0.85

0.85M ha sido la velocidad seleccionada para el cálculo y la optimización de las geometrías, puesto que es una velocidad muy cercana a la que estará sometida el Flying Wing en condiciones de crucero.

2.5. Obtención de resultados

Una vez terminada la simulación, ya podemos observar y analizar los resultados obtenidos. Fluent también es capaz de realizar el postprocesado de los resultados, pudiéndolos observar de diversas maneras, ya sea gráficamente o numéricamente.

Gracias a estas características, la combinación Gambit-Fluent es una de las mejores elecciones para analizar un fluido, ya que este conjunto de softwares otorga la capacidad de realizar el preprocesado, procesado y postprocesado.

Fluent ofrece resultados a casi todas las magnitudes que se deseen medir, incluso es capaz de realizar gráficos con los resultados obtenidos, siendo así mucho más sencillo comparar dichos datos.

CAPÍTULO 3. CREACIÓN DE GEOMETRÍAS 3D

3.1. Introducción

No existe ningún proceso de optimización, concretamente definido, aplicado a la mejora de las aeronaves del tipo Flying Wing.

Por lo tanto, un buen punto de partida, es la creación de diversas geometrías. Estas variaciones permitirán la posterior comparación de sus resultados, sobre los coeficientes aerodinámicos, tanto el de sustentación como el de resistencia.

Para no comenzar con una geometría sin optimizar y para facilitar el trabajo, partiremos del concepto de una estructura ya creada con anterioridad en el artículo [1] "*Aerodynamic considerations of blended wing body aircraft*". Las siguientes geometrías creadas consisten en una variación de la geometría inicial.

En total se crearon cinco BWB diferentes. Se podrían haber simulado un número mayor de geometrías, pero dado que el tiempo que se necesita para cada simulación, desde el preproceso hasta el postproceso puede llegar a varias horas, se pensó que el estudio de cinco geometrías era un número correcto.

A continuación se presentan cada una de las aeronaves con sus respectivos resultados.

3.2. Geometría BWB00

La primera geometría que se creó fue denominada BWB00. Este tipo de nomenclatura fue utilizada para seguir un orden lógico en su creación, y para tener un nombre con el que referirse a ellos y diferenciarlos de los demás.

Para la generación de este Flying Wing se siguieron las líneas generales presentadas en el artículo [1]. Extrayendo del mismo alguna de las medidas como: envergadura, longitud de la cuerda, medidas de las cuatro partes que forman el BWB (cuerpo, inner wing, middle wing y outer wing), desde el plano de simetría hasta la punta de las alas. El resto de medidas fueron extraídas escalando los planos que se encontraban en el mismo artículo.

La geometría está compuesta por un cuerpo central. En esta sección se colocará toda la carga tanto de pasajeros como parte mecánica o eléctrica necesaria y ocupará desde los 0m hasta los 13m de la envergadura. Un ala interior y un ala media albergarán los tanques de combustible, ocupando la sección comprendida entre los 13m y los 23.5m de la envergadura. Por último, un ala exterior, cuya funcionalidad será sustentar al avión en el aire, ocupará desde los 23.5m hasta el final de la envergadura, a 38.75m.

La envergadura total de la aeronave es de 77.5m, siendo completamente simétrica por semienvergaduras de 38.75m y formadas por las partes anteriormente comentadas.

Esta envergadura está limitada a 80m, para poder ser así compatible con la mayoría de aeropuertos.

La longitud de la cuerda media es de aproximadamente 50.8m.

El perfil escogido para la aeronave es el NACA 0012, el cual es simétrico y bastante sencillo y se utilizó para la construcción de toda la aeronave.

Dos características a destacar son los ángulos de la flecha y diedro de la aeronave, analizados en los siguientes apartados. La flecha para el BWB00 es de 36° y el diedro es de 10° . Una idea gráfica del BWB00 la podemos obtener mediante la figura 3.1.

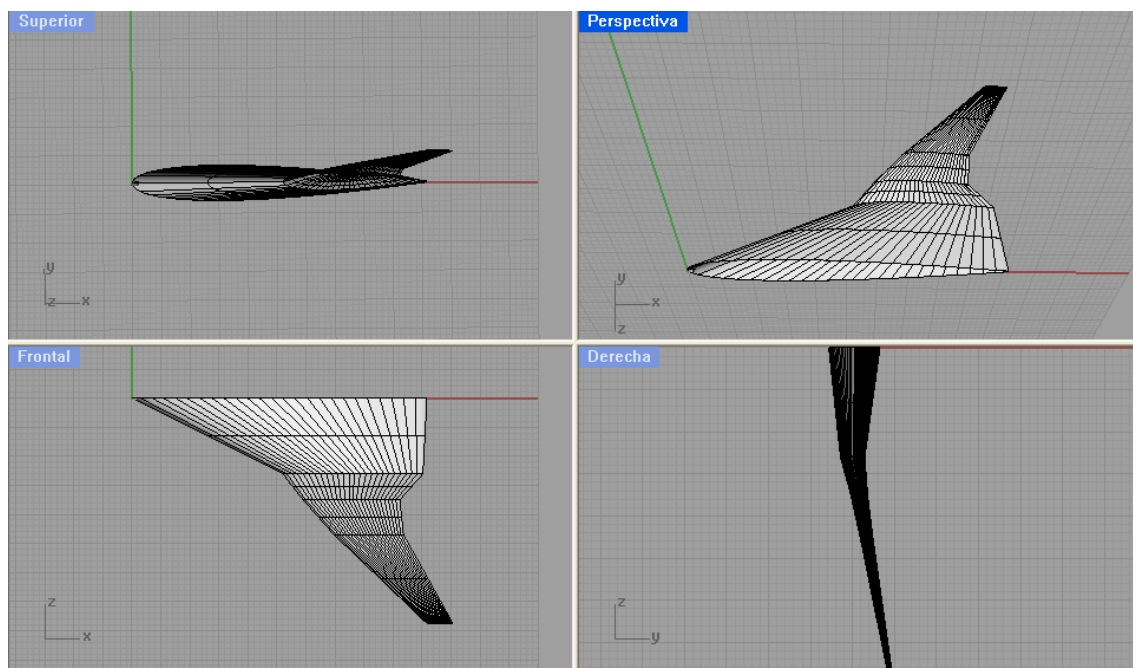


Fig. 3.1 Geometría BWB00 extraída de Rhinoceros

Para las simulaciones de este Flying Wing se utilizaron diferentes flujos con características distintas. Las diversas simulaciones se realizaron en fluido incompresible, compresible – laminar y compresible – turbulento. Las variadas características hacen posible la observación del comportamiento de la aeronave en diferentes condiciones, permitiendo posteriores comparaciones y la elección de un resultado que se asemeje a la realidad. Las simulaciones fueron realizadas para distintos ángulos de ataque, éstos son 0° y 4° .

Resultados

La principal razón para el estudio aerodinámico de las distintas geometrías es la mejora e optimización de las características de la aeronave. Lo que implica la necesidad de obtener la mayor relación posible entre la sustentación y la

resistencia. Para ello, mediante Fluent se deben extraer los diferentes coeficientes, el de sustentación y el de resistencia, permitiendo así la comparación entre los resultados obtenidos, para una posterior identificación y mejora de la geometría de BWB óptima entre todas las geometrías simuladas. Los resultados obtenidos en las simulaciones del BWB fueron los que siguen:

Tabla 3.1 Coeficientes BWB00, para ángulo de ataque=0°

Condiciones	C_L	C_D	C_L / C_D
Incompresible	0.005	0.037	0.147
S-A	0.009	0.282	0.031

Tabla 3.2. Coeficientes BWB00, para ángulo de ataque=4°

Condiciones	C_L	C_D	C_L / C_D
Compresible	0,285	0,068	4,181
S-A	0,267	0,128	2,085
Kep	0,261	0,138	1,887

3.3. Geometría BWB01

La segunda geometría recibió el nombre de BWB01, siguiendo el orden lógico anteriormente mencionado.

En este caso, no se utilizó ningún modelo existente previamente en ningún artículo, sino que, partiendo de la estructura anterior, se realizaron un cierto número de cambios, dando como resultado esta nueva estructura.

El BWB01 se compone de dos partes: un cuerpo central, al igual que en la geometría anterior, que es la zona destinada al payload; y por otra tiene una única ala, la cual realizará la función de sustentación y también contendrá el combustible en su interior.

El cuerpo central se extiende desde los 0m hasta los 13m de la envergadura, mientras que el ala se extiende desde los 13m hasta los 38.75m, dando como resultado una envergadura total de 77.5m.

La cuerda media sigue teniendo el mismo valor que en el caso anterior, con una longitud de 50.8m. Se mantiene el mismo valor para la flecha y el diedro. La figura 3.2 muestra de forma gráfica la geometría BWB01.

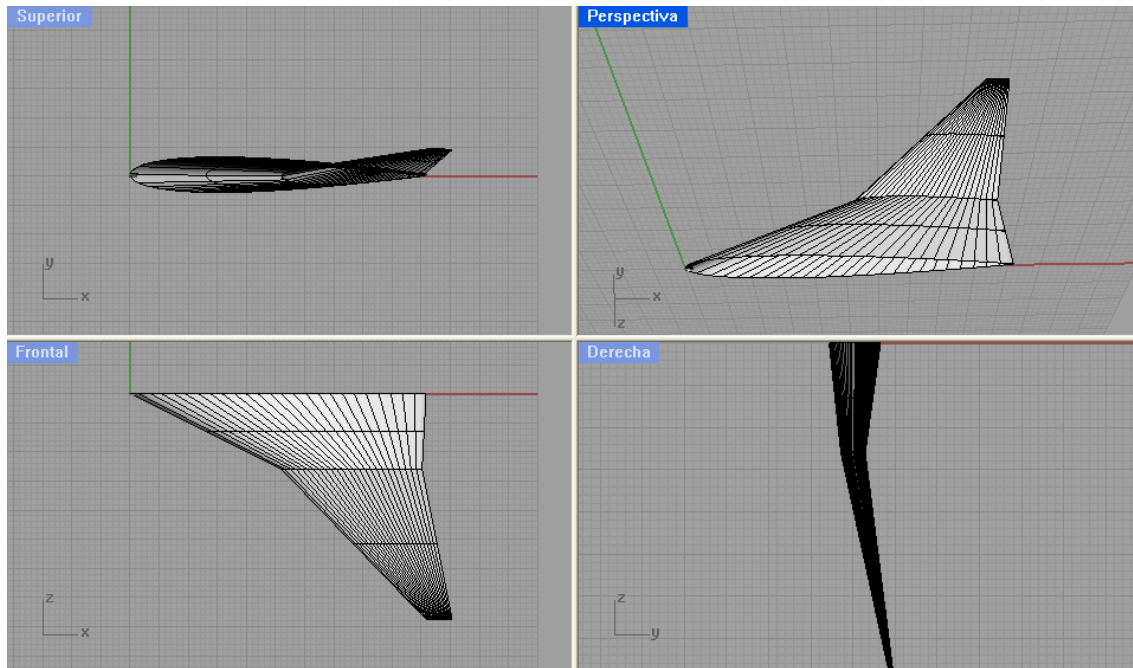


Fig. 3.2 Geometría BWB01 extraída de Rhinoceros

Las simulaciones fueron realizadas bajo características de fluido incompresible y compresible, con una viscosidad del aire laminar y turbulenta, tanto a 0° como a 4° .

Resultados

Para la necesidad de optimizar la geometría, lo que interesa extraer de las simulaciones son los coeficientes C_L y C_D . Estos coeficientes son extraídos de Fluent y se muestran en la siguiente tabla:

Tabla 3.3. Coeficientes BWB01, para ángulo de ataque= 0°

Condiciones	C_L	C_D	C_L / C_D
Incompresible	-0,022	0,055	-0,393
Compresible	-0,023	0,102	-0,228

Tabla 3.4. Coeficientes BWB01, para ángulo de ataque= 4°

Condiciones	C_L	C_D	C_L / C_D
Incompresible	0,187	0,011	16,774
Compresible	0,252	0,077	3,272
S-A	0,242	0,141	1,711
Kep	0,235	0,156	1,501

3.4. Geometría BWB02

La geometría que recibió el nombre de BWB02, no fue extraída de ningún artículo, sino que se utilizó la estructura ya existente explicada con anterioridad, es decir el BWB01.

De la misma manera que en el caso precedente, se compone de dos partes: un cuerpo central y un ala, y cumplen las mismas funciones. La diferencia entre ambas es el ensanchamiento de la parte central del Flying Wing, que en este caso se extiende desde los 0m hasta los 17m, mientras que el ala se extiende desde los 17m hasta el los 38.75, suponiendo esto una envergadura total de 77.5m.

Parámetros como la cuerda media no ha variado, ya que ésta mide 50.8m, asimismo se ha mantenido el diedro de 10° . La flecha aumenta levemente, hasta alcanzar los 40° . La figura 3.3 muestra la geometría BWB02.

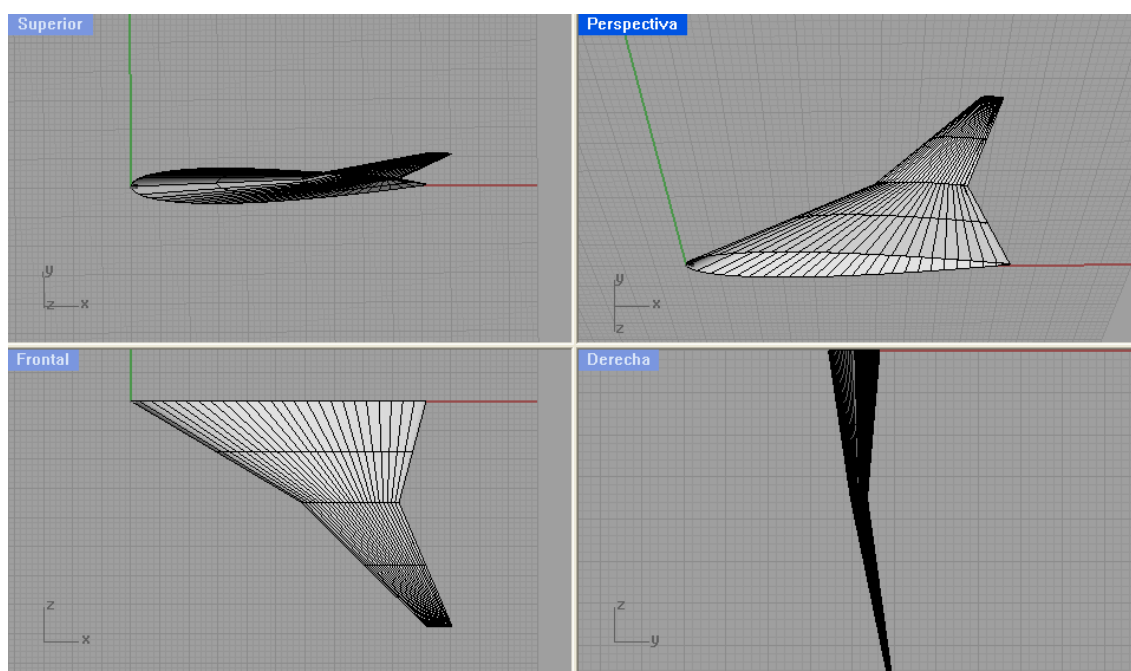


Fig. 3.3 Geometría BWB02 extraída de Rhinoceros

De forma idéntica a los casos anteriores, las pruebas se han realizado en varios tipos de flujos, con dos tipos de ángulo de ataque: uno de 0° y otro de 4° .

Resultados

Después de las simulaciones en todas las condiciones explicadas anteriormente, obtenemos los valores de los coeficientes necesarios. Dichos valores los encontramos reflejados en las siguientes tablas:

Tabla 3.5. Coeficientes BWB02, para ángulo de ataque=0°

Condiciones	C_L	C_D	C_L / C_D
Incompresible	-0,021	0,055	-0,373
Compresible	-0,021	0,097	-0,222

Tabla 3.6. Coeficientes BWB02, para ángulo de ataque=4°

Condiciones	C_L	C_D	C_L / C_D
Incompresible	0,184	0,018	10,064
Compresible	0,241	0,079	3,029
S-A	0,233	0,141	1,652
Kep	0,228	0,153	1,488

3.5. Geometría BWB03

BWB03 se realizó partiendo de la geometría ya existente BWB01. La forman dos partes como las dos geometrías anteriores. La parte central, donde encontraríamos el pasaje y la carga, y el ala que nos serviría para la sustentación de la aeronave.

Para esta geometría se ha disminuido la parte central, que ocupa desde los 0m hasta los 8m de envergadura, aumentando el tamaño del ala, la cual ocupa desde los 8m hasta los 38.75m. Así, resulta una envergadura total de 77.5m como en los casos anteriores. Se ha mantenido el valor del diedro y de la cuerda central, pero la flecha ha variado pasando a tener un ángulo de 28°. El BWB03 puede observarse gráficamente en la figura 3.4.

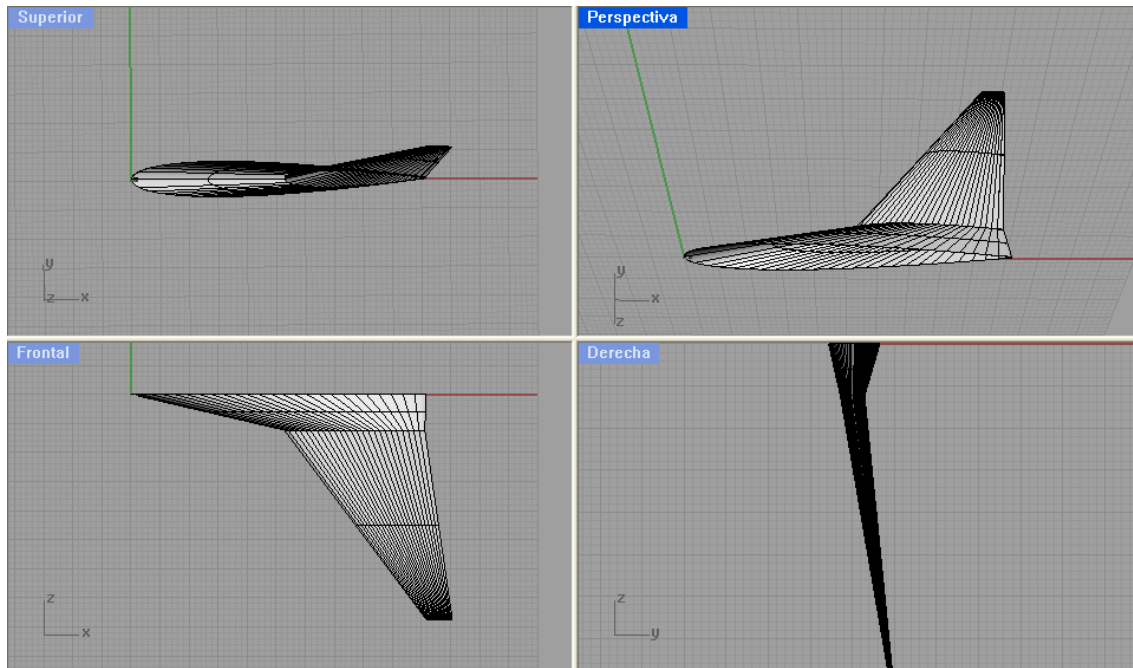


Fig. 3.4 Geometría BWB03 extraída de Rhinoceros

Las simulaciones fueron realizadas bajo las mismas características que en los apartados previos, con distintas propiedades del flujo y ángulos de ataque.

Resultados

Para el caso del BWB03, al igual que en los anteriores casos, también se extrajeron los coeficientes de sustentación y resistencia, para poder realizar comparaciones con los resultados obtenidos por otras geometrías. Los resultados obtenidos en las simulaciones fueron los que siguen:

Tabla 3.7. Coeficientes BWB03, para ángulo de ataque=0°

Condiciones	C_L	C_D	C_L / C_D
Incompresible	-0,023	0,058	-0,404
Compresible	-0,026	0,115	-0,229

Tabla 3.8. Coeficientes BWB03, para ángulo de ataque=4°

Condiciones	C_L	C_D	C_L / C_D
Incompresible	0,200	0,017	11,591
Compresible	0,286	0,109	2,600
S-A	0,267	0,169	1,575
Kep	0,256	0,180	1,422

3.6. Geometría BWB04

Para la creación del BWB04 utilizamos la geometría ya existente BWB03. En este caso, se añadió una nueva parte al ala.

Por lo tanto el BWB04 está formado por tres partes: un cuerpo central que se extiende desde los 0m hasta los 6m, un ala interior que extiende desde los 6m hasta los 9m y un ala exterior que ocupa desde los 9m hasta los 38.75m. La cuerda media no ha variado, con una longitud de 50.8m. El diedro se ha conservado a 10° , como en las geometrías anteriores, y la flecha tiene un valor de 33° . La geometría BWB04 se observa en la figura 3.5.

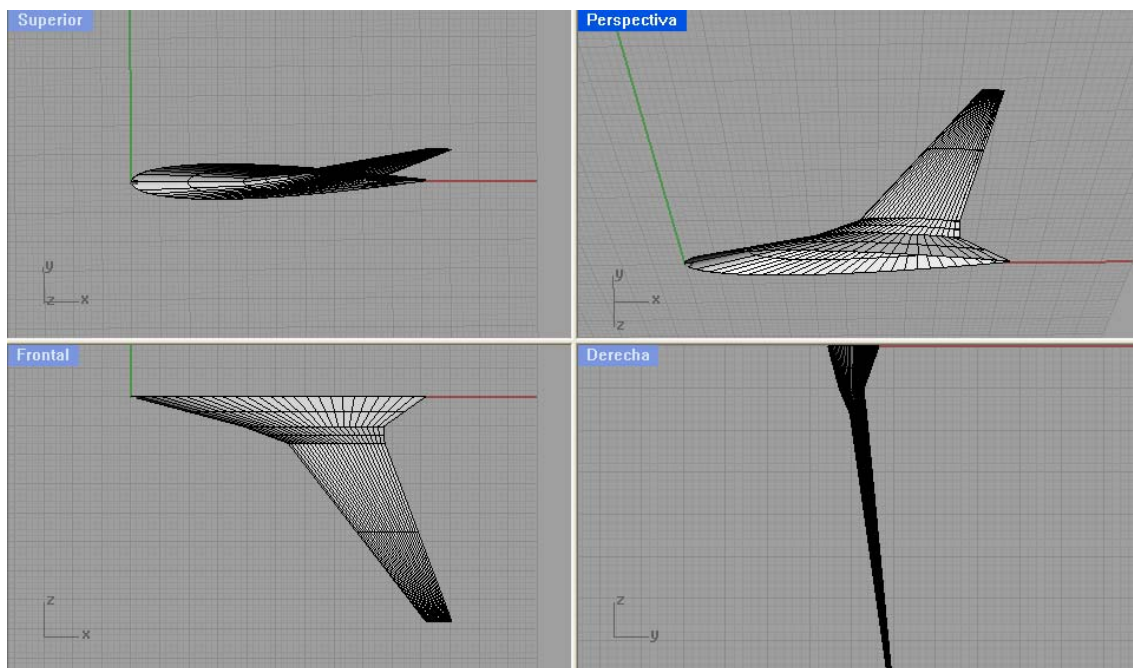


Fig. 3.5 Geometría BWB04 extraída de Rhinoceros

Para las pruebas de esta geometría se utilizaron flujos tanto compresibles como incompresibles, y bajo dos ángulos de ataque distintos, 0° y 4° .

Resultados

Como en los casos previamente citados, es necesaria la obtención de los valores de los coeficientes, ya que son la única forma de comparar las diferencias en la aerodinámica de las geometrías creadas. Los resultados obtenidos de las simulaciones fueron:

Tabla 3.9. Coeficientes BWB04, para ángulo de ataque=0°

Condiciones	C_L	C_D	C_L / C_D
Incompresible	-0,018	0,063	-0,293
Compresible	-0,018	0,111	-0,163

Tabla 3.10. Coeficientes BWB04, para ángulo de ataque=4°

Condiciones	C_L	C_D	C_L / C_D
Incompresible	0,198	0,029	6,934
Compresible	0,269	0,105	2,560
S-A	0,255	0,159	1,599
Kep	0,249	0,160	1,557

3.7. Resultados y comparación entre geometrías

Tras obtener todos los resultados, podemos observar que, exceptuando el BWB00, al resto de BWB, para ángulos de ataque neutros, le corresponden coeficientes de sustentación negativos pero muy cercanos a 0. Lo cual no representa un gran problema, ya que sólo supondría un vuelo en crucero con un ángulo de ataque ligeramente mayor a 0°.

Observando las tablas de resultados, podemos comprobar que para los ángulos de ataque de 4° existen cuatro tipos de fluidos.

El primero es un fluido incompresible y laminar. Este tipo de condiciones difieren totalmente de la realidad a la que la aeronave estará sometida, es decir, fluidos subsónicos a 0.85M. En este tipo de condiciones obtenemos uno de los mejores resultados, ya que el coeficiente de resistencia C_D es entre 5 y 10 veces inferior a los obtenidos en el resto de condiciones, la cual cosa conlleva a unos L/D bastante más elevados en comparación con los demás.

El segundo tipo de fluido, ya de tipo compresible pero de carácter laminar, en este tipo de condiciones se asemeja más a la realidad pero no acaba de ajustarse. Y es que en compresible laminar obtenemos el mayor de los C_L de las simulaciones. Esto es debido a que en el flujo compresible las características del aire aumentan el valor del coeficiente de sustentación, pero aún más el coeficiente de resistencia, suponiendo esto una pérdida en la relación L/D.

El tercer y cuarto tipo corresponden a flujos compresibles y turbulentos. El primero utiliza una ecuación de turbulencia llamada Spallart-Allmaras. El segundo tipo emplea dos ecuaciones de turbulencia y recibe el nombre de K-epsilon, siendo una ecuación algo más completa que la anterior, pero también más lenta y difícil de converger. Los flujos compresibles turbulentos son los que más se asemejan a la realidad. Por simplicidad utilizaremos como referencia los valores obtenidos por S-A. En comparación con los fluidos compresibles

laminares los coeficientes en los casos turbulentos son menores, ya que las turbulencias hacen disminuir el C_L y aumentar el C_D .

Comparando los diferentes resultados de los BWB simulados, el que obtuvo unos mejores resultados fue BWB00. Si nos fijamos en la relación L/D de las diferentes geometrías simuladas, disminuyen a medida que avanzamos en el número de BWB, es decir, BWB00 tiene las mejores características aerodinámicas, mientras que BWB04 es el que peores resultados obtiene.

Se puede llegar a la conclusión de que se partió de una geometría con unas características excelentes, ya que era un modelo previamente creado y estudiado en el artículo "*Aerodynamic considerations of blended wing body aircraft*", ya citado anteriormente.

Por consiguiente, las modificaciones a gran escala de las geometrías llevaron a un deterioro de las características generales de la aeronave.

3.8. Conclusión creación geometrías 3D

Después de realizar un estudio macroscópico y la búsqueda de una geometría óptima mediante el uso del conjunto de programas Gambit-Fluent, se obtienen las siguientes conclusiones:

La utilización del conjunto de programas mencionados es de gran utilidad para obtener resultados de gran precisión sobre las características de la aeronave simulada. Pero no son los mejores programas en cuanto a la optimización de geometrías, ya que no tienen herramientas específicas destinadas a ello, y es necesaria la creación de nuevas geometrías desde un paso inicial, es decir, desde la puesta en papel hasta la obtención de los resultados. Existen programas específicos para estos fines, en los que fácilmente somos capaces de cambiar tanto la forma general de la aeronave como variaciones más leves, como por ejemplo el tipo de perfil utilizado, twist de algunas superficies, etc.

Se hace necesaria una búsqueda de mejoras a una menor escala, las cuales se realizan y explican en el capítulo siguiente. En el cual, partiendo de una geometría inicial, se intentará llegar a su forma optimizada gracias a la variación de algunos parámetros.

De todos los BWB estudiados hasta el momento, el que posee unas características superiores en cuanto a aerodinámica es el BWB00, con lo cual será esta geometría la optimizada en este capítulo, la cual utilizaremos como base para los estudios posteriores.

Un último punto a comentar es la utilización de los perfiles NACA de carácter simétrico. En este caso particular, el perfil NACA 0012 ha sido empleado para la construcción de todas las geometrías. Esta gama de perfiles es del tipo simétrico, lo que limita el valor máximo de coeficiente C_L que podríamos obtener respecto a otros tipos de perfiles no simétricos. Pero su uso se justifica en su sencillez y fácil implementación en los sistemas de dibujo, facilitando

también el trabajo al mallador. Así pues, una forma de aumentar los resultados obtenidos consistiría en variar el tipo de perfil base utilizado por perfiles con propiedades superiores, o el uso de distintos tipos de perfiles según la sección, pero esto implica dificultades en las simulaciones y en el proceso de mallado.

CAPÍTULO 4. MEJORAS POSIBLES DE UNA GEOMETRÍA 3D

4.1. Introducción

Partiendo de las conclusiones anteriores, se ha de tener en cuenta, por tanto, una geometría escogida entre las diferentes que se simularon, como es el caso de la geometría BWB00.

Así mismo, teniendo en cuenta que esta estructura es la que presenta unos mejores resultados en todas las condiciones simuladas, se utilizará como geometría inicial para el resto de simulaciones.

En este apartado se pretenden variar algunos parámetros en la configuración de una aeronave, para ver como afectan a sus características aerodinámicas, y así poder encontrar una configuración óptima.

Los cambios y modificaciones que se pretenden realizar incluyen la variación de la flecha, del diedro, la reducción de los cambios bruscos en la geometría y la adición de un winglet.

4.2. Variaciones de flecha

La flecha de una aeronave se define como el ángulo formado por las alas, en el 25% de la cuerda, respecto del eje transversal del avión.

Existen tres tipos de flecha:

- positiva, formación en que los extremos de las alas están orientados hacia atrás,
- neutra, formación en que las alas son perpendiculares a la estructura de la aeronave,
- negativa, formación en que los extremos de las alas están orientados hacia delante.

En la figura 4.1 se puede observar la diferencia entre los tres tipos aeronaves con flecha.



Fig. 4.1 Tipos de flecha para una aeronave

La flecha de una aeronave tiene relación directa con su estabilidad, las flechas positivas suponen una estabilidad mayor que las flechas neutras o negativas.

4.2.1. Aumento de la flecha

Una de las posibles variaciones respecto a la geometría inicial, consiste en el cambio de la flecha de la aeronave. Por lo que se optó por aumentar la flecha para observar cómo influían estos cambios en la aerodinámica del avión.

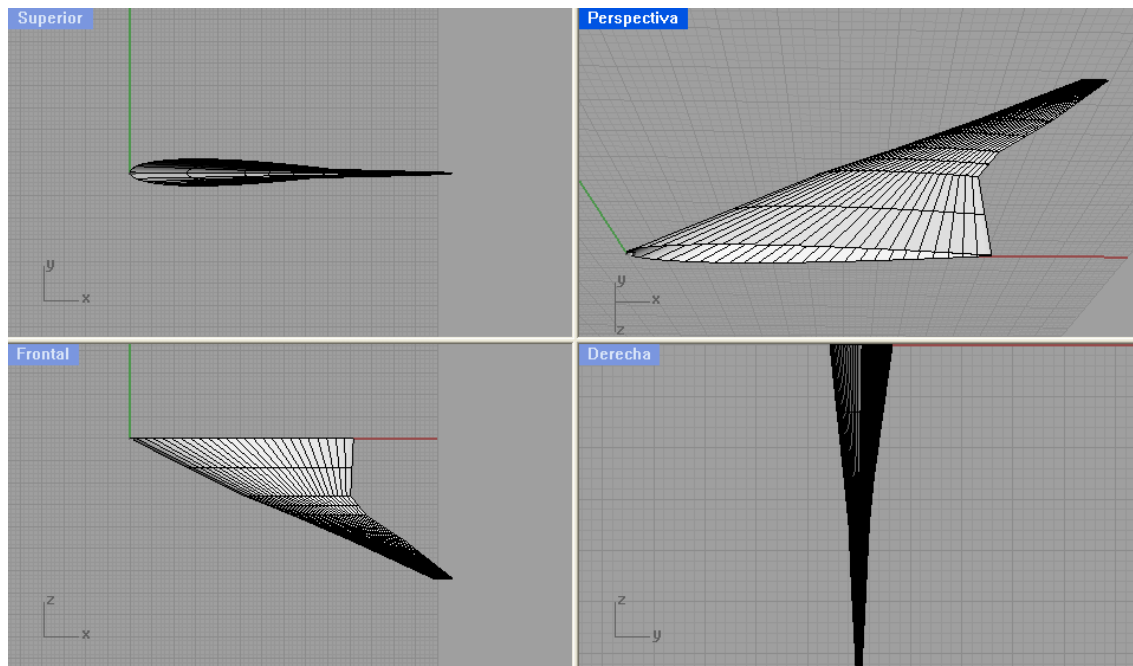


Fig. 4.2 Geometría con flecha aumentada extraída de Rhinoceros

Se partió del BWB00 comentado anteriormente para la creación de la nueva aeronave con flecha aumentada. Los cambios realizados fueron la recolocación de cada una de las partes para formar una determinada flecha. Por lo tanto, se emplearon los mismos perfiles que con el BWB00 y con una misma separación en el eje z, es decir, desde el plano de simetría de la aeronave hasta la punta de las alas.

Las modificaciones se realizaron en el eje x, en el cual se retrasaron las posiciones de los perfiles 0012 de la geometría inicial, para formar esta nueva forma con una flecha elevada. El cuerpo central del BWB no fue alterado, debido a la necesidad de tener un cierto volumen, capaz de albergar tanto la estructura de la aeronave como a los pasajeros y la carga.

Se realizaron varias pruebas con distintos ángulos de flecha, pero se escogió finalmente un ángulo de 60° , ya que representaba un cambio significativo respecto a la geometría inicial, pero tampoco se perdía la forma y concepto de un Flying Wing, como se puede observar en la figura 4.2.

Las simulaciones fueron realizadas con flujos de distintas características, para ver, por una parte, cómo se comportaría la nueva geometría en este tipo de condiciones. Y también para poder comparar los coeficientes de sustentación y resistencia según el tipo de fluido. Igualmente, se utilizaron dos ángulos de ataque distintos, un ángulo de ataque nulo y otro a cuatro grados.

4.2.2. Disminución de la flecha

El caso contrario consistía en reducir la flecha respecto de la estructura original, para comparar los resultados obtenidos con el aumento o disminución de la flecha de la aeronave.

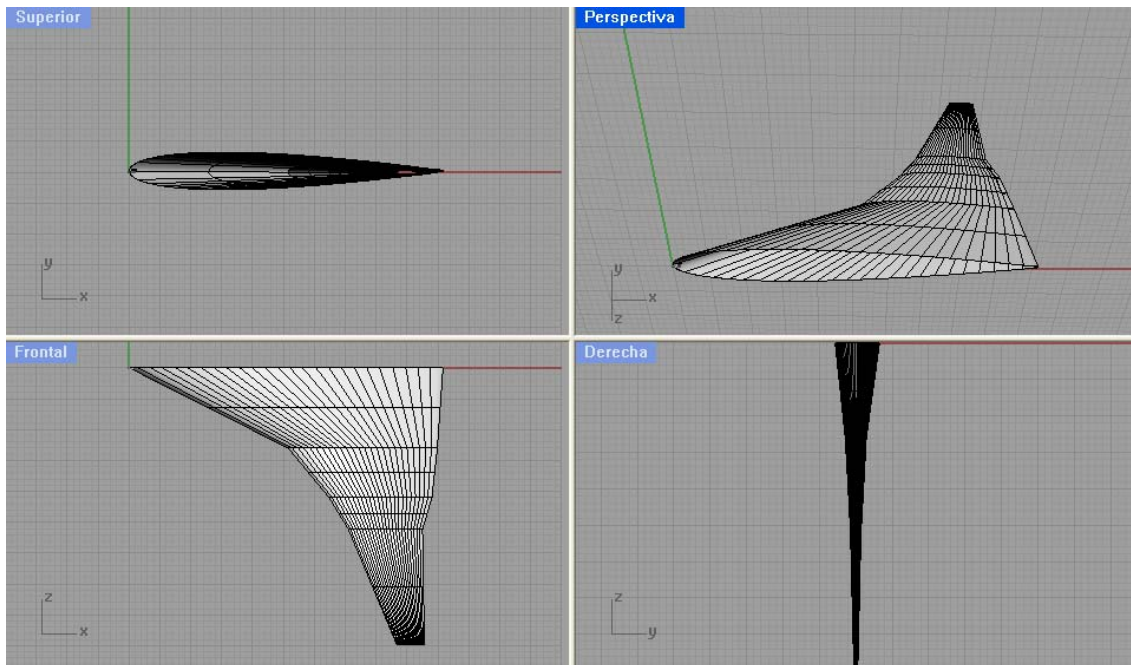


Fig. 4.3 Geometría con flecha reducida extraída de Rhinoceros

De la misma manera que en el caso anterior, se partió del BWB00. El cuerpo central no se varía tampoco, por los mismos motivos comentados previamente.

Sólo se realizó un desplazamiento en el eje x, en este caso acercando los diferentes perfiles hacia el morro, como se puede observar en la imagen; representando la creación de una nueva geometría con una flecha inferior respecto a la inicial.

Para este caso se optó por un Flying Wing con un flecha de 15° , ya que se trata de una geometría que no difería de la inicial excesivamente, conservando así también la idea y el concepto de un Blended Wing Body. Una imagen de la geometría de un BWB con flecha reducida se encuentra en la figura 4.3.

Se realizaron las simulaciones bajo las mismas características de fluido que en el caso anterior: fluido incompresible, compresible – laminar y otro compresible – turbulento. También se variaron los ángulos de ataque a 0° y 4° .

4.2.3. Resultados

Al considerar como objetivo principal la optimización y la mejora de la geometría de un Flying Wing, el parámetro que se desea optimizar o mejorar corresponde a la relación Sustentación/Resistencia, ya comentada. Por este motivo, la tarea principal realizada por Fluent, en cuanto a optimización, consiste en la extracción de los coeficientes C_L y C_D , para obtener de esta manera los valores de L/D. Los valores obtenidos fueron los siguientes:

Tabla 4.1. Coeficientes para geometría con aumento de flecha para ángulo de ataque= 0°

Condiciones	C_L	C_D	C_L / C_D
Incompresible	-0,020	0,038	-0,535
Laminar	-0,024	0,056	-0,428
S-A	-0,021	0,107	-0,199

Tabla 4.2. Coeficientes para geometría con aumento de flecha para ángulo de ataque= 4°

Condiciones	C_L	C_D	C_L / C_D
Incompresible	0,133	0,010	13,602
Laminar	0,151	0,032	4,754
S-A	0,150	0,087	1,717

Tabla 4.3. Coeficientes para geometría con disminución de flecha para ángulo de ataque= 0°

Condiciones	C_L	C_D	C_L / C_D
Incompresible	-0,028	0,055	-0,520
Laminar	-0,036	0,130	-0,279
S-A	-0,030	0,191	-0,158

Tabla 4.4. Coeficientes para geometría con disminución de flecha para ángulo de ataque=4°

Condiciones	C_L	C_D	C_L / C_D
Incompresible	0,204	0,010	21,109
Laminar	0,290	0,124	2,347
S-A	0,274	0,183	1,501

De la observación de los resultados de las tablas anteriores podemos extraer las siguientes conclusiones.

Para ángulos de ataque nulos tenemos coeficientes de sustentación negativos, lo que implica la necesidad de volar con un cierto ángulo de ataque. Pero al ser coeficientes muy cercanos al 0, podemos suponer que, debido a que es un método de resolución numérico, los valores pueden variar algunas décimas alrededor del valor exacto. Podemos estimar que el valor en los coeficientes de sustentación es nulo para ángulos nulos.

En el caso del ángulo de ataque a 4°, los coeficientes no son iguales a cero, como se puede observar en las tablas.

Comparando los resultados obtenidos entre la geometría con aumento de flecha y la geometría con disminución de flecha. En el caso del incremento de la flecha, los coeficientes de sustentación representan aproximadamente el 50% de los coeficientes en caso de disminución de la flecha. Pero si observamos los coeficientes de resistencia para la geometría con aumento de flecha, son 3 o 4 veces inferiores a los obtenidos en la geometría con disminución de flecha para características de fluidos compresibles. Esto supone una relación L/D superior para el BWB con flecha aumentada en casos compresibles, lo que lleva a concluir que, para altas velocidades, como son 0.85M las flechas elevadas, son más óptimas que las flechas reducidas.

Si contraponemos estos resultados a los obtenidos por la geometría inicial, es decir BWB00, observamos que para el caso de fluido compresible laminar, es mejor la configuración de flecha aumentada, explicada en este apartado. Pero, por el contrario, si observamos el fluido compresible turbulento, la relación L/D para el BWB es igual a 2.085, mientras que para la flecha aumentada es 1.717. Esto da como resultado unas mejores características al BWB00, en estas condiciones. Por esta razón, resulta difícil discernir cuál de los dos casos se asemeja más a las condiciones en vuelo real, ya que para un vuelo a velocidades subsónicas de 0.85M el aire es altamente compresible y el flujo se considera turbulento. Por consiguiente, deberíamos fijarnos en los resultados obtenidos en los flujos compresibles aplicando el modelo turbulento de Spalart-Allmaras, introducido en las tablas como S-A.

Por otra parte, los coeficientes obtenidos en la flecha aumentada, aunque tengan lugar en una relación bastante elevada de L/D, son de valores bastante bajos, aproximadamente el 56% de los obtenidos en la configuración BWB00.

4.3. Variaciones de diedro

El diedro de una aeronave se define como el ángulo que forman las alas con respecto al horizonte, visto el avión de frente.

Existen tres tipos de diedros:

- positivo, formación en que las alas forman una “V” por encima del horizonte,
- neutro, formación en que las alas están paralelas al horizonte,
- negativo, formación en que las alas forman una “V” invertida por debajo del horizonte.

En la figura 4.4 se puede observar gráficamente la diferencia entre aeronaves con diedros distintos.



Fig. 4.4 Tipos de diedro en una aeronave

El diedro también tiene una afectación directa en la estabilidad de la aeronave. Un diedro positivo crea una aeronave más estable contra posibles variaciones o ráfagas de viento. Por el contrario, cuanto mayor sea el ángulo formado por las alas por debajo del horizonte, mayor será la tendencia de la aeronave a perder su estabilidad ante cualquier perturbación.

4.3.1. Diedro neutro

Es posible observar otro tipo de variaciones, como el cambio en el diedro de la aeronave. Se optó por escoger un diedro neutro, algo inferior al de la geometría inicial, con un ángulo de 10° .

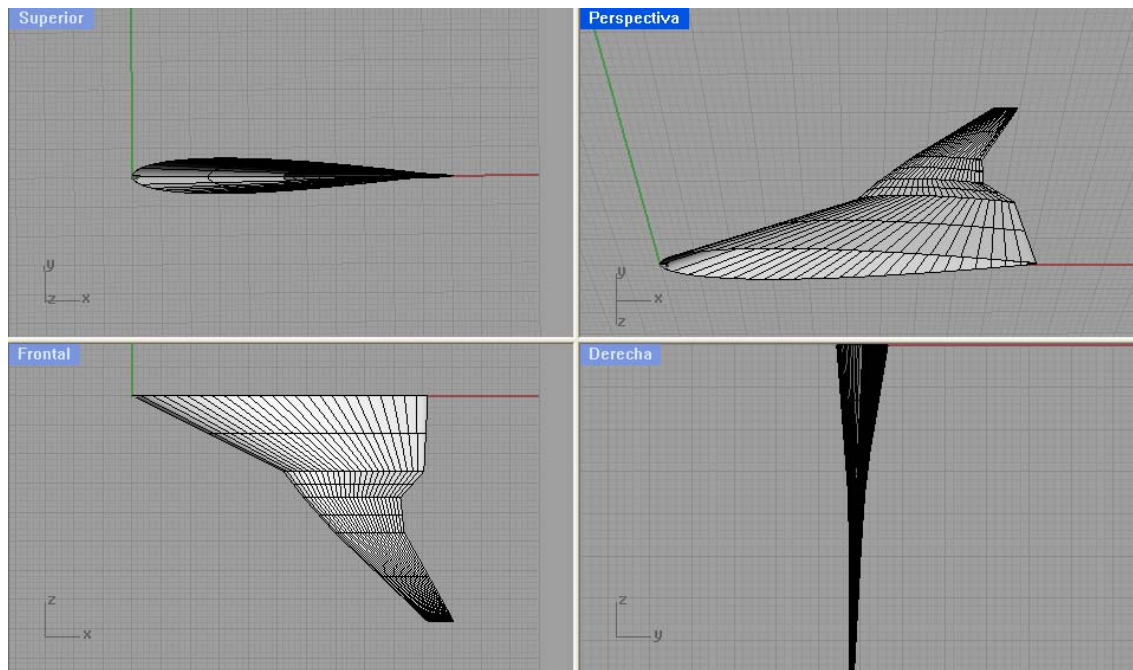


Fig. 4.5 Geometría con diedro nulo extraída de Rhinoceros

Para el caso de un diedro nulo, las variaciones realizadas sobre la geometría inicial BWB00 son muy sencillas. Sólo debemos reducir el diedro inicial de 10° , lo cual se consigue fácilmente colocando el ala en un plano paralelo al horizonte, en el caso de la figura anterior consistiría en el plano xz. De esta manera se obtiene una aeronave sin diedro. Este tipo de modificaciones no hace imprescindible el movimiento de ninguna de las partes de Flying Wing en el eje z o x. Tampoco se produce ningún cambio en el cuerpo central del BWB como en casos anteriores. La figura 4.5 contiene la imagen del Flying Wing con un diedro nulo.

De forma similar a las simulaciones de la flecha, se emplearon varios tipos de flujos, que posibilitaron apreciar los cambios y diferencias de los resultados obtenidos. Se escogieron los mismos ángulos de ataque que en el estudio anterior.

4.3.2. Diedro positivo

La siguiente geometría incluye un diedro positivo, lo que permite realizar comparaciones entre la geometría inicial y la aeronave con un diedro neutro.

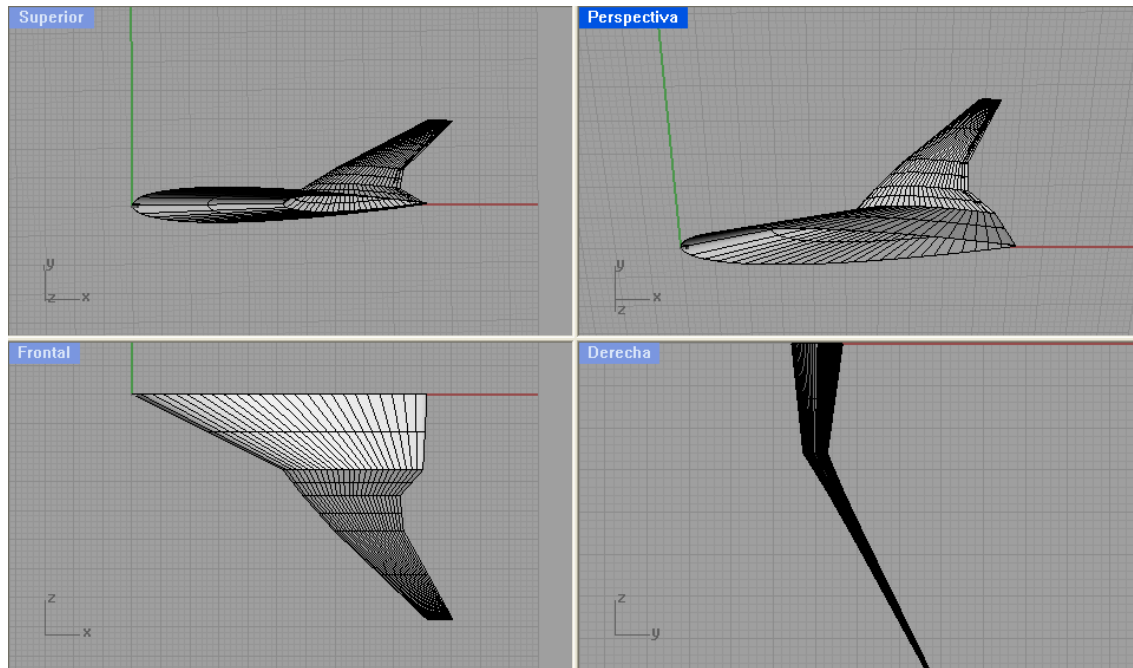


Fig. 4.6 Geometría con diedro positivo extraída de Rhinoceros

Para obtener un diedro positivo, sólo es necesario elevar los perfiles en el eje, formando así el ángulo que se desee. En los demás ejes, las distintas partes del BWB no se desplazan. Sólo el ala cambia su inclinación.

Se escogió un ángulo de 30° para el diedro, puesto que un ángulo superior implicaba una forma forzada de la aeronave. En cambio, un ángulo muy inferior a 30° implicaba un cambio poco significativo respecto de la geometría BWB00. El BWB con un diedro positivo está representado en la figura 4.6.

Al igual que en diedro neutro, se planeó la simulación para flujos incompresibles, compresibles – laminares, compresibles – turbulentos, tanto para ángulos de ataque de 0° como de 4° .

4.3.3. Resultados

Para los cambios producidos por las geometrías con diedro diferente, también resulta interesante estudiar concretamente el coeficiente de sustentación y resistencia.

Los resultados obtenidos son los siguientes:

Tabla 4.5. Coeficientes para geometría con diedro neutro para ángulo de ataque=0°

Condiciones	C_L	C_D	C_L / C_D
Incompresible	-0,026	0,048	-0,533
Laminar	-0,031	0,089	-0,346
S-A	-0,029	0,111	-0,263

Tabla 4.6. Coeficientes para geometría con diedro neutro para ángulo de ataque=4°

Condiciones	C_L	C_D	C_L / C_D
Incompresible	0,178	0,012	15,450
Laminar	0,237	0,072	3,303
S-A	0,229	0,132	1,728

En el caso del estudio del diedro positivo, no fue posible el proceso de mallado y su posterior simulación en Fluent. Por lo que, en el apartado del diedro, sólo se dispone de datos para el caso particular de diedro nulo.

Los coeficientes obtenidos no difieren en sobremanera de los alcanzados con la geometría inicial BWB00. Aunque el C_L es algo inferior y el C_D algo superior, resultando de ello una relación L/D inferior, tanto en el caso de fluido compresible laminar como turbulento.

Esto nos lleva a la conclusión de que un diedro superior a 0° mejora el comportamiento aerodinámico de la aeronave, ya que ha sido comparado con BWB00, el cual presenta un diedro de 10°.

Si el resultado obtenido hubiera conducido a la deducción de que un diedro nulo es mejor para la aeronave, se debería haber optado de todas maneras por una geometría con un diedro positivo. Puesto que, a pesar de que no sea demasiado elevado el valor de este ángulo, da una mayor estabilidad lateral a la aeronave, siendo ésta una de las características más deseables para cualquier diseñador.

4.4. Winglet

Los winglets son alerones verticales que se colocan en los bordes de las alas. Su función es reducir el coeficiente de resistencia inducido (C_{Di}), lo cual consiguen gracias a la eliminación o reducción de vórtices de la punta de las alas. Este elemento actúa como una pared que detiene el flujo de partículas que se desplazan a lo ancho del ala, reducen la formación del torbellino.

La disminución del C_{Di} repercute directamente en la autonomía y en el consumo de una forma muy positiva, disminuyendo el gasto de combustible hasta en un 7%.



Fig. 4.7 Efectos aerodinámicos del winglet

En la figura 4.7. se observa la diferencia de vorticidad entre un ala sin winglet (lado izquierdo o convencional wingtip) y un ala que sí dispone de éste (lado derecho o blended winglet)

Una forma teórica de aumentar la relación sustentación/resistencia, también conocida como L/D , se consigue mediante la adición de un winglet. Esto se debe a la disminución considerable en el coeficiente de resistencia, lo que repercute directamente y de una forma lineal en la fuerza de resistencia. Así pues, al añadir un winglet a la geometría inicial se debería notar una mejora en la relación L/D o un decremento en la turbulencia. Los resultados obtenidos pueden ser comparados con los resultados de la geometría original y determinar si se deben utilizar o prescindir de su uso.

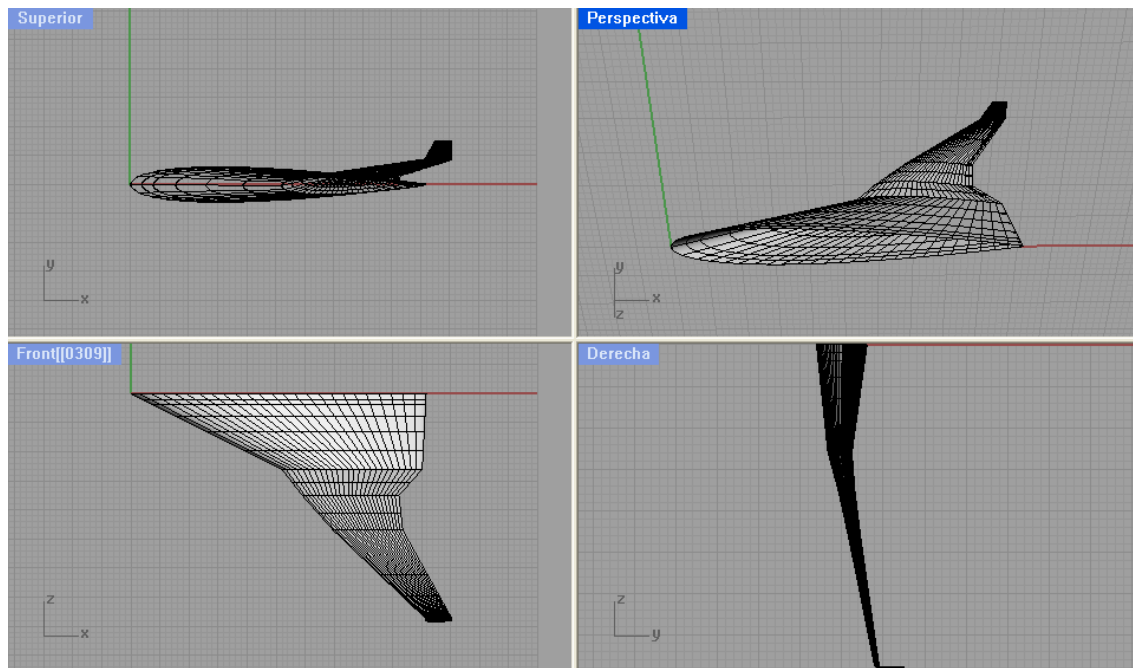


Fig. 4.8 Geometría con winglet incorporado extraída de Rhinoceros

Las variaciones para la introducción de un winglet sólo afectan a una parte muy específica de la geometría. Esta parte es el borde de las alas, como se puede observar en la imagen.

El winglet creado es una superficie más del ala, una extensión de la misma, por lo que se usó el mismo tipo de perfil NACA que en el ala, el 0012, evitando así cambios bruscos en las transiciones entre el ala y el winglet. El winglet forma un ángulo de 80° con la superficie alar, lo que implica que se encuentra perpendicular al plano del horizonte o al plano xz en las figuras. El resto de la geometría no se alteró en ningún aspecto. El único cambio remarkable se encuentra en la zona de unión entre el ala y el winglet. La figura 4.8 muestra la geometría con el winglet añadido.

Para el estudio del winglet se prescindió del uso de simulaciones en fluido incompresible, ya que no se esperaban grandes cambios en este tipo de condiciones. Por lo contrario, se esperaba una mejora en fluidos compresibles de carácter turbulento, puesto que es en este tipo de condiciones en el que se pueden observar turbulencias o torbellinos en los bordes de salida y en las puntas de ala. Por lo tanto, las simulaciones fueron realizadas para flujos compresibles – laminares y compresibles – turbulentos, para poder observar la posible mejora en el coeficiente de resistencia, mejorando por tanto el ratio L/D. Como en todos los casos previos, utilizamos simulaciones con ángulos de ataque a 0° y 4° , para la contraposición con otros resultados en las mismas condiciones.

4.4.1. Resultados

Para observar las posibles mejoras en el comportamiento aerodinámico de la geometría al añadir un winglet, se han de obtener los coeficientes C_L , C_D y también algunos parámetros sobre la turbulencia de la aeronave. Los coeficientes extraídos de Fluent son los siguientes:

Tabla 4.7. Coeficientes para geometría con winglet para ángulo de ataque=0°

Condiciones	C_L	C_D	C_L / C_D
Compresible	-0,019	0,093	-0,210
S-A	-0,017	0,151	-0,115

Tabla 4.8. Coeficientes para geometría con winglet para ángulo de ataque=4°

Condiciones	C_L	C_D	C_L / C_D
Compresible	0,251	0,081	3,089
S-A	0,239	0,142	1,681

De una forma similar a los dos casos precedentes, para ángulos de ataque igual a cero grados obtenemos valores de C_L muy cercanos al 0.

Al contrario de lo esperado, la adición de un Winglet a la geometría del BWB00 no hace disminuir el coeficiente de resistencia general de la aeronave, sino que lo aumenta ligeramente, pasando de un C_D de 0.128 en la geometría inicial a 0.142 al añadir el Winglet. Esto reduce la relación que se está intentando optimizar.

El diseño de un winglet no es una tarea trivial. Los resultados obtenidos apuntan a un fallo en el diseño del winglet. La prueba de diferentes modelos conseguiría la reducción de C_D deseada y la disminución de turbulencia.

4.5. Redondeo de la geometría

Al igual que ocurre con los winglets, los cambios abruptos en la geometría de la aeronave no son beneficiosos para sus performances. Evitar estos cambios abruptos debería mejorar las características aerodinámicas y reducirse los coeficientes de resistencia.

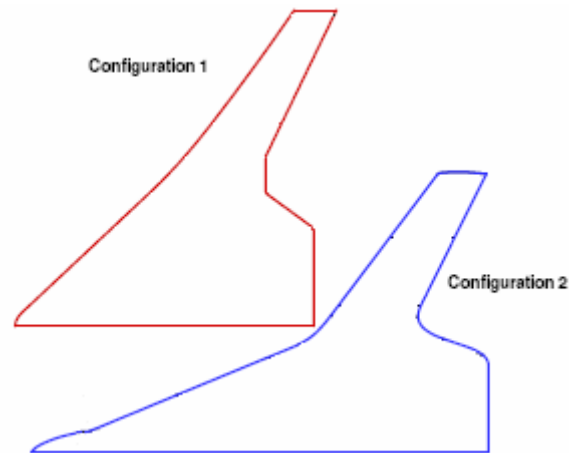


Fig. 4.9 Geometría no redondeada comparada con redondeada

Como se puede apreciar en la figura 4.9, la configuración 1 pertenece a una geometría con cambios abruptos, mientras que la configuración 2 ha sido redondeada, eliminando estas transiciones bruscas.

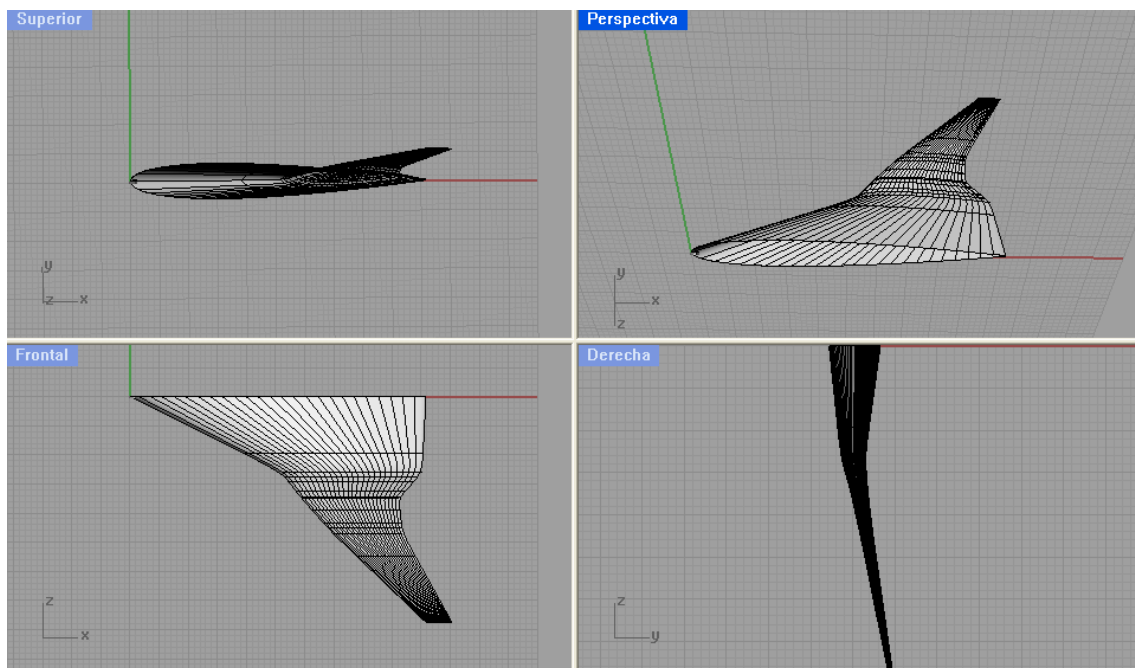


Fig. 4.10 Geometría redondeada extraída de Rhinoceros

Partiendo de la estructura general, no era necesario ningún tipo de cambio, sólo se debía redondear la geometría inicial. Esto es posible aplicando herramientas de CAD o utilizando las opciones que Gambit incorpora. Se optó por la primera posibilidad, empleando Rhinoceros para la mejora de la geometría y su consiguiente redondeo. Los cambios realizados en la geometría se pueden observar en la figura 4.10.

Como en las variaciones de diedro y flecha, para este tipo de mejora se volvieron a utilizar los tres tipos de fluidos en los dos ángulos de ataque empleados con anterioridad.

4.5.1. Resultados

Los parámetros que se desean obtener corresponderían a los coeficientes de sustentación, resistencia y a algunos parámetros que nos permiten apreciar las diferencias de vorticidades a lo largo de la geometría. Los C_L , y C_D obtenidos se encuentran en las siguientes tablas:

Tabla 4.9. Coeficientes para geometría redondeada para ángulo de ataque=0°

Condiciones	C_L	C_D	C_L / C_D
Incompresible	-0,019	0,051	-0,368
Laminar	-0,019	0,094	-0,203
S-A	-0,019	0,155	-0,109

Tabla 4.10. Coeficientes para geometría redondeada para ángulo de ataque=4°

Condiciones	C_L	C_D	C_L / C_D
Incompresible	0,183	0,010	18,377
Laminar	0,248	0,072	3,446
S-A	0,237	0,134	1,764

Los últimos resultados obtenidos son los del redondeo de la geometría del BWB00, en el cual se esperaba una mejora en los coeficientes de resistencia de una forma similar al winglet.

Los resultados obtenidos son escasamente más óptimos que los logrados al añadir el winglet a la estructura. Pero si los comparamos con la forma original BWB00, ésta tiene unas mejores características aerodinámicas. Comparativamente, la pérdida de L/D en la geometría inicial respecto a la de la geometría final es de un 15%, lo que no supone una reducción muy elevada. Sin embargo, se debería comprobar si existe alguna mejora en los parámetros de turbulencia; remolinos y vorticidad, para poder elegir entre la estructura redondeada o la inicial.

Con lo que podemos concluir que los cambios en la estructura, al realizar el redondeo, han sido excesivos, variando la geometría inicial y los perfiles utilizados en un primer momento. Esto ha producido una pérdida de propiedades en la aeronave.

4.6. Conclusión de las mejoras de una geometría 3D

Una vez realizado el estudio sobre la geometría BWB00 y realizados algunos cambios sobre ella, podemos concluir lo siguiente:

- Los cambios resultantes, a escala más reducida, supusieron mayores mejoras que las obtenidas al probar geometrías diversas. Por ello, se pudo llegar a pensar que el caso de la flecha aumentada era el óptimo, sin embargo, como se comenta anteriormente, se optó, al final, por la forma original.
- La creación de un winglet no óptimo para las condiciones de vuelo de esta aeronave, nos hace descartar su uso para las siguientes simulaciones. Es de conveniencia, el estudio de nuevos winglets para nuestra geometría, ya que a las altas velocidades en las que se desplazará, la disminución de turbulencia debida al winglet es muy elevada, siendo conveniente su uso.
- Finalmente, se llega a la conclusión de que la estructura con un mejor nivel aerodinámico, adaptada a nuestras necesidades, es la geometría creada inicialmente.

CAPÍTULO 5. ANÁLISIS DE LA GEOMETRÍA FINAL

5.1. Introducción

Tras el estudio de los resultados obtenidos, se escoge como formación óptima la primera geometría creada, denominada BWB00.

A continuación analizaremos sus propiedades aerodinámicas más a fondo que en el apartado anterior. También se presentará la distribución de presiones en la geometría y se intentará analizar la turbulencia, aunque no era el objetivo inicial del proyecto.

5.2. Resultados FLUENT

Fluent es capaz de mostrarnos mediante imágenes los resultados obtenidos en las simulaciones. Gracias a esta utilidad es posible interpretar la realidad de una forma sencilla.

5.2.1. Perfiles de velocidad y presión

En el capítulo anterior se obtuvieron los coeficientes de sustentación y resistencia, resultando posible la elección de una aeronave óptima.

A continuación se muestran los perfiles de velocidad y de presiones obtenidos por esta geometría. Es posible mostrar resultados a lo largo de toda la envergadura pero se han escogido los perfiles que encontramos a los 23m de la envergadura, siendo el punto donde comienza el ala externa, la parte del ala que tiene función puramente sustentadora.

La figura 5.1 muestra el perfil de velocidades en esta posición de la envergadura.

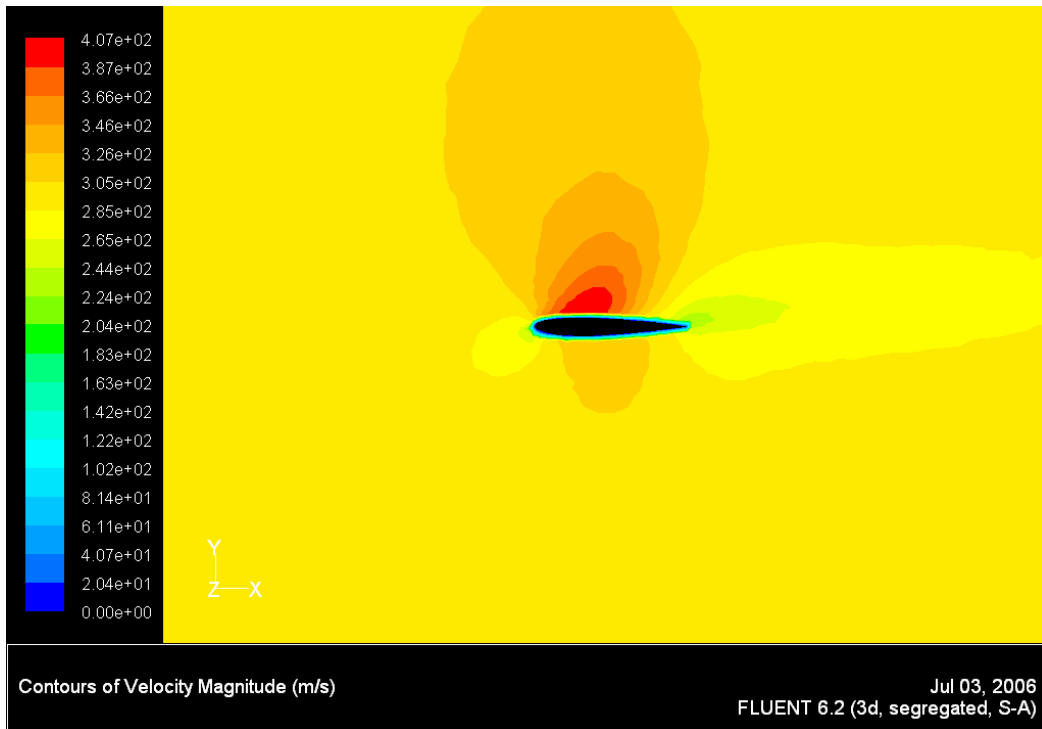


Fig. 5.1 Perfil de velocidades de un corte de la geometría BWB00 con ángulo de ataque 4° , en flujo laminar turbulento. Extraído de Fluent.

En la imagen 5.2 se muestra la distribución de presiones para este punto de la envergadura.

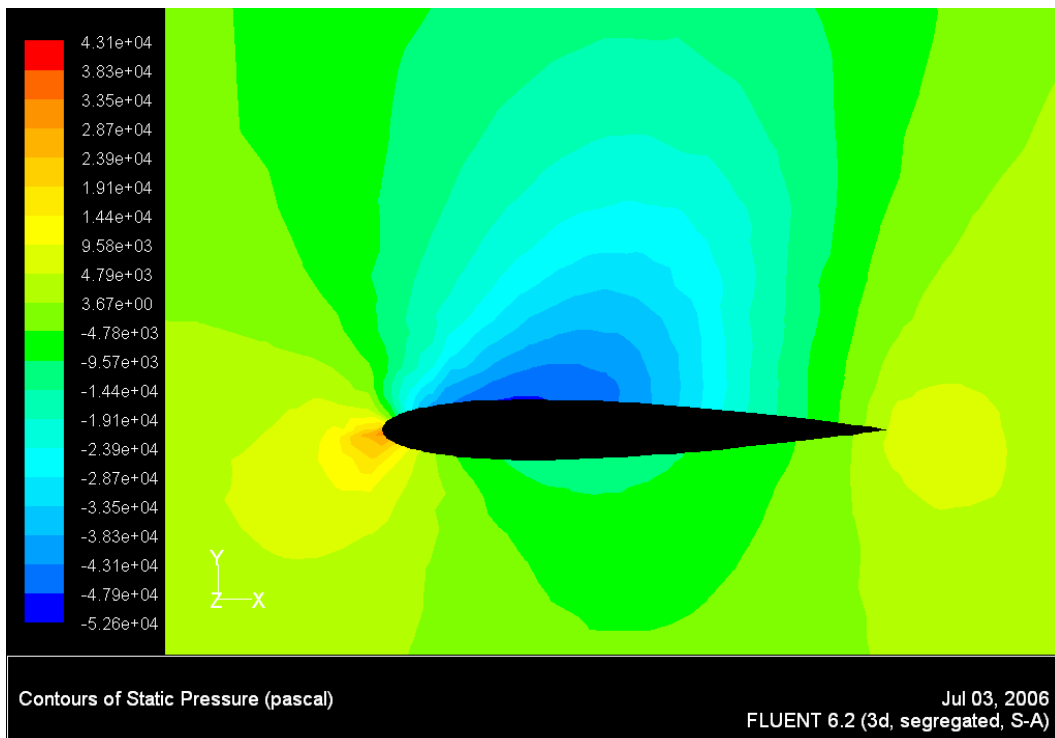


Fig. 5.2 Perfil de presiones de un corte de la geometría BWB00 con ángulo de ataque 4° , en flujo laminar turbulento. Extraído de Fluent.

No es de gran utilidad para este proyecto observar el perfil de velocidades o de presiones en cada uno de los puntos de la envergadura, pero tampoco se debe olvidar. Por eso se muestra una imagen explicatorio de estos perfiles.

En las imágenes se observa que las velocidades en el extradós son muy superiores a las del intradós, como se puede observar en la figura 5.1 en el que la parte superior del perfil se encuentra de color rojo, significando esto una alta velocidad, mientras que en la parte inferior del perfil se observan colores anaranjados, lo que supone una velocidad inferior. Esto conlleva a obtener una presión inferior en el extradós, mientras en el intradós encontramos presiones más elevadas. Esta diferencia de presiones genera una fuerza perpendicular al viento relativo, conocida como sustentación. Como se puede comprobar en la figura 5.2 donde en la parte superior se encuentran colores azulados indicando presiones bajas, mientras en la parte inferior existen colores verdosos lo cual significa una presión mayor.

5.2.2. Distribución de presiones

Un factor a tener en cuenta en la creación de una aeronave, es la distribución de presiones a lo largo de la geometría. Fluent nos permite analizar este caso con facilidad, mostrándonos en imágenes las presiones a las que está sometida la aeronave. En la figura 5.3 se muestra dicha distribución, en la parte superior de la geometría.

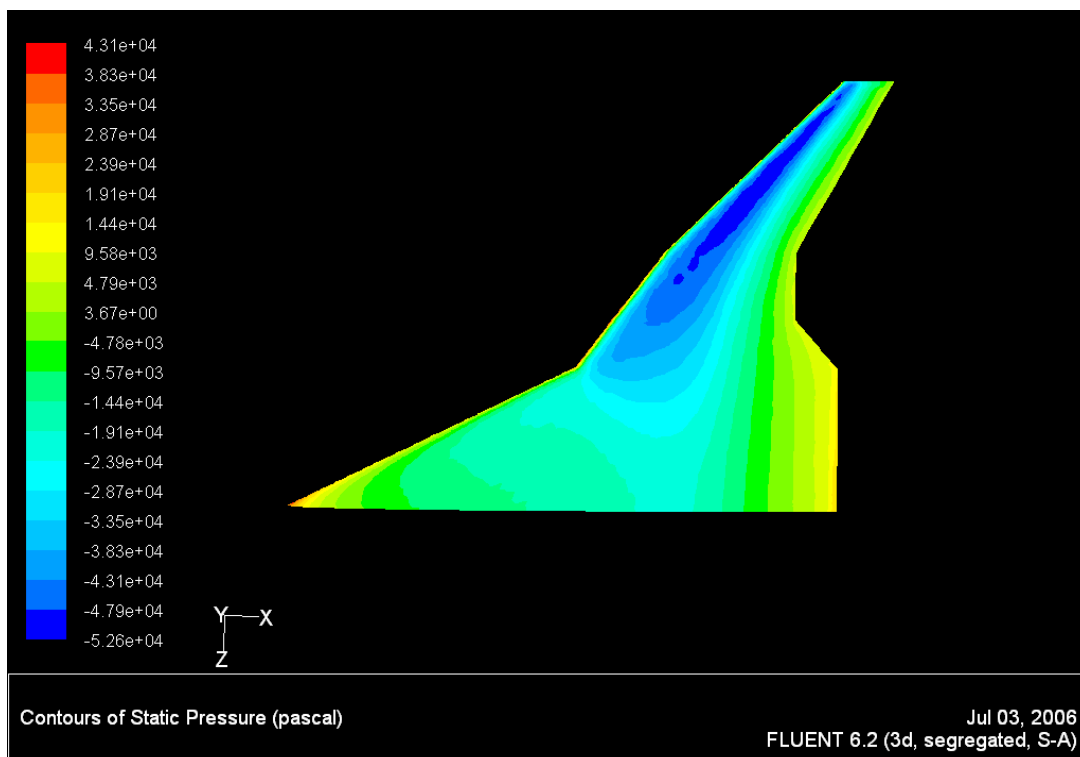


Fig. 5.3 Distribución de presiones de la parte superior de la geometría BWB00 con ángulo de ataque 4° , en flujo laminar turbulento. Extraído de Fluent.

Mientras que en la figura 5.4 podemos ver la distribución para la misma geometría pero vista desde el inferior de la aeronave.

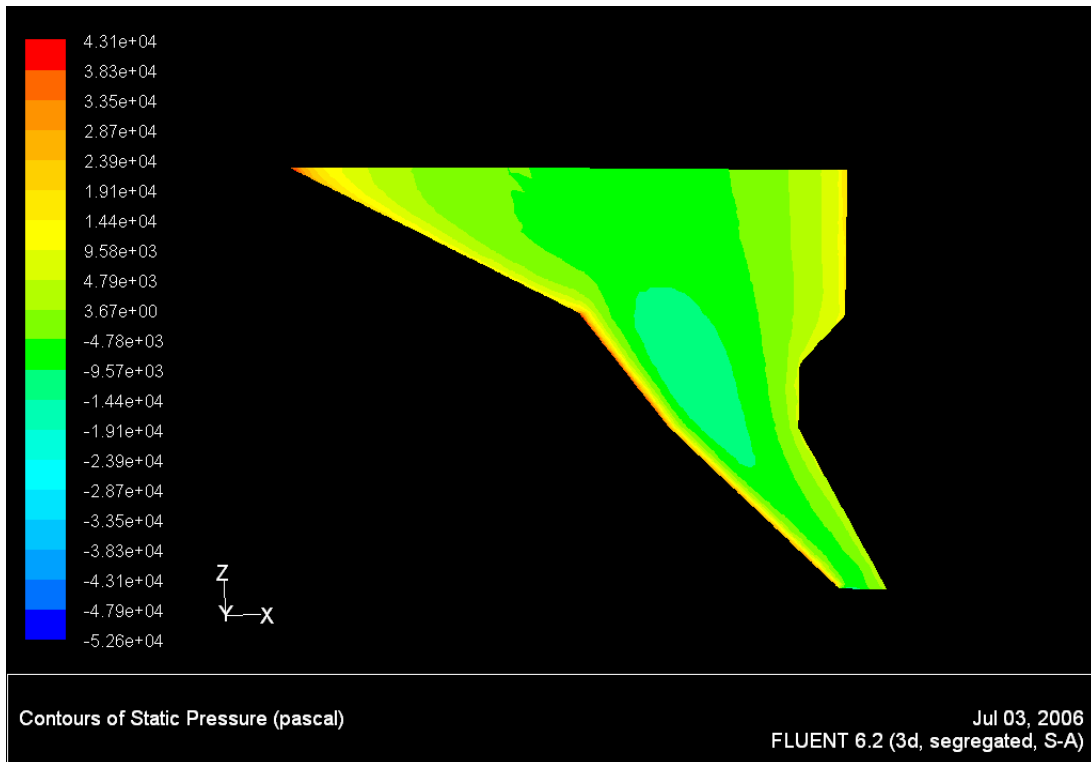


Fig. 5.4 Distribución de presiones de la parte inferior de la geometría BWB00 con ángulo de ataque 4° , en flujo laminar turbulento. Extraído de Fluent.

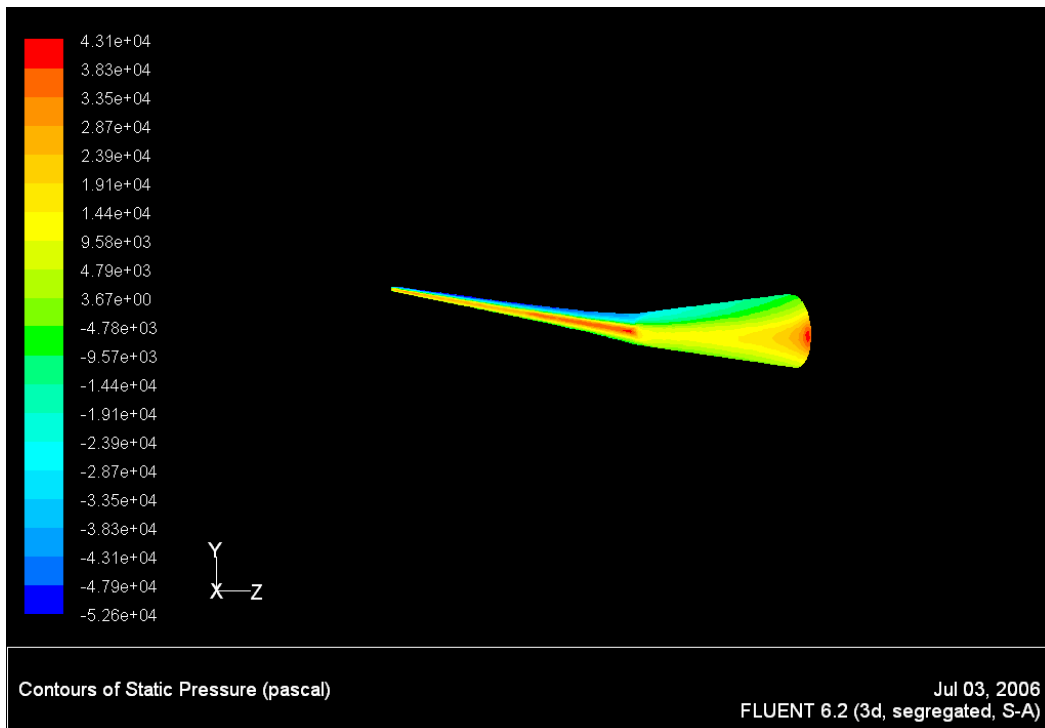


Fig. 5.5 Distribución de presiones de la parte frontal de la geometría BWB00 con ángulo de ataque 4° , en flujo laminar turbulento. Extraído de Fluent.

La última figura (Fig. 5.5) sobre la distribución de presiones corresponde a la visión frontal del BWB00.

Como se puede comprobar en la leyenda de las figuras mostradas, nos muestran a que valores corresponden cada uno de los colores. Los colores verdosos representan presiones nulas, o cercanas al valor 0. Los colores azulados corresponden a presiones negativas. Y por último los colores rojizos representan valores de presiones positivas. Mediante esta escala y observando las imágenes podemos extraer la siguiente información.

En la base de la geometría, es decir, la parte inferior de la aeronave, se encuentran presiones cercanas o ligeramente superiores a valores nulos de presión, mientras que en la parte superior existen valores inferiores a 0Pa de presión, esto es posible ya que las presiones utilizadas son presiones relativas. Existiendo un mínimo de presión alrededor del 25% de la cuerda del ala exterior, que como ya se comentó con anterioridad, tiene una función puramente sustentadora de la aeronave. Esta diferencia de presiones es la que permite a la aeronave levantarse del suelo, ya que, en la parte inferior la presión es mucho inferior a la superior.

El estudio de la distribución de presiones nos permite observar posible zonas donde aparecerán ondas de choque o turbulencias. Para encontrar estos puntos conflictivos debemos fijarnos en las zonas con presiones muy elevadas, de color rojizo.

Si estas zonas aparecieran en la parte inferior o superior de la aeronave serían un factor de preocupación importante, siendo necesario el cambio de la geometría para evitar la posible formación de turbulencias o incluso roturas de la capa límite a altas velocidades. Pero en la geometría BWB00 como se puede comprobar en la figura 5.3 y 5.4, no se observan colores rojizos, lo que significa no existe ningún choque ni problemas de turbulencia.

Si se observa la imagen de la distribución de presiones desde una vista frontal se puede observar, valores de presión elevados, en el borde de ataque. Esto es normal, puesto que todo el aire choca frontalmente contra esta superficie aumentando en gran medida la presión de dichas áreas.

Para completar la vista frontal y la posible formación de turbulencias en el borde de ataque, se presenta la figura 5.6, la cual corresponde a un corte del flujo en el plano xy, es decir, un plano paralelo al horizonte.

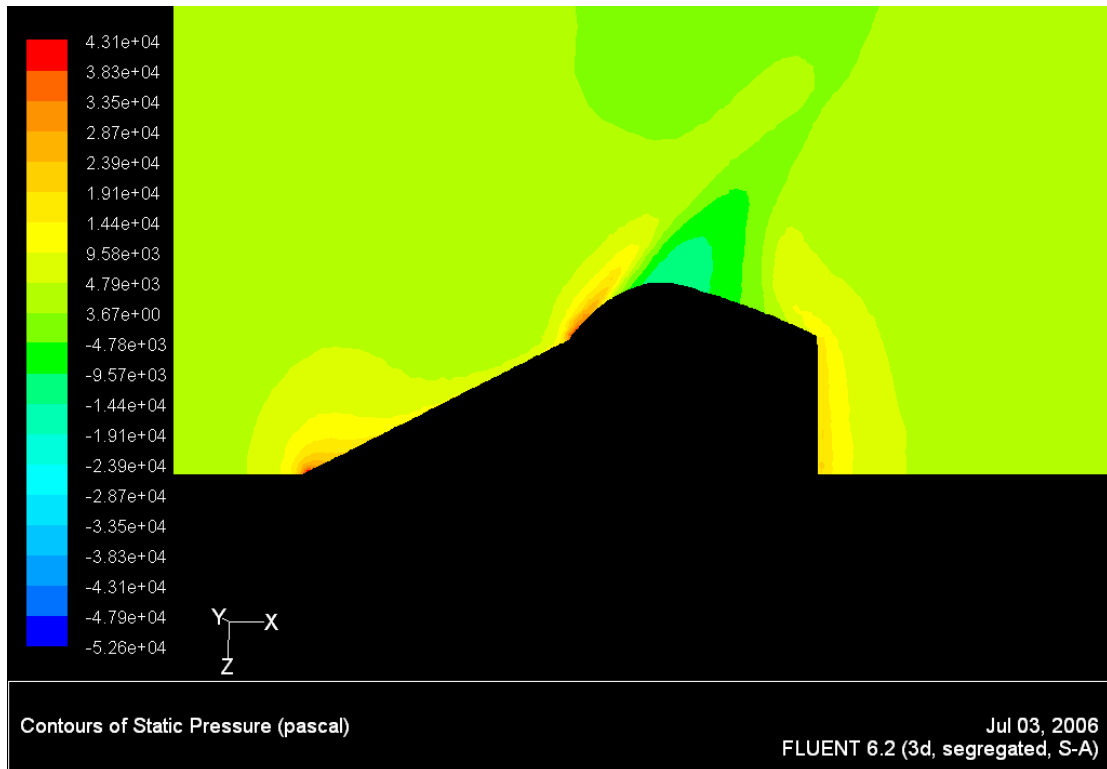


Fig. 5.6 Perfil de presiones de un corte horizontal de la geometría BWB00 con ángulo de ataque 4° , en flujo laminar turbulento. Extraído de Fluent.

Como se puede comprobar, existe un ligero aumento de la presión en el borde ataque. Hay dos zonas con una presión algo superior, estas zonas son el morro de la aeronave y la zona de transición entre el cuerpo central y el ala.

Respecto a la distribución de presiones de nuestra aeronave, podemos concluir en que la geometría del BWB00 es bastante eficiente y no presentará una elevada vorticidad ni problemas de desprendimiento o rotura de capa límite, a velocidades cercanas a la velocidad del sonido. Por lo tanto, la distribución de presiones de esta geometría es óptima.

5.2.3. Resultados numéricos

Los resultados numéricos de la geometría BWB00 se encuentran en el apartado 3.2. en el capítulo de creaciones de geometrías 3D.

CAPÍTULO 6. CONCLUSIONES

Con el objetivo de mejorar y optimizar la geometría 3D de un Flying Wing para velocidades de Mach 0.85 se desarrolló este trabajo.

Tras el estudio de distintas geometrías de BWB, se obtiene como resultado que la geometría con nombre BWB00 obtiene los mejores resultados para el ratio L/D, por lo tanto se considera la geometría general más óptima de las estudiadas.

Posteriormente, se trató de mejorar el BWB00 aplicando una serie de cambios sobre dicha geometría. Se comprueba mediante los resultados numéricos obtenidos, que un aumento en la flecha aumenta el ratio L/D en fluidos compresibles no turbulentos. Por lo contrario una disminución de la flecha provoca una reducción de esta relación. Dadas las necesidades de vuelo a 0.85M, en el que el aire es elevadamente compresible y de carácter turbulento, se descartó como óptima la geometría con aumento de flecha.

En cuanto al estudio del diedro, se escogió el diedro a 10° , de la geometría inicial, puesto que obtenía unos mejores resultados aerodinámicos y proporciona estabilidad lateral a la aeronave. La adición del winglet propuesto no mejoró el coeficiente de resistencia inducido como se esperaba en una primera instancia, lo que conlleva a la necesidad de un estudio más profundo sobre los winglets, para hallar un modelo que mejore notoriamente las características aerodinámicas de la geometría. Por último, el redondeo de la geometría resultó en una pérdida de propiedades, debido a la deformación que sufrió la geometría en el proceso de redondeo, por lo tanto una disminución de los cambios bruscos de la geometría es recomendable, pero si se excede en este proceso se puede llegar a obtener una geometría que difiera de la original.

Todos los cambios realizados son a una escala bastante elevada, es decir, los cambios en la geometría son fácilmente observables. Esto lleva a concluir en que es necesario el estudio de cambios a más baja escala, siendo posible con estos mismos la mejora de las cualidades aerodinámicas de la aeronave.

Gracias a este trabajo, se ha conseguido un modelo sobre el que partir para estudios y trabajos posteriores, ya que la geometría BWB00 está altamente optimizada. Esto ha sido comprobado gracias a la simulación numérica, lo cual permite afirmar la validez de la geometría para posteriores usos.

Una posible optimización futura, es el cambio de los perfiles alares utilizados, ya que los perfiles NACA simétricos son bastante sencillos y conocidos, pero otro tipo de perfiles no simétricos, obtienen mejores relaciones L/D. El uso de estos perfiles supondría una mejora en la geometría de los Flying Wings. Por otra parte, aunque también relacionado con los perfiles alares, un uso de distintos perfiles a lo largo de la envergadura también es una posible fuente de mejora para las aeronaves.

Este trabajo ha sido sólo el inicio del estudio de la optimización de los BWB, siendo posible una extensión del mismo en algunos campos. En un futuro, y como propuesta de trabajos futuros relacionados con éste, es de alto interés comprobar los resultados obtenidos en este trabajo mediante experimentación en túneles de viento.

Otro posible trabajo consiste en el estudio de una forma más detallada de los winglets, para ser capaces de extraer un winglet óptimo que mejore las características aerodinámicas de la geometría. Un tercer y último trabajo posible es la motorización y integración de los motores en la geometría, factor que no se ha tenido en cuenta en este trabajo, pero no por ello poco importante.

CAPÍTULO 7. BIBLIOGRAFÍA

- [1] Qin, N., Vavalle, A., Le Moigne, A., Laban, M., Hackett, K. y Weinerfelt, P., “Aerodynamic considerations of blended wing body aircraft”, *Aerospace Sciences* 40, 321–343 (2004).
- [2] Mialon, B., Fol, T. y Bonnaud, C., “Aerodynamic optimization of subsonic flying wing configurations”, AIAA, 2002-2931.
- [3] Nangia, R.K. y Palmer, M.E. “A Comparative Study of UCAV Type Planforms – Aero Performance & Stability Considerations”, AIAA, 2005-5078.
- [4] Ghigliazza, H., Martínez-Val, R. y Pérez, E. “Flying wing training vértices. Reducing a technological hazard”, *LACCET*, Paper No.19 (2005).
- [5] Langley Research Center, “The Blended-Wing-Body”, NASA, FS-1997-07-24-LaRC (1997).
- [6] Bradley, K., “A sizing Methodology for the Conceptual Design of Blended-Wing-Body Transports”, *Joint Institute for Advancement of Flight Sciences*.
- [7] Hepperle, M. y Heinze, W. “Future Global Range Transport Aircraft”, *German Aerospace Center*.
- [8] Langley Research Center, “The Blended-Wing-Body”, *NASA Facts online*, FS-2001-04-24-LaRC (2001).
- [9] <http://www.fluent.com/>
- [10] <http://en.wikipedia.org/wiki/Winglet>
- [11] <http://www.inicia.es/de/vuelo/PBV/PBV14.html>