



UNIVERSITAT  
POLITÈCNICA  
DE VALÈNCIA



UNIVERSITAT POLITÈCNICA DE VALÈNCIA

Escuela Técnica Superior de Ingeniería del Diseño

Estudio CFD de la influencia de la deflexión de las  
superficies de control primarias del Boeing 737-800

Trabajo Fin de Grado

Grado en Ingeniería Aeroespacial

AUTOR/A: Lameche Houari, Othman

Tutor/a: Margot, Xandra Marcelle

CURSO ACADÉMICO: 2021/2022



UNIVERSITAT  
POLITÈCNICA  
DE VALÈNCIA



UNIVERSITAT POLITÈCNICA DE VALÈNCIA

Escuela Técnica Superior de Ingeniería del Diseño

---

Estudio en CFD de la influencia de la deflexión  
de las superficies de control primarias  
del Boeing 737-800

---

*TRABAJO FINAL DEL:*  
Grado en Ingeniería Aeroespacial

*REALIZADO POR:*  
Othman Lameche Houari

*TUTORIZADO POR:*  
Xandra Marcelle Margot

CURSO ACADÉMICO: 2021/2022

# Agradecimientos

A mi familia, por todo el esfuerzo que han hecho por educarme y convertirme en la persona que soy a día de hoy.

A mi tutora, Xandra, por guiarme en la elaboración de este trabajo y su paciencia conmigo.

A mis amigos y a María, por sus fuerzas y ánimos en los momentos más complicados; y en especial a mi amigo Antonio por compartir estos 4 años de grado conmigo.

Y, por último, a todos los que sabéis lo agradecido que me siento por todo lo que hacéis por mí: Gracias.



# Resumen

El objetivo principal del presente trabajo de final de grado es analizar la influencia de las superficies de control primarias (alerón, timón de profundidad y timón de dirección) en una aeronave de tipo comercial, empleando para ello el Boeing 737-800.

El análisis realizado se basa en un estudio en CFD (*Computational Fluid Dynamics*) por medio del uso del programa *STAR-CCM+*. Para ello, se estudian diversas configuraciones de dichas superficies de control en la aeronave, diferenciándose cuatro (4) casos claros: Deflexión de alerón, deflexión de timón de profundidad, deflexión de alerón y timón de profundidad, y deflexión de timón de dirección. Para cada uno de ellos, se analizan dos (2) deflexiones de cada superficie de control distintas en condiciones de vuelo en crucero.

El documento se encuentra estructurado de tal forma que permita, primeramente, entender el escenario general del tema a tratar, así como los objetivos del proyecto y la motivación para su realización. Después, se lleva a cabo una explicación del marco teórico que engloba los aspectos propios de la mecánica del vuelo longitudinal y lateral-direccional, así como los relacionados con CFD. Posteriormente, se realiza una exposición y análisis de los resultados obtenidos por medio del estudio, para finalizar obteniendo las conclusiones más relevantes y elaborando un presupuesto que refleje los costes asociados al uso de los *Software* empleados y las horas invertidas por parte del realizador del estudio y la tutora del mismo.

**Palabras Clave:** CFD, STAR-CCM+, Boeing, B737-800, Longitudinal, Lateral-Direccional, alerón, timón.

# Nomenclatura

$\theta$	Ángulo de Asiento Longitudinal [ $rad$ ]
$\phi$	Ángulo de Asiento Lateral [ $rad$ ]
$\psi$	Ángulo de Rumbo o Azimut [ $rad$ ]
$m$	Masa [ $kg$ ]
$V$	Velocidad [ $\frac{m}{s}$ ]
$\alpha$	Ángulo de Ataque [ $rad$ ]
$\beta$	Ángulo de Derrape [ $rad$ ]
$S$	Superficie de Referencia [ $m^2$ ]
$\rho$	Densidad [ $\frac{kg}{m^3}$ ]
$T$	Empuje [ $N$ ]
$g$	Aceleración de la Gravedad [ $\frac{m}{s^2}$ ]
$p$	Velocidad Angular de Alabeo [ $\frac{rad}{s}$ ]
$q$	Velocidad Angular de Cabeceo [ $\frac{rad}{s}$ ]
$r$	Velocidad Angular de Guiñada [ $\frac{rad}{s}$ ]
$C_D$	Coficiente de Resistencia Aerodinámica [-]
$C_L$	Coficiente de Sustentación [-]
$C_l$	Coficiente de Momento de Alabeo [-]
$C_M$	Coficiente de Momento de Cabeceo [-]
$C_N$	Coficiente de Momento de Guiñada [-]
$I_{xx}$	Inercia en Eje Principal X [ $kg \cdot m^2$ ]
$I_{yy}$	Inercia en Eje Principal Y [ $kg \cdot m^2$ ]
$I_{zz}$	Inercia en Eje Principal Z [ $kg \cdot m^2$ ]
$L$	Momento de Alabeo [ $N \cdot m$ ]
$M$	Momento de Cabeceo [ $N \cdot m$ ]
$N$	Momento de Guiñada [ $N \cdot m$ ]

# Índice General

Agradecimientos	I
Resumen	III
Nomenclatura	IV
Índice de figuras	VIII
Índice de cuadros	IX
<b>1. Introducción</b>	<b>1</b>
1.1. Introducción General . . . . .	2
1.2. Motivación del Estudio . . . . .	2
1.3. Objetivos . . . . .	3
1.3.1. Objetivo General . . . . .	3
1.3.2. Objetivos Específicos . . . . .	3
<b>2. Marco Teórico</b>	<b>4</b>
2.1. Mecánica del Vuelo Longitudinal y Lateral-Direccional . . . . .	5
2.1.1. Hipótesis Aceptadas y Descripción del Modelo . . . . .	5
2.1.2. Definiciones Previas . . . . .	5
2.1.3. Control y Dinámica Longitudinal . . . . .	6
2.1.4. Control y Dinámica Lateral-Direccional . . . . .	6
2.1.5. Ecuaciones de la Dinámica . . . . .	7

<b>3. Configuración Inicial para el Cálculo en CFD</b>	<b>9</b>
3.1. Introducción a <i>Computational Fluid Dynamics</i> (CFD)	10
3.1.1. Ecuaciones de Gobierno en CFD	11
3.2. Modelo CAD de la Aeronave (3D)	12
3.2.1. Ala	13
3.2.2. Estabilizador Horizontal	14
3.2.3. Estabilizador Vertical	16
3.2.4. Volúmenes de Control	17
3.2.5. Superficies de Control	19
3.3. Mallado	19
3.4. <i>Set-Up</i> Inicial	23
3.4.1. Modelos Físicos	23
3.4.2. Condiciones de Contorno ( <i>Boundary Conditions</i> )	24
3.4.3. Valores de Referencia ( <i>Reference Values</i> ) y Condiciones Iniciales	24
<b>4. Definición de los Casos de Estudio</b>	<b>26</b>
4.1. CASO BASE	27
4.2. CASO #1: Deflexión de Alerón	27
4.3. CASO #2: Deflexión de Timón de Profundidad	27
4.4. CASO #3: Deflexión Simultánea de Alerón y Timón de Profundidad	28
4.5. CASO #4: Deflexión del Timón de Dirección	28
<b>5. Análisis de los Resultados Obtenidos</b>	<b>30</b>
5.1. Criterios de Convergencia	31
5.2. Análisis de resultados: CASO BASE	31
5.2.1. Post-Proceso	32
5.3. Análisis de resultados: CASO #1	34
5.3.1. Caso 1.1.	35
5.3.2. Caso 1.2.	36

5.4. Análisis de resultados: CASO #2 . . . . .	36
5.4.1. Caso 2.1. . . . .	37
5.4.2. Caso 2.2. . . . .	38
5.5. Análisis de resultados: CASO #3 . . . . .	38
5.5.1. Caso 3.1. . . . .	38
5.5.2. Caso 3.2. . . . .	39
5.6. Análisis de resultados: CASO #4 . . . . .	40
5.6.1. Caso 4.1. . . . .	40
<b>Bibliografía</b>	<b>44</b>

# Índice de figuras

3.1. Esquema General de estudio en CFD [1]. . . . .	10
3.2. Posición de los perfiles aerodinámicos a lo largo de la envergadura alar . . .	14
3.3. Modelo del Estabilizador Horizontal en <i>Fusion360</i> . . . . .	15
3.4. Modelo del Estabilizador Vertical en <i>Fusion360</i> . . . . .	16
3.5. Dominio Fluido, Estela y Volumen Cercano al Cuerpo en <i>Fusion360</i> . . . .	18
3.6. Volúmenes de Control para Ala y Cola <i>Fusion360</i> . . . . .	18
3.7. Malla del Dominio Fluido . . . . .	21
3.8. Mallado del Modelo con zoom en el cuerpo . . . . .	21
3.9. Representación del refinamiento aplicado a las superficies de control primarias	22
3.10. Representación del <i>Skewness Angle</i> de la malla. . . . .	23
5.1. Contorno de Presiones para el Caso Base. . . . .	33
5.2. Contorno de Velocidades para el Caso Base. . . . .	34
5.3. Zoom de la Malla en alerón derecho (Caso 1.1.). . . . .	35
5.4. Zoom de la Malla en el timón de profundidad (Caso 2.1.). . . . .	37
5.5. Zoom de la Malla en el timón de dirección (Caso 4.1.). . . . .	40

# Índice de cuadros

3.1. Parámetros geométricos del Fuselaje simplificado de la aeronave . . . . .	12
3.2. Parámetros geométricos del ala empleada para el estudio del modelo de la aeronave . . . . .	13
3.3. Perfiles Aerodinámicos del Ala y sus características [2] . . . . .	13
3.4. Características Geométricas del Alerón . . . . .	14
3.5. Parámetros geométricos del estabilizador horizontal empleado para el estudio del modelo de la aeronave . . . . .	15
3.6. Características Geométricas del Timón de Profundidad . . . . .	16
3.7. Parámetros geométricos del estabilizador vertical empleado para el estudio del modelo de la aeronave . . . . .	17
3.8. Características Geométricas del Timón de Dirección . . . . .	17
3.9. Dimensiones de los Volúmenes de Control . . . . .	19
3.10. Modificación de los <i>Default Controls</i> del <i>Automated Mesh</i> (Mallado) . . . . .	20
3.11. Creación de los <i>Custom Controls</i> para el mallado . . . . .	20
3.12. Modelos Físicos para la simulación . . . . .	23
3.13. Condiciones de Vuelo para el estudio CFD . . . . .	24
3.14. Condiciones Iniciales para el estudio CFD . . . . .	25
4.1. Definición de las Configuraciones para el Caso #1 . . . . .	27
4.2. Definición de las Configuraciones para el Caso #2 . . . . .	28
4.3. Definición de las Configuraciones para el Caso #3 . . . . .	28
4.4. Definición de las Configuraciones para el Caso #4 . . . . .	29

5.1. Valores de los Coeficientes Aerodinámicos para Caso Base . . . . .	32
5.2. Variaciones de los Coeficientes Aerodinámicos para Caso 1.1. . . . .	35
5.3. Variaciones de los Coeficientes Aerodinámicos para Caso 1.2. . . . .	36
5.4. Variaciones de los Coeficientes Aerodinámicos para Caso 2.1. . . . .	37
5.5. Variaciones de los Coeficientes Aerodinámicos para Caso 2.2. . . . .	38
5.6. Variaciones de los Coeficientes Aerodinámicos para Caso 3.1. . . . .	39
5.7. Variaciones de los Coeficientes Aerodinámicos para Caso 3.2. . . . .	39
5.8. Variaciones de los Coeficientes Aerodinámicos para Caso 4.1. . . . .	40
5.9. Costes asociados a la realización del Trabajo . . . . .	43

# Capítulo 1

## Introducción

Este primer capítulo del documento establece los aspectos genéricos del tema estudiado en la realización del presente Trabajo de Final de Grado. En él se hará una introducción general al proyecto, estableciendo los objetivos del mismo y la motivación del estudio.

## 1.1. Introducción General

El mundo de la aviación, al igual que el resto de ámbitos que engloba el sector aeronáutico, requiere de un profundo y detallado estudio que permita la correcta implementación de todos sus aspectos y matices concretos. Dos de ellos, con gran relevancia en relación con la estabilidad y control y, por ende, con la seguridad, son los conocidos como Control Longitudinal y Control Lateral-Direccional.

El Control Longitudinal de una aeronave depende, fundamentalmente, del timón de profundidad (estabilizador horizontal) y de la palanca de gases del motor. Cabe destacar que el control longitudinal es aquel que permite dominar el ángulo de cabeceo (Pitch Angle,  $\theta$ ) y, por tanto, su correspondiente velocidad angular y momento. Por otro lado, el Control Lateral-Direccional, supeditado a los alerones (propios del ala) y al timón de dirección (estabilizador vertical) constituye un aspecto de mayor complejidad en lo respectivo a la Mecánica de Vuelo. La razón principal de esto es que, aunque con el fin de simplificar el estudio de ambos tipos de control, es común considerar que se encuentran desacoplados, la realidad es que esto no es así.

Dado que el estudio y resolución analítica de ciertas cuestiones que se plantean en este ámbito resultan de una elevada complejidad, se emplean métodos de resolución numérica que nos ofrecen soluciones de gran exactitud y que permiten la realización de un análisis muy detallado. Entre ellos, el más destacado es el uso de *Computational Fluid Dynamics*, CFD. Existen numerosos *Software* para el estudio de CFD. Entre ellos, uno de los más destacados es el *STAR-CCM+*, que es el empleado para la realización del presente trabajo académico.

Si además de considerar la inmensidad de conceptos directamente relacionados con el control de una aeronave y su aerodinámica, se tiene en cuenta la diversidad de aeronaves existentes en la actualidad, resulta evidente que el estudio de la controlabilidad es propio y específico de cada modelo de avión. Por esta razón, para el presente estudio se va a analizar el modelo de aeronave Boeing 737-800.

El Boeing 737-800 ocupa el tercer puesto en la lista de aviones más empleados por las aerolíneas comerciales del mundo [3] y se trata del modelo más usado en algunas, como *Ryanair*. Como consecuencia de su grado de empleo y su creciente popularidad entre las aerolíneas comerciales, queda de manifiesto la importancia de un correcto análisis de su controlabilidad.

## 1.2. Motivación del Estudio

El interés para la realización de este trabajo proviene de haber cursado diferentes asignaturas a lo largo del Grado en Ingeniería Aeroespacial. Por su parte, *Ampliación de Mecánica de Fluidos*, *Aerodinámica I* y *Aerodinámica II* son las que llevan al alumno a aprender sobre la importancia del estudio y análisis por medio de CFD, concretamente por medio del uso de *STAR-CCM+*. Pese a su importancia, es evidente que adquirir amplios conocimientos sobre CFD requiere de una inversión de tiempo y esfuerzo superior a la alcanzable por medio de haber cursado, únicamente, estas asignaturas. Es por ello

que, motivado por la gran cantidad de información aportada por los profesores de dichas materias, se presenta un escenario ideal para el uso de dicho *Software*, que permite al alumno ahondar en su uso y aplicaciones.

Por otra parte, las asignaturas *Mecánica de Vuelo* y *Ampliación de Mecánica de Vuelo*, en las que se estudiaron los aspectos relativos al Control Longitudinal y Lateral-Direccional, suponen la fuente de motivación para la realización de este estudio en CFD enfocado en las superficies de control primarias.

Dentro de los ámbitos que el estudio de estas dos últimas asignaturas abarca, aquel que más intriga crea en el estudiante es el análisis de accidentes. Por medio de la lectura de ciertos artículos [4], se recopila información acerca de una serie de accidentes causados por problemas en el timón de dirección de aeronaves tipo Boeing 737, que llevaron al diseño de los Boeing 737 Next Generation (familia a la que pertenece el B737-800 estudiado en el presente documento).

Todo lo previamente descrito culmina en la realización de este estudio.

### 1.3. Objetivos

#### 1.3.1. Objetivo General

El principal objetivo del trabajo académico es analizar, por medio del uso de CFD, la influencia de la deflexión de los alerones, timón de profundidad y timón de dirección de una aeronave de tipo comercial. Todo ello, a través del estudio de las fuerzas y momentos generados, así como de la estela provocada por sus deflexiones.

#### 1.3.2. Objetivos Específicos

En lo que respecta a los objetivos específicos, algunos de los más destacados son:

- Realizar un correcto mallado del modelo CAD en 3D para la obtención de resultados correctos y coherentes.
- Obtener resultados que permitan visualizar la importancia de las superficies de control primario
- Estructurar correctamente el proyecto para facilitar a sus lectores el entendimiento del estudio realizado y la visualización de los resultados obtenidos

## Capítulo 2

# Marco Teórico

El Marco Teórico de cualquier proyecto define las bases en las que se fundamenta el estudio realizado. Con el fin de permitir al lector entender correctamente los conceptos en los que ahonda el presente trabajo, se define un Marco Teórico que engloba los conocimientos propios de la Mecánica del Vuelo en los que se profundiza a lo largo del mismo.

## 2.1. Mecánica del Vuelo Longitudinal y Lateral-Direccional

En el anterior capítulo del documento se ha comentado la importancia del Control Longitudinal y Lateral-Direccional de una aeronave, así como el grado de implicación que ambos tienen en las aeronaves de tipo comercial.

En esta sección se van a comentar los aspectos teóricos más relevantes sobre la Mecánica del Vuelo Longitudinal y Lateral-Direccional. El objetivo principal es constituir la base teórica que fundamenta el estudio realizado en CFD, así como facilitar la comprensión de los resultados obtenidos, que quedan expuestos en el quinto capítulo, *Capítulo 5: Análisis de Resultados*.

Un detalle resaltable es el hecho de que, al estudiar la dinámica longitudinal y lateral-direccional de una aeronave desde un punto de vista académico, siempre se recurrirá a las *soluciones lineales* de las ecuaciones. La razón principal de este hecho es que el principal objetivo de su estudio y comprensión es la obtención de conclusiones generales de la misma, que permitan entenderla correctamente.

### 2.1.1. Hipótesis Aceptadas y Descripción del Modelo

Desde el punto de vista académico, se considera el avión como un cuerpo rígido con seis (6) grados de libertad, habiendo tres (3) de rotación y tres (3) de traslación. Además de esto, es preciso tener en cuenta algunas de las hipótesis empleadas [5]:

- La consideración del Centro de Masas del avión como origen de las ecuaciones conlleva que las ecuaciones relacionadas con el movimiento de rotación son independientes de aquellas propias del movimiento de traslación, aunque esto no ocurre al revés
- La fuerza gravitatoria no genera momentos. Asimismo, no se considera la influencia del giro de la Tierra.
- La masa de la aeronave se considera constante. Cabe destacar que esta hipótesis resulta útil cuando se lleva a cabo un estudio sobre la estabilidad de la aeronave, pero no cuando lo que se estudia son las actuaciones de la misma.

### 2.1.2. Definiciones Previas

Resulta esencial conocer algunos aspectos conceptuales directamente relacionados con la Mecánica del Vuelo para poder entender de qué se trata el control longitudinal y lateral-direccional de una aeronave.

Primeramente, es preciso conocer los sistemas de Referencia más empleados para su correcto tratamiento, siendo estos los siguientes:

- **Sistema Ejes Cuerpo:** La realidad es que existen diversas formas de representar un sistema de referencia de este tipo. Esto se debe a que la principal característica

que poseen es que los ejes se encuentren fijos con respecto al avión. A pesar de ello, la que se aceptará para las posteriores explicaciones será la siguiente:

Origen de la aeronave en su Centro de Masas, con el Eje  $X$ , comunmente conocido como longitudinal, hacia el morro de la aeronave en la *Línea de Sustentación Nula*; Eje  $Y$  (o transversal) apuntando hacia el ala derecha mirando desde el Centro de Masas hacia el morro; y Eje  $Z$  con sentido positivo hacia abajo del avión.

- **Sistema Ejes Viento:** En dicho sistema de referencia, el Eje  $X$  posee la misma dirección que el vector velocidad aerodinámica, pero en sentido opuesto. Por su parte, el Eje  $Y$  se encuentra alineado con el eje transversal del Sistema Ejes Cuerpo, y el Eje  $Z$  es ortogonal a los otros dos.
- **Sistema Ejes Horizonte Local:** En él, el Eje  $X$  está dirigido hacia el Norte, el  $Y$  hacia el Este, y el  $Z$  es ortogonal a ambos.

La transformación de un sistema de referencia a otro es posible. Para ello, existen *Matrices de Rotación*, basadas en el uso de los *Ángulos de Euler*, siendo estos los que definen la *actitud* de la aeronave:

- **Ángulo de Asiento Lateral:** Representado por medio de la letra griega,  $\phi$
- **Ángulo de Asiento Longitudinal:** Comúnmente referido como  $\theta$
- **Ángulo de Rumbo:** Representado por medio de  $\psi$

El cálculo de dichos ángulos se puede llevar a cabo a través del uso de las conocidas como *Ecuaciones de Bryan*, que serán introducidas en la *Subsección 2.1.5*.

### 2.1.3. Control y Dinámica Longitudinal

El Control Longitudinal de una aeronave es aquel que gobierna el ángulo de cabeceo (definido como *Ángulo de Asiento Longitudinal*) de la misma alrededor de su eje lateral o transversal (previamente definido como Eje  $Y$  para los Sistemas Ejes Cuerpo y Ejes Viento). En términos del estudio realizado, este se encuentra directamente relacionado con la deflexión del timón de profundidad, superficie de control localizada en el estabilizador horizontal de la aeronave.

El funcionamiento de los mismos resulta intuitivo si se conoce la dinámica básica de una aeronave: si el timón de profundidad se deflecta hacia abajo, la sustentación aumenta y, por tanto, esta asciende y el morro del avión baja.

### 2.1.4. Control y Dinámica Lateral-Direccional

El Control Lateral-Direccional de la aeronave es aquel que presenta el dominio sobre los ángulos de alabeo y de guiñada (previamente descritos como *Ángulo de Asiento Lateral* y *Ángulo de rumbo o azimut*). El tratamiento de la dinámica relacionada con este tipo

de control resulta de una mayor complejidad que el descrito en la subsección anterior. Una de las causas principales de esto es la existencia de numerosos acoplamientos que no permiten la consideración independiente del Control Lateral-Direccional con respecto del Longitudinal, siendo la principal el conocido como *Acoplamiento Inercial por Alabeo* [6].

Las superficies encargadas del control lateral de la aeronave son los alerones. Por medio de la deflexión de los mismos, se produce una *inclinación* del avión alrededor de su eje longitudinal, conocida como movimiento de alabeo. La deflexión positiva de los alerones considerada es la que causa un descenso del ala derecha (y el consecuente ascenso de la izquierda). Esto tiene lugar cuando se induce una deflexión hacia arriba del ala derecha (que genera un descenso de sustentación) y hacia abajo del ala izquierda (aumento de sustentación).

Por otro lado, el timón de dirección (localizado en el estabilizador vertical) es el encargado del control direccional. Su deflexión genera un momento de guiñada. En este caso, la deflexión se considera positiva cuando produce un giro del morro del avión hacia la derecha (alrededor del Eje  $Z$ ) [7].

### 2.1.5. Ecuaciones de la Dinámica

Las ecuaciones de la dinámica a las que se ha hecho alusión previamente con el nombre de *Ecuaciones de Bryan* son las siguientes (Ver *Ecuaciones 2.1 a 2.12*) [8]:

#### Ecuaciones de Fuerzas

$$m \cdot \left( \frac{dV}{dt} + V \cdot (q\alpha - r\beta) \right) = T + \frac{1}{2} \rho(z) S V^2 \cdot (-CD + \alpha CL) - mg \sin(\theta) \quad (2.1)$$

$$m \cdot \left( \beta \frac{dV}{dt} + V \cdot (r - p\alpha + \frac{d\beta}{dt}) \right) = \frac{1}{2} \rho(z) S V^2 (CY) + mg \sin(\phi) \cos(\theta) \quad (2.2)$$

$$m \cdot \left( \alpha \frac{dV}{dt} + V \cdot (p\beta - q + \frac{d\alpha}{dt}) \right) = -\frac{1}{2} \rho(z) S V^2 \cdot (CL + \alpha CD) + mg \cos(\phi) \cos(\theta) \quad (2.3)$$

#### Ecuaciones de Momentos

$$\frac{dp}{dt} = \frac{I_{zz}}{A} L + \frac{I_{xz}}{A} N + \frac{I_{xz} \cdot (I_{xx} - I_{yy} + I_{zz})}{A} p \cdot q + \frac{I_{zz} \cdot (I_{yy} - I_{zz}) - I_{xz}^2}{A} r \cdot q \quad (2.4)$$

$$\frac{dq}{dt} = \frac{M}{A} + \frac{I_{zz} - I_{xx}}{I_{yy}} p \cdot r + \frac{I_{xz}}{I_{yy}} (r^2 - p^2) \quad (2.5)$$

$$\frac{dr}{dt} = \frac{I_{xx}}{A}N + \frac{I_{xz}}{A}L + \frac{I_{xx} \cdot (I_{xx} - I_{yy}) + I_{xz}^2}{A}p \cdot q + \frac{I_{xz} \cdot (I_{yy} - I_{xx} - I_{zz})}{A}r \cdot q \quad (2.6)$$

$$\text{con } A = (I_{xx}I_{zz} - I_{xz}^2)$$

### Ecuaciones de Actitud

Para el caso de las ecuaciones de actitud, es decir, las directamente relacionadas con los Ángulos de Euler, existen dos formas, según qué variables sean conocidas.

La primera de ellas permite la obtención de las velocidades angulares de alabeo, cabeceo y guiñada a partir de los Ángulos. Estas ecuaciones son *Ecuaciones 2.7 a 2.9*.

$$p = \frac{d\phi}{dt} - \frac{d\psi}{dt} \sin(\theta) \quad (2.7)$$

$$q = \frac{d\theta}{dt} \cos(\phi) + \frac{d\psi}{dt} \cos(\theta) \sin(\phi) \quad (2.8)$$

$$r = \frac{d\psi}{dt} \cos(\phi) \cos(\theta) - \frac{d\theta}{dt} \sin(\phi) \quad (2.9)$$

En caso de conocer el valor de dichas velocidades, existe otra forma de expresar las ecuaciones previamente descritas. Estas se muestran en *Ecuaciones 2.10 a 2.12*.

$$\frac{d\psi}{dt} = \frac{q \sin(\phi) + r \cos(\phi)}{\cos(\theta)} \quad (2.10)$$

$$\frac{d\theta}{dt} = q \cos(\phi) - r \sin(\phi) \quad (2.11)$$

$$\frac{d\phi}{dt} = p + \tan(\theta) \cdot (q \sin(\phi) + r \cos(\phi)) \quad (2.12)$$

Para un mejor entendimiento de los símbolos que aparecen en dichas ecuaciones, ver *Nomenclatura*.

## Capítulo 3

# Configuración Inicial para el Cálculo en CFD

Esta sección del documento está dedicada a explicar los aspectos fundamentales de la configuración inicial para el estudio realizado en CFD. En las siguientes subsecciones se introducen los conceptos teóricos propios de la Mecánica de Fluidos Computacional; se define el Modelo CAD 3D empleado, focalizando en las características geométricas del ala, el estabilizador horizontal y el estabilizador vertical. Asimismo, se detalla el proceso de mallado y se explican las condiciones generales y requerimientos para el correcto análisis y simulación numérica en CFD.

### 3.1. Introducción a *Computational Fluid Dynamics* (CFD)

La Mecánica de Fluidos Computacional, usualmente abreviada como CFD (de sus siglas en inglés, *Computational Fluid Dynamics*) es la rama de la ciencia dedicada al estudio y análisis de los fluidos por medio de la resolución numérica de sus ecuaciones de gobierno [1].

El uso de CFD para la simulación numérica del comportamiento de los fluidos se puede justificar por varios motivos. Entre ellos, el más destacado es el hecho de que supone un ahorro económico considerable en comparación con el coste total que supondría llevar a cabo el experimento equivalente. Además, permite obtener información detallada sobre el los aspectos más importantes del estudio que se lleva a cabo.

Actualmente existen numerosos programas que permiten realizar estudios en CFD. A pesar de ello, y debido a la familiarización del estudiante con el programa *STAR-CCM+* (se trata del programa mayormente empleado a lo largo del Grado en Ingeniería Aeroespacial), se ha decidido hacer uso del mismo para la elaboración del presente estudio.

En términos generales, es posible estructurar cualquier estudio que se desee realizar por medio de CFD de acuerdo al esquema mostrado en la *Figura 3.1*.

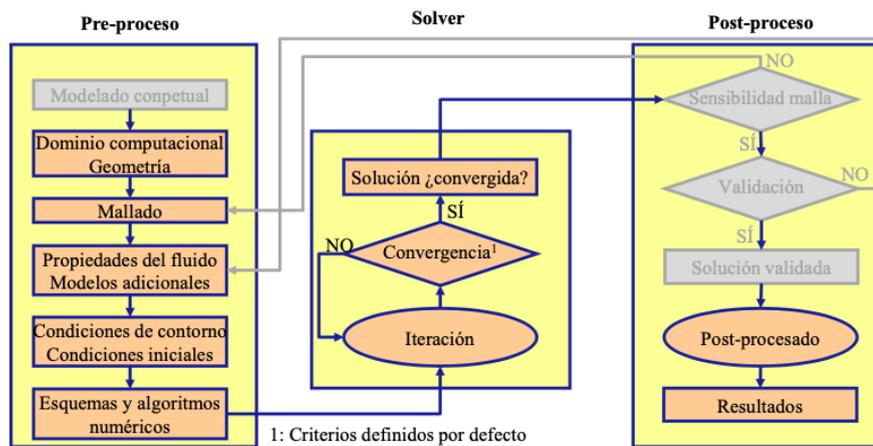


Figura 3.1: Esquema General de estudio en CFD [1].

Notar que la definición del Set-Up inicial está directamente relacionada con la parte de Pre-proceso (*Pre-processing*). Las siguientes secciones del presente capítulo están dedicadas, primordialmente, a explicar esta parte del previamente mostrado esquema.

Por otro lado, la parte directamente relacionada con el *Solver* es la basada en la resolución de las ecuaciones de gobierno propias de la Mecánica de Fluidos Computacional. Estas se introducen y definen en la siguiente subsección (Ver *Subsección 3.1.1*).

La realización del Post-proceso (*Post-Processing*) se comentará cuando se analicen los resultados obtenidos (Ver *Capítulo 5*).

### 3.1.1. Ecuaciones de Gobierno en CFD

Las ecuaciones que gobiernan el comportamiento de los fluidos Newtonianos de componentes monofásicos son las Ecuaciones de Conservación de la Masa (*Ecuación 3.1*), de la Cantidad de Movimiento (*Ecuaciones 3.2 a 3.4*) y de la Energía (*Ecuación 3.5*) [1].

#### Ecuación de Conservación de la Masa

También conocida con el nombre de *Ecuación de Continuidad*.

$$\frac{d\rho}{dt} + \nabla \cdot (\rho \vec{u}) = 0 \quad (3.1)$$

#### Ecuaciones de Conservación de la Cantidad de Movimiento

Para el caso de la conservación del momento, existen tres (3) ecuaciones, siendo cada una la correspondiente a cada dirección.

$$\frac{d\rho u}{dt} + \nabla \cdot (\rho u \vec{u}) = -\frac{dp}{dx} + \nabla \cdot (\mu \nabla u) + S_{M,x} \quad (3.2)$$

$$\frac{d\rho v}{dt} + \nabla \cdot (\rho v \vec{u}) = -\frac{dp}{dy} + \nabla \cdot (\mu \nabla v) + S_{M,y} \quad (3.3)$$

$$\frac{d\rho w}{dt} + \nabla \cdot (\rho w \vec{u}) = -\frac{dp}{dz} + \nabla \cdot (\mu \nabla w) + S_{M,z} \quad (3.4)$$

Notar que el término  $S_{M,i}$  se utiliza para hacer referencia a las fuerzas y otros términos viscosos.

#### Ecuación de Conservación de la Energía

$$\frac{d\rho e}{dt} + \nabla \cdot (\rho e \vec{u}) = -p \nabla \cdot (\vec{u}) + \nabla \cdot (k \nabla T) + S_e \quad (3.5)$$

El término  $S_e$ , en este caso, es el que incluye términos relacionados con el calentamiento de tipo viscoso. Además, es preciso resaltar que existen formas alternativas de expresar estas ecuaciones en términos de  $T$  o  $h_0$  en lugar de  $e$  [1].

## Ecuaciones de Estado

Además de las cinco (5) ecuaciones previamente introducidas, existen otras dos (2) que son las que permiten la resolución de cualquier sistema de ecuaciones planteado en el ámbito tratado. Estas son las llamadas *Ecuaciones de Estado* (ver *Ecuaciones 3.6 y 3.7*, para el caso de un gas real).

$$\rho = pRT \quad (3.6)$$

$$e = c_v T \quad (3.7)$$

## 3.2. Modelo CAD de la Aeronave (3D)

Una vez definidos los aspectos básicos de CFD, es posible adentrarse en la definición del modelo CAD y los aspectos del Pre-proceso más relevantes.

El modelo CAD empleado para el estudio en *STAR-CCM+* está conformado por el ala, estabilizador horizontal y estabilizador vertical propios de la aeronave Boeing 737-800.

Con el fin de reducir el esfuerzo computacional a la hora de realizar las operaciones de mallado y simulación de la aeronave, se diseña un fuselaje simplificado que sirve, única y exclusivamente, como elemento representativo de unión de todos los elementos sustentadores (y de control primario) de la aeronave. Las dimensiones geométricas del mismo se pueden apreciar en el *Cuadro 3.1*:

Parámetro Geométrico	Valor [m]
Longitud	29.65
Diámetro	4.00

**Cuadro 3.1:** Parámetros geométricos del Fuselaje simplificado de la aeronave

Otro de los aspectos más relevantes del modelo 3D de la aeronave es el hecho de que no se haya aplicado una condición de simetría que redujera el número de celdas empleadas para el cálculo en CFD. La razón principal de esto es que, mientras que el control longitudinal del avión (gobernado por la deflexión del timón de profundidad del estabilizador horizontal) sí es simétrico; el control lateral - direccional, tal y como se explica en *Capítulo 2: Marco Teórico*, no lo es. Por ello, es necesario modelizar la aeronave en su totalidad y permitir la deflexión antisimétrica de las superficies de control primarias del ala (aleros).

Notar que los cuerpos correspondientes al Ala, Estabilizador Horizontal y Estabilizador Vertical han sido obtenidos de manera gratuita (y con el correspondiente permiso) de [9].

### 3.2.1. Ala

El Ala, elemento sustentador más importante de la aeronave, presenta las características geométricas mostradas en *Cuadro 3.2*:

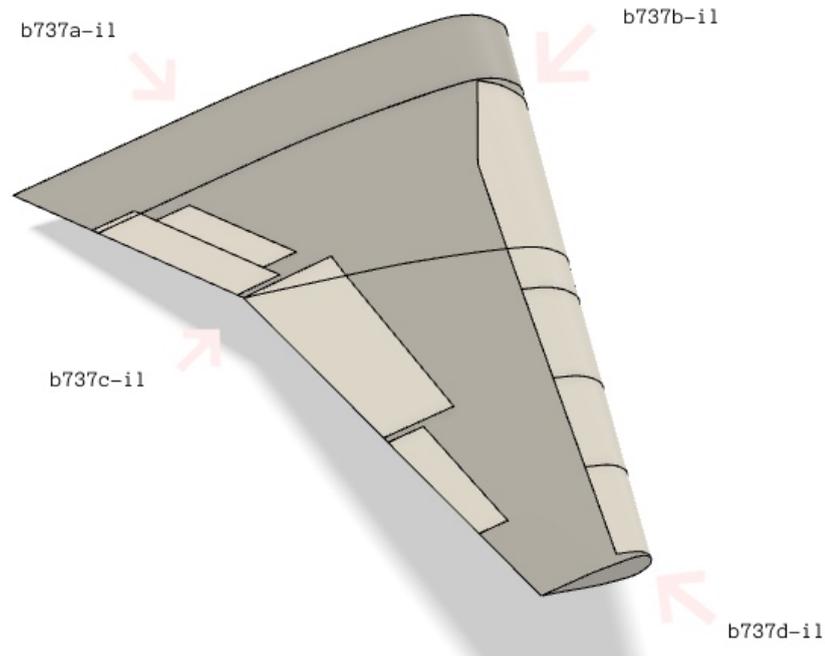
Parámetro Geométrico	Valor
Envergadura, $b$	14.77 [m]
Cuerda en la Raíz, $c_r$	6.47 [m]
Cuerda en el Extremo, $c_t$	1.66 [m]
Cuerda Media Aerodinámica, $MAC$	2.76 [m]
Superficie Alar, $S_w$	54.02 [m <sup>2</sup> ]
Estrachamiento, $e$	0.26 [-]
Alargamiento, $AR$	4.03 [-]
Diedro	33.02 [°]

**Cuadro 3.2:** Parámetros geométricos del ala empleada para el estudio del modelo de la aeronave

Por su parte, en el *Cuadro 3.3* se pueden ver los diferentes perfiles aerodinámicos que la definen, así como su posición en el eje  $Y$ , definida de una forma mucho más visual en la *Figura 3.2*.

Perfil Aerodinámico	Posición en el Ala	Máximo Espesor (Thickness)	Máximo Camber
b373a-il	Raíz	15.4 % al 19.6 % de cuerda	0.2 % al 5 % de cuerda
b737b-il	Mitad de Envergadura	12.5 % al 29.7 % de cuerda	0.8 % al 10 % de cuerda
b737c-il	Mitad de Envergadura	10 % al 39.9 % de cuerda	1.5 % al 20.4 % de cuerda
b737d-il	Extremo	10.8 % al 40 % de cuerda	1.6 % al 20 % de cuerda

**Cuadro 3.3:** Perfiles Aerodinámicos del Ala y sus características [2]



**Figura 3.2:** Posición de los perfiles aerodinámicos a lo largo de la envergadura alar

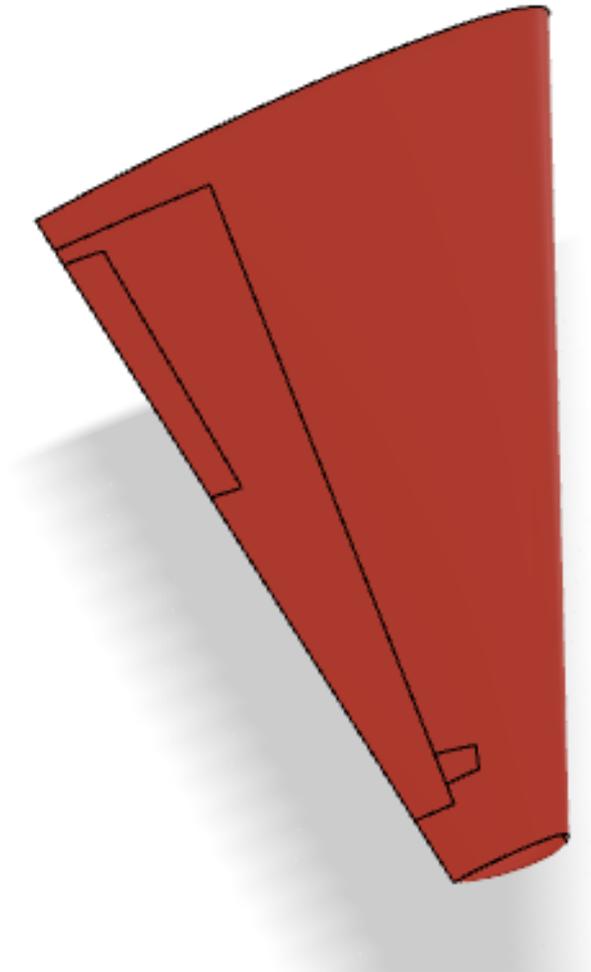
Si se considera el objetivo principal del presente trabajo, es evidente que el elemento más importante del Ala en términos del estudio en CFD es su alerón. Las dimensiones del mismo se muestran en el *Cuadro 3.4*.

Parámetro Geométrico	Valor [m]	Valor [%]
Longitud	3.70	25.05 de la Envergadura
Ancho	0.45	20.79% de la Cuerda

**Cuadro 3.4:** Características Geométricas del Alerón

### 3.2.2. Estabilizador Horizontal

El estabilizador horizontal modelado para el estudio se muestra en la *Figura 3.3*. A su vez, el *Cuadro 3.5* muestra las características geométricas del mismo.



**Figura 3.3:** Modelo del Estabilizador Horizontal en *Fusion360*

Parámetro Geométrico	Valor
Envergadura, $b$	7.22 [m]
Cuerda en la Raíz, $c_r$	3.52 [m]
Cuerda en el Extremo, $c_t$	0.76 [m]
Cuerda Media Aerodinámica, $MAC$	1.25 [m]
Superficie, $S_w$	15.01 [m <sup>2</sup> ]
Estrachamiento	0.22 [-]
Alargamiento, $AR$	3.47 [-]

**Cuadro 3.5:** Parámetros geométricos del estabilizador horizontal empleado para el estudio del modelo de la aeronave

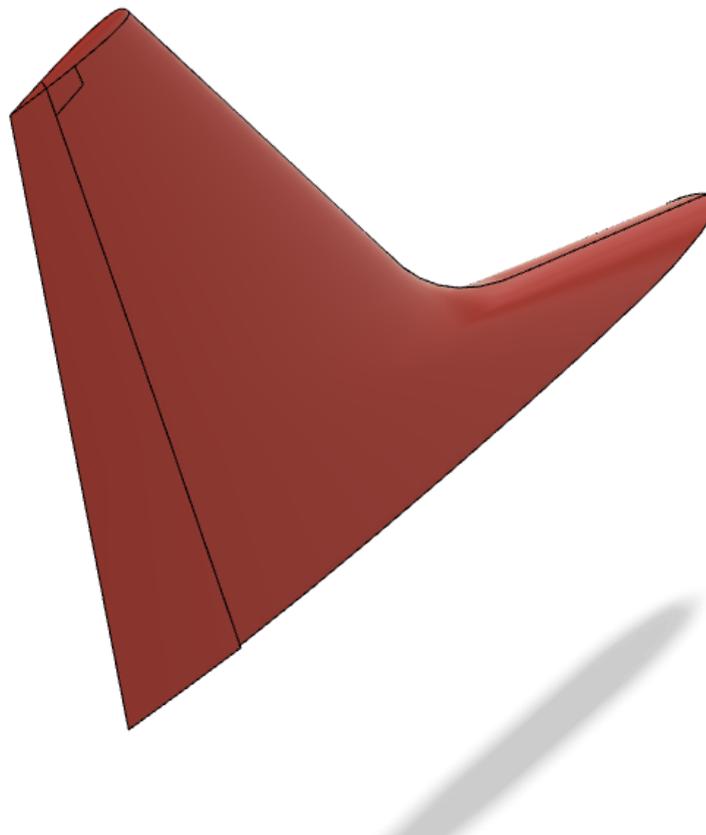
Tal y como se ha hecho con el ala, en el caso del estabilizador horizontal es preciso considerar la relevancia del timón de profundidad para el control longitudinal. Las características geométricas del mismo aparecen en el *Cuadro 3.6*

Parámetro Geométrico	Valor [m]	Valor [%]
Longitud	6.28	68.98 de la Envergadura
Ancho (Máximo)	1	32.36 % de la Cuerda

**Cuadro 3.6:** Características Geométricas del Timón de Profundidad

### 3.2.3. Estabilizador Vertical

Por último, el estabilizador vertical, elemento que contiene el timón de dirección de la aeronave. Su modelización se muestra en la *Figura 3.4*, y sus principales características en el *Cuadro 3.7*.



**Figura 3.4:** Modelo del Estabilizador Vertical en *Fusion360*

Parámetro Geométrico	Valor
Envergadura, $b$	7.31 [m]
Cuerda en la Raíz, $c_r$	8.42 [m]
Cuerda en el Extremo, $c_t$	1.73 [m]
Superficie, $S_w$	28.22 [m <sup>2</sup> ]
Alargamiento, $AR$	1.89 [-]

**Cuadro 3.7:** Parámetros geométricos del estabilizador vertical empleado para el estudio del modelo de la aeronave

Los datos geométricos del timón de dirección, por otro lado, se muestran en *Cuadro 3.8*.

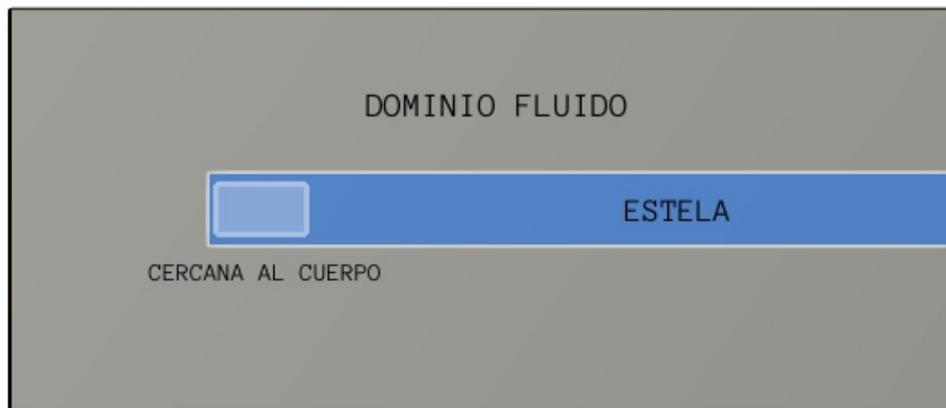
Parámetro Geométrico	Valor [m]	Valor [%]
Longitud	7.31	100.00 de la Envergadura
Ancho (Máximo)	1.49	17.69% de la Cuerda

**Cuadro 3.8:** Características Geométricas del Timón de Dirección

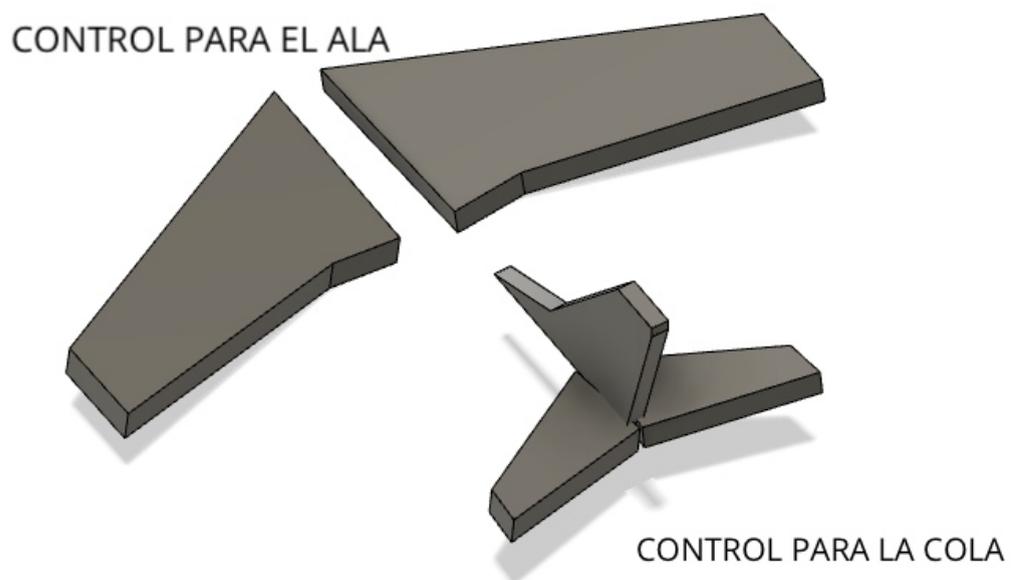
### 3.2.4. Volúmenes de Control

Con el fin de elaborar un mallado correcto, proceso que se explicará en la siguiente sección del presente capítulo, es preciso modelizar una serie de volúmenes de control, de manera que sea posible ir reduciendo progresivamente el tamaño de la celdas y aumentando las correspondientes capas del mallado.

En las *Figuras 3.5 y 3.6* se pueden ver los volúmenes de control creados para el modelo.



**Figura 3.5:** Dominio Fluido, Estela y Volumen Cercano al Cuerpo en *Fusion360*



**Figura 3.6:** Volúmenes de Control para Ala y Cola *Fusion360*

Por otro lado, en el *Cuadro 3.9* se han introducido las dimensiones geométricas de cada uno de ellos. Notar que no se han introducido las dimensiones de los volúmenes de control ligados a los elementos de la aeronave dado que estos poseen, a efectos prácticos, las mismas características geométricas que los propios cuerpos sobre los que se han creado.

Volumen de Control	Longitud (Eje X) [m]	Ancho (Eje Y) [m]	Altura (Eje Z) [m]
Dominio Fluido	445.5	192.05	190.60
Cercana Al Cuerpo	40.11	38.00	21.56
Estela	351.50	64.00	32.835

**Cuadro 3.9:** Dimensiones de los Volúmenes de Control

### 3.2.5. Superficies de Control

De la misma manera que los volúmenes de control nos permiten elaborar una malla de gran calidad y con un elevado grado de controlabilidad sobre la misma, se definen superficies de control. Resulta evidente, por tanto, que las superficies de control que se definan sean las propias de la aeronave. Es importante no confundir la acepción con la que se hace referencia a las superficies de control dentro del dominio fluido con aquella empleada para hablar de las superficies de control primario de la aeronave.

En la siguiente sección del texto, *Sección 3.3*, se detallan las características de las que se ha dotado a dichas superficies de control a la hora de mallar el modelo.

## 3.3. Mallado

El proceso de mallado es el primero de los pasos que hay que llevar a cabo en cualquier estudio propio de CFD. Las mallas que se definen deben ser de una calidad óptima, de manera que sea posible obtener resultados fiables.

El primer paso para la elaboración de la malla es la importación del CAD en la interfaz del programa *Siemens STAR-CCM+*, seguido de la reparación de todos los cuerpos del modelo, con el fin de evitar problemas en la manipulación y tratamiento de la geometría.

Con el modelo ya introducido en el programa, es preciso realizar una operación booleana de tipo *Subtract*, en la que se selecciona el dominio fluido del estudio como *Tool Body* y las diferentes superficies propias de la aeronave como *Target Bodies*.

Una vez realizado este proceso, es posible empezar a definir la operación de mallado, del tipo *Automated Mesh*. La creación de este tipo de operación, conlleva a su vez el tratamiento de diferentes parámetros manipulables que permiten definir una malla con unas determinadas características atendiendo al objetivo de la misma, así como a la capacidad computacional con la que se cuente. Para el presente caso de estudio, algunos de los parámetros más relevantes que han sido modificados de su valor predeterminado son los mostrados en el *Cuadro 3.10*.

Control	Valor Predeterminado	Valor Modificado
<i>Base Size</i>	1 [m]	5.75 [m]
<i>Target Surface Size</i>	100 [%]	23.48 [%]
<i>Minimum Surface Type</i>	10 [%]	14.81 [%]

**Cuadro 3.10:** Modificación de los *Default Controls* del *Automated Mesh* (Mallado)

Por otro lado, la definición de esta operación también permite la programación de ciertos controles personalizados, directamente relacionados con la creación de volúmenes y superficies de control. Tal y como se ha introducido previamente, se crearon diferentes cuerpos en el modelo CAD elaborado en *Fusion360* con el objetivo de definir los volúmenes de control propios de la malla. Por esta razón, se crea un volumen de control para cada uno de los previamente mencionados elementos, contando cada uno de ellos con las siguientes características, mostradas en *Cuadro 3.11*. De igual forma que se hace con los volúmenes de control, es necesario definir las superficies de control (*Surface Control*) descritas dentro de la operación de mallado. Las características de cada una de las superficies de control definidas se muestran en el mismo cuadro (Ver *Cuadro 3.11*).

Volumen de Control	Surface Remesher [% de Base]	Prism Layer Mesher (Number of Layers)
Cercana Al Cuerpo	12.96	8
Estela	50.00	8

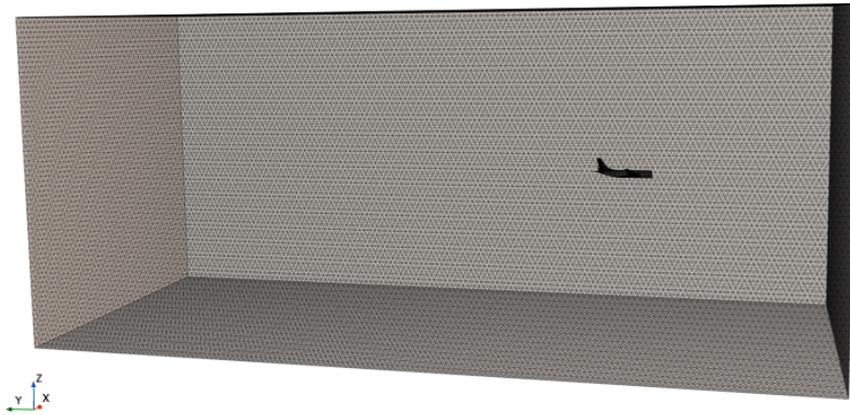
  

Superficie de Control	Target Surface Size	Minimum Surface Size
Fuselaje	8.00	8.00
Ala, Estabilizador Horizontal y Estabilizador Vertical	5.00	5.00
Superficies de Control Primarias	1.00	1.00

**Cuadro 3.11:** Creación de los *Custom Controls* para el mallado

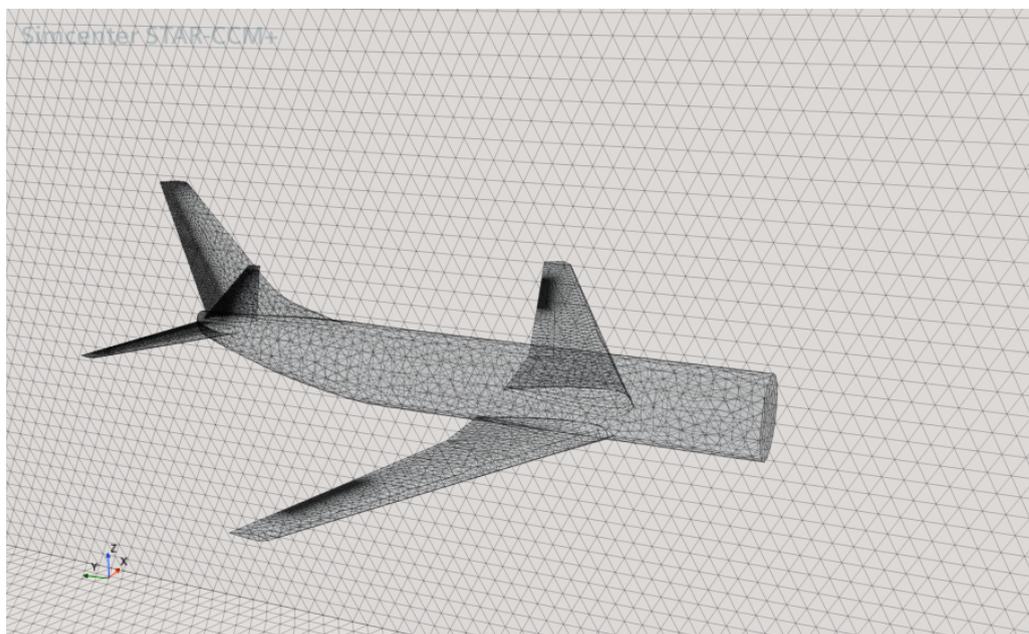
Es preciso tener en cuenta que se han debido ejecutar tantas mallas como casos distintos se han simulado, pues para cada caso de estudio se produce un cambio en la configuración de alguna de las superficies de control primarias de la aeronave, suponiendo esto una variación geométrica del modelo 3D. El siguiente capítulo del documento, *Capítulo 4: Definición de los Casos de Estudio* está dedicado a explicar cada uno de los casos de estudio que se analizan. No obstante; y con el fin de poder visualizar la malla elaborada para el caso base (sin deflexión de ninguna superficie de control), se puede apreciar la *Figura 3.7*.

Simcenter STAR-CCM+

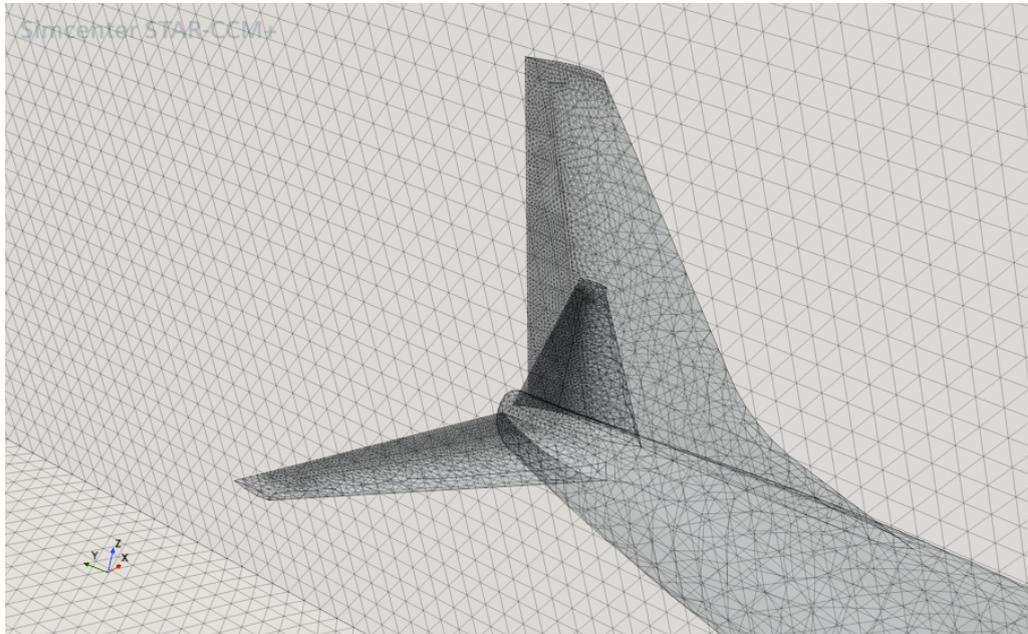


**Figura 3.7:** Malla del Dominio Fluido

En las *Figuras 3.8 y 3.9* se muestran dos imágenes más de la malla, en este caso cerca del cuerpo. Es posible apreciar las diferencias en el refinamiento que se ha aplicado a las superficies de control con respecto del resto de caras de la aeronave.



**Figura 3.8:** Mallado del Modelo con zoom en el cuerpo



**Figura 3.9:** Representación del refinamiento aplicado a las superficies de control primarias

Notar que la obtención de dicha malla, con sus aspectos descriptivos más característicos (número de celdas, caras, vértices...) es el resultado de un estudio de independencia de malla que ha permitido la obtención de una resolución de malla que no afecte a los resultados calculados. Los factores que se han considerado para la elaboración de la misma son: el tiempo empleado para la convergencia de la simulación y el error relativo entre los valores obtenidos. Si se considera que el principal objetivo del estudio presentado es la obtención de tendencias que muestren la influencia de las deflexiones aplicadas en las superficies de control primarias y que, por tanto, la exactitud de los resultados no debe ser milimétrica, resulta coherente pensar que el esfuerzo computacional debe ser el factor limitante (dentro de unos márgenes establecidos). Teniendo en cuenta esto, se emplea una malla que cuenta con un número de celdas total de 2980000.

Para finalizar los aspectos relativos al mallado, es preciso señalar que se ha realizado una comprobación de la calidad de la malla elaborada a través del análisis del *Cell Skewness Angle*. El valor deseado para la malla es un *Skewness Angle* nulo para cada celda. No obstante, cualquier valor inferior a  $85^\circ$  nos indica que la malla es de calidad, puesto que este parámetro representa la asimetría de las celdas que forman la malla [10]. En la *Figura 3.10* se muestra una representación de la malla tras estudiar sus valores para la variable en cuestión.

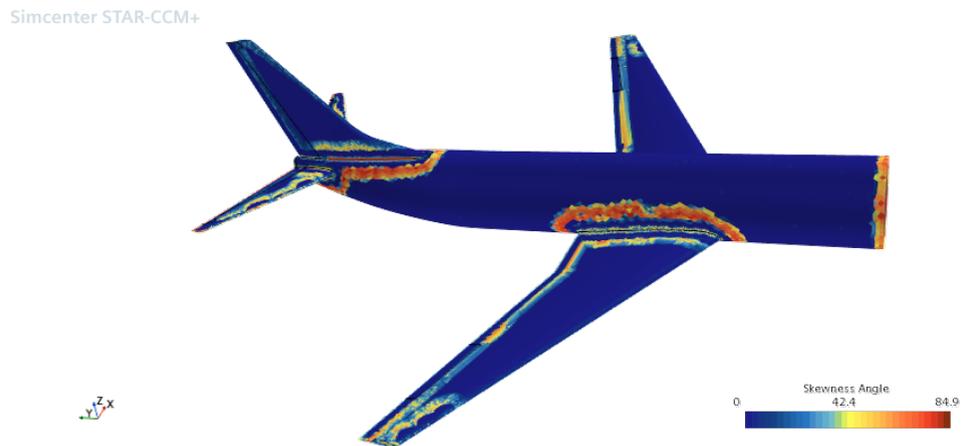


Figura 3.10: Representación del *Skewness Angle* de la malla.

### 3.4. *Set-Up* Inicial

La definición del *Set-Up* inicial es necesaria para conocer la modelización de las simulaciones que se realizan, así como el tipo de condiciones de contorno establecidas en el modelo y los valores de referencia más relevantes.

#### 3.4.1. Modelos Físicos

Los Modelos Físicos empleados, definidos en el menú *Continua* de la interfaz propia de la simulación se muestran en el *Cuadro 3.12*.

Tipo	Modelo
Espacio	3D
Tiempo	<i>Steady</i>
Material	Gas
Flujo	<i>Coupled Flow</i>
Ecuación de Estado	Gas Ideal
Régimen Viscoso	Turbulento
Modelo de turbulencia	$k-\epsilon$

Cuadro 3.12: Modelos Físicos para la simulación

### 3.4.2. Condiciones de Contorno (*Boundary Conditions*)

La definición de las Condiciones de Contorno precisa, inicialmente, de la definición (o asignación) del dominio fluido del modelo como región. La creación de una región (*Region*) a partir del modelo ofrece al usuario la posibilidad de establecer condiciones de contorno en cada una de las superficies definidas de dicho fluido [11]. De esta manera, se define:

- **Velocity Inlet:** Esta condición de contorno permite la imposición de la dirección de la velocidad, la temperatura y las variables turbulentas.
- **Pressure Outlet:** Esta condición de contorno se establece debidamente alejada de las superficies de la aeronave. Se impone la presión (estática) y el resto de variables se extrapolan del interior del modelo.
- **Free Stream:** Se impone en las paredes del modelo del dominio fluido que se encuentran alejadas de la aeronave y que no son ni del tipo *Velocity Inlet* ni *Pressure Outlet*.
- **Walls:** Se definen como *Walls* la superficies del modelo fluido que conforman la superficie de la aeronave. Se impone rugosidad nula, por lo que la velocidad normal a estas superficies es nula, también.

En la siguiente subsección (*Subsección 3.4.3*) se introducen los valores de referencia y las condiciones iniciales que se utilizan para imponer los valores físicos de las condiciones de contorno mencionadas.

### 3.4.3. Valores de Referencia (*Reference Values*) y Condiciones Iniciales

Para poder entender la definición de las condiciones iniciales, es preciso conocer las condiciones atmosféricas de vuelo que se estudian. Estas se muestran en el *Cuadro 3.13*.

Condición de Vuelo	Valor
Altitud	35 000.00 [ <i>ft</i> ]
Temperatura	218.81 [ <i>K</i> ]
Presión	23 842.30 [ <i>Pa</i> ]
Densidad	0.38 [ $\frac{Kg}{m^3}$ ]
Velocidad	178.00 [ $\frac{m}{s}$ ]
Mach	0.60 [-]

**Cuadro 3.13:** Condiciones de Vuelo para el estudio CFD

Considerando que el valor de referencia para la presión es el valor de presión atmosférica ( $P = 101\,325 [Pa]$ ), es posible definir las condiciones iniciales, mostradas en el *Cuadro 3.14*.

Condición Inicial	Valor
Temperatura	218.81 [K]
Presión	-77 482.7 [Pa]
Ratio de Viscosidad Turbulenta	10 [-]
Velocidad	178.00 [ $\frac{m}{s}$ ]

**Cuadro 3.14:** Condiciones Iniciales para el estudio CFD

## Capítulo 4

# Definición de los Casos de Estudio

Este capítulo del documento está dedicado a explicar, detalladamente, los cuatro (4) casos de estudio del trabajo realizado.

En cada una de las secciones del mismo se explicarán las configuraciones adoptadas, el objetivo del estudio de cada una de ellas y las deflexiones aplicadas a cada superficie de control. El objetivo es conocer los escenarios que se han analizado y la importancia de cada uno de ellos desde los puntos de vista de la aerodinámica y la mecánica del vuelo, previo al análisis de los resultados obtenidos gracias al uso de CFD.

## 4.1. CASO BASE

Se trata del caso inicial. Este es el que nos permite conocer los valores nominales de las variables más relevantes y, por ende, el que se emplea como referencia a la hora de analizar y comparar resultados y tendencias.

En la configuración del Boeing 737-800 para este caso no aparece ninguna de las superficies de control primario deflectada.

## 4.2. CASO #1: Deflexión de Alerón

El primero caso de estudio que se configura es la deflexión de los alerones. La deflexión de estas superficies de control tiene como consecuencia la generación de un momento de alabeo (momento generado alrededor del eje longitudinal ( $X$ ) de la aeronave).

Con el fin de analizar la influencia de su deflexión, se analizan dos configuraciones diferentes. Inicialmente, se estudia el efecto de deflectar el alerón derecho hacia arriba, únicamente. A continuación, se estudiará la deflexión de ambos alerones de manera simultánea, estando el izquierdo deflectado hacia abajo y el derecho hacia arriba. Esta deflexión, definida como positiva, es la que produce un descenso del ala derecha causado por las diferencias de sustentación que aparecen en ambas alas (deflectar un alerón hacia abajo produce un aumento de sustentación, mientras que deflectarlo hacia arriba genera un descenso de la misma).

En el *Cuadro 4.1* se pueden ver las deflexiones aplicadas sobre cada alerón para cada uno de los casos previamente explicados. Notar que, para mayor facilidad en el tratamiento de los casos, al primero se le atribuye el nombre de *Caso 1.1.* y, consecuentemente, al segundo el de *Caso 1.2.*

Caso	Superficie de Control Deflectada	Ángulo de Deflexión [°]
Caso 1.1.	Alerón Ala Derecha	10
Caso 1.2.	Alerón Ala Derecha y Alerón Ala Izquierda	10 y -10

**Cuadro 4.1:** Definición de las Configuraciones para el Caso #1

## 4.3. CASO #2: Deflexión de Timón de Profundidad

El segundo de los casos estudiados es la deflexión del timón de profundidad. Cabe destacar que esta es la única configuración que se podría haber estudiado haciendo uso de un modelo con condición de contorno de simetría. A pesar de ello, el análisis en CFD se ha llevado a cabo, de igual forma que en el resto de casos, con el mismo modelo completo del Boeing 737-800.

Para el correspondiente estudio se han establecido dos tipos de configuraciones.

En la primera de ellas (*Caso 2.1.*) se ha aplicado una deflexión hacia abajo del timón de profundidad. Posteriormente (*Caso 2.2.*), se ha analizado una deflexión hacia arriba del mismo.

En el *Cuadro 4.2* se indican los ángulos de deflexión, en grados, para cada uno de los casos. Notar que la deflexión positiva se corresponde con un levantamiento hacia arriba del timón de profundidad.

Caso	Superficie de Control Deflectada	Ángulo de Deflexión [°]
Caso 2.1.	Timón de Profundidad	-10
Caso 2.2.	Timón de Profundidad	10

**Cuadro 4.2:** Definición de las Configuraciones para el Caso #2

#### 4.4. CASO #3: Deflexión Simultánea de Alerón y Timón de Profundidad

El tercero de los casos de estudio es, probablemente, el más interesante desde el punto de vista de la complejidad que presenta la configuración. Este consiste en el estudio de la deflexión simultánea de los alerones y el timón de profundidad.

En el *Cuadro 4.3* aparecen los ángulos de deflexión aplicados para cada superficie de control primario en cada una de las dos (2) configuraciones establecidas para este estudio. En la primera de ellas (*Caso 3.1.*) se considera la deflexión positiva del ala definida en el *CASO 1: Caso 1.1* junto a la deflexión positiva (hacia arriba) del timón de profundidad. Por otro lado, para la segunda (*Caso 3.2.*), no se aplican variaciones en el ángulo de deflexión de los alerones alares, pero el timón de profundidad se deflecta en este caso hacia abajo (negativamente, de acuerdo con el criterio establecido).

Caso	Superficie de Control Deflectada	Ángulo de Deflexión Timón de Profundidad [°]	Ángulo de Deflexión Alerones [°]
Caso 3.1.	Timón de Profundidad y Alerones	10	10 y -10
Caso 3.2.	Timón de Profundidad y Alerones	-10	10 y -10

**Cuadro 4.3:** Definición de las Configuraciones para el Caso #3

#### 4.5. CASO #4: Deflexión del Timón de Dirección

Como último caso de estudio, se analiza la influencia propia de la deflexión del timón de dirección, única superficie de control primaria que queda por estudiar. El estudio de su deflexión es relevante, pues además de tratarse de la superficie de control primaria más grande (generalmente) de las aeronaves de tipo comercial, se trata de la superficie de control que más problemas desencadenó en las aeronaves de Boeing, y que supuso la aparición de los Boeing *New Generation*, *NG*, entre los que se encuentra el Boeing 737-800.

Para este caso se ha analizado únicamente una configuración, la que supone deflectar el timón de dirección en sentido contrario al sentido positivo del eje  $Y$  de la aeronave (dirigido hacia el ala derecha de la misma). Esta deflexión, entendida conceptualmente como positiva, es la que produce un momento de guiñada negativo.

El *Cuadro 4.4* muestra el ángulo de deflexión aplicado a la superficie de control en cuestión.

---

Caso	Superficie de Control Deflectada	Ángulo de Deflexión [°]
Caso 4.1.	Timón de Dirección	8

---

**Cuadro 4.4:** Definición de las Configuraciones para el Caso #4

## Capítulo 5

# Análisis de los Resultados Obtenidos

Una vez establecida la física que engloba al modelo, las características de la malla que se ha definido y los aspectos más relevantes de cada caso a estudiar, es posible comenzar a analizar los resultados obtenidos para cada situación.

Inicialmente, se definen los resultados obtenidos en el Caso Base. Concretamente, resultan de interés los valores del Coeficiente de Sustentación y los Coeficientes Aerodinámicos de Momentos (el correspondiente al momento de alabeo, de cabeceo y de guiñada). A partir de ahí, se estudian los cuatro (4) casos por medio de una comparación de cada uno de ellos con el caso base.

Además, se exploran diversas opciones relacionadas con el Post-proceso (*Post-Processing*) del estudio con el fin de obtener ciertas figuras representativas de las simulaciones realizadas.

## 5.1. Criterios de Convergencia

Uno de los aspectos más relevantes que se debe tener en cuenta a la hora de llevar a cabo una simulación de este tipo (a parte de la obtención de tendencias correctas) es el cumplimiento de los criterios de convergencia de la misma.

A pesar de que los criterios de convergencia, a nivel concreto, son plenamente dependientes de la elección del ingeniero (o estudiante) que lleva a cabo el estudio, existen ciertos estándares que se deben considerar para definirlos.

El caso más general es el propio de los *Residuales*, conocidos como *Residuals* en inglés. Se conoce con el nombre de residuos a "los desequilibrios que aparecen en las ecuaciones lineales discretizadas" [11]. Es decir, que los residuos se emplean para conocer las diferencias que existen entre las ecuaciones discretizadas y sus correspondientes soluciones exactas. El objetivo principal, por tanto, es que estas diferencias sean nulas, por lo que se precisa que los residuos también lo sean. Si se tiene en cuenta esto, es evidente que el valor que se pretende buscar para los residuos debe ser de un orden muy cercano al cero, por lo que para este caso se decide seleccionar como criterio de convergencia de residuales un valor de  $10^{-4}$  [12].

Una alternativa al uso de criterios de convergencia basados en la evolución de una determinada variable hasta la llegada a un determinado valor, es el establecimiento de un número limitado de iteraciones (*Maximum Steps*). Es posible determinar el número máximo de iteraciones llevadas a cabo por *STAR-CCM+* de esta manera. A pesar de ello, este criterio no ha sido empleado para ninguno de los casos de estudio en ninguna de las variables analizadas.

Otro criterio comúnmente empleado y que sí ha sido empleado para el presente estudio es el basado en los límites asintóticos alcanzados por las variables. Se considera que una variable ha convergido a partir del momento en el que las variaciones que presenta son menores a un cierto valor. Para el presente estudio se ha considerado que dicho valor sea de  $10^{-3}$ .

## 5.2. Análisis de resultados: CASO BASE

La obtención de resultados con la configuración nominal de la aeronave (es decir, sin deflexión de ninguna superficie de control primaria) permite conocer las variaciones de las variables de interés ante las supuestas deflexiones aplicadas en cada uno de los casos presentados en las siguientes subsecciones del presente capítulo.

Si se consideran los aspectos físicos más relevantes a los que afectan las supuestas deflexiones, es posible sentar las bases en las que se fundamentan las simulaciones que se realizan en cada uno de ellos. Se considera relevante, por tanto, el estudio del Coeficiente de Sustentación, y de los Coeficientes de Momento en las tres (3) direcciones principales: *X*, *Y* y *Z*.

El estudio del Coeficiente de Sustentación ( $C_L$ ) y de sus respectivas variaciones en los casos de estudio que preceden a este resulta de gran relevancia si se considera el

marco teórico que engloba el uso de las superficies de control primario en aeronaves. La deflexión de una superficie de control, tal y como se ha explicado previamente, produce una variación de sustentación que puede ser positiva (si la superficie en cuestión se deflecta hacia abajo) o negativa (al contrario).

Por otra parte, el estudio de los Coeficientes de Momento ( $C_N$ ,  $C_M$  y  $C_l$ ) resulta esencial en este estudio, pues la deflexión de cada una de las superficies induce momentos causados por las previamente descritas diferencias de sustentación.

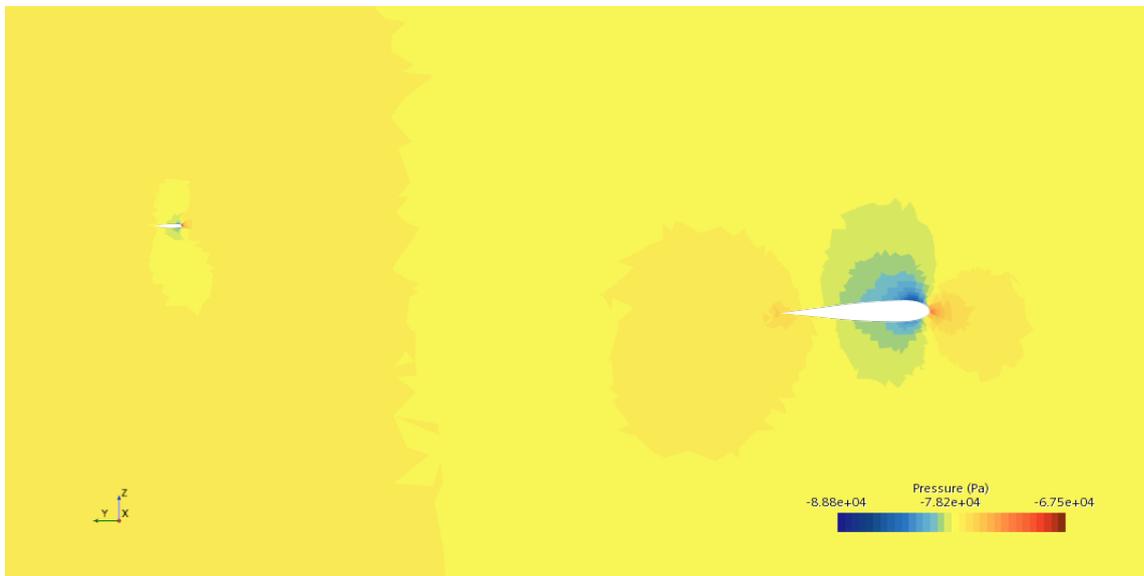
Así pues, se calculan estas variables y se comparan los incrementos (positivos o negativos) que produce cada deflexión. En el *Cuadro 5.1* se muestran los valores calculados para dichos coeficientes en el Caso Base.

Coeficiente	Valor [-]
$C_L$	0.97285
$C_l$	0.00744
$C_M$	-0.10944
$C_N$	-0.00435

**Cuadro 5.1:** Valores de los Coeficientes Aerodinámicos para Caso Base

### 5.2.1. Post-Proceso

Para finalizar con el análisis del Caso Base, se lleva a cabo una presentación de los contornos de presiones que aparecen en una sección de la aeronave. Para ello, se toma una sección del Boeing 737-800 localizada a 4 metros del origen del sistema de referencia del modelo. En la *Figura 5.1* se muestra el contorno de presiones obtenido para la configuración inicial.



**Figura 5.1:** Contorno de Presiones para el Caso Base.

Notar, primeramente, que las presiones que aparecen en la leyenda de la figura son negativas. La razón de esto es que, como se ha introducido en el *Cuadro 3.14*, en el que aparecían las condiciones iniciales del cálculo en CFD, la presión se computa como negativa por la forma en la que se han considerado las diferencias de presión con respecto de la presión de referencia, no suponiendo esto ningún problema para el cálculo.

Por otro lado, y respecto a lo mostrado en la *Figura 5.1*, se puede apreciar la diferencia de presiones entre el intradós y el extradós del ala, siendo esta mayor en el intradós. Por detrás del ala, se ve también la diferencia de presiones en el estabilizador horizontal.

A continuación, en la *Figura 5.2* se muestra el contorno de velocidades en esa misma sección.

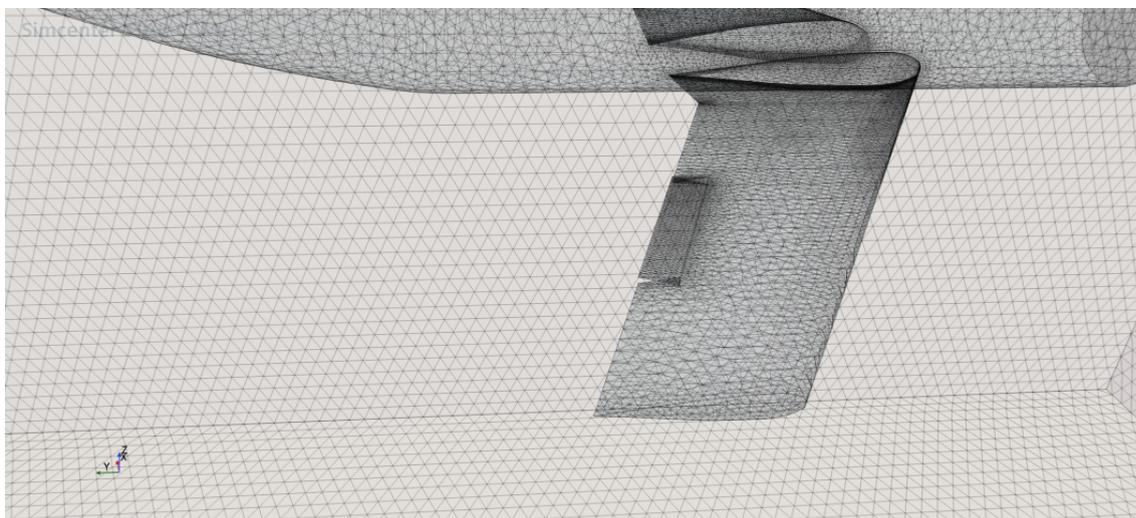


**Figura 5.2:** Contorno de Velocidades para el Caso Base.

Un aspecto resaltable de esta representación es que apenas se puede apreciar desprendimiento de la capa límite. Esto se debe a que el estudio se ha realizado en condiciones de baja incidencia.

### 5.3. Análisis de resultados: CASO #1

En esta sección se comentan las variaciones inducidas por la deflexión de los alerones. En la *Figura 5.3* se muestra una imagen de la malla en la que se ha hecho zoom en la zona donde se aplica la deflexión.



**Figura 5.3:** Zoom de la Malla en alerón derecho (Caso 1.1.).

### 5.3.1. Caso 1.1.

Para el caso en el que solo se deflecta el alerón del ala derecha, se calculan los valores de los coeficientes previamente nombrados de manera análoga al *Caso Base*.

En el *Cuadro 5.2* es posible ver las variaciones en dichos coeficientes con respecto del Caso Base.

Variación	Valor [-]
$\Delta C_L$	-0.23775
$\Delta C_l$	0.34902
$\Delta C_M$	-0.020163
$\Delta C_N$	-0.00922

**Cuadro 5.2:** Variaciones de los Coeficientes Aerodinámicos para Caso 1.1.

Como es posible apreciar, se ha producido un descenso del coeficiente de sustentación causado por la deflexión del alerón derecho hacia arriba. Por otro lado, el coeficiente de alabeo ha aumentado notablemente. Este hecho se corresponde con los conceptos explicados en capítulos previos al presente, puesto que el momento de alabeo se define como positivo cuando se produce un descenso del ala derecha de la aeronave, y esto es precisamente lo que causa la deflexión del alerón aplicada en este caso de estudio.

Asimismo, es posible fijarse en que se han producido variaciones en los coeficientes correspondientes al momento de cabeceo y de guiñada. La razón principal de esto es que, a pesar de que desde un punto de vista teórico es común estudiar la dinámica longitudinal

y lateral-direccional de manera independiente (desacoplada), en la realidad sí existe un acoplamiento entre ambas.

### 5.3.2. Caso 1.2.

Para la segunda configuración del primer caso de estudio, se analiza la configuración de alerones definida como positiva. En el *Cuadro 5.3* se muestran las variaciones de los coeficientes aerodinámicos.

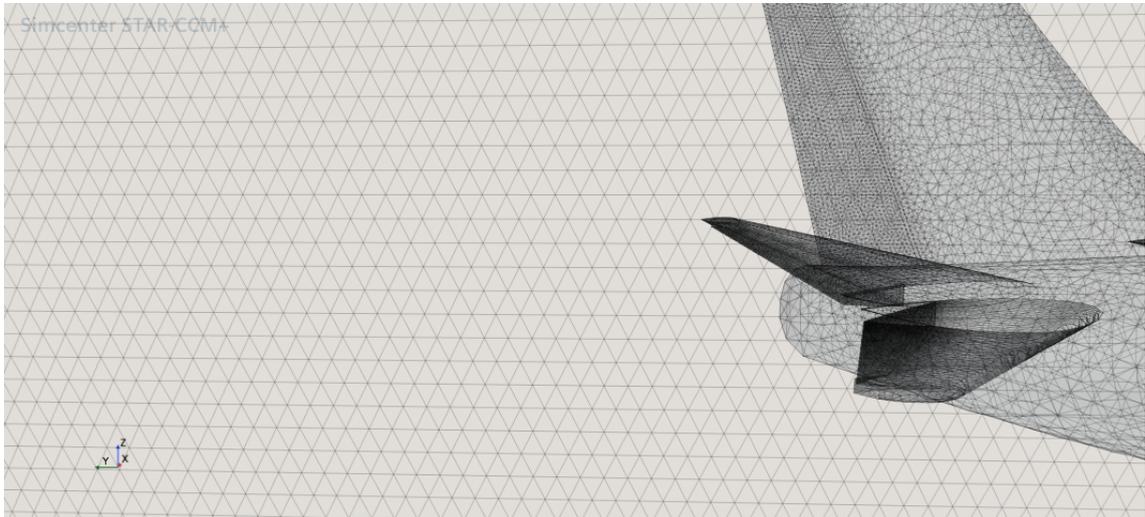
Variación	Valor [-]
$\Delta C_L$	0.01989
$\Delta C_l$	0.67296
$\Delta C_M$	-0.01363
$\Delta C_N$	0.01561

**Cuadro 5.3:** Variaciones de los Coeficientes Aerodinámicos para Caso 1.2.

Nuevamente la variación más significativa aparece en el coeficiente aerodinámico de alabeo, que sufre un fuerte incremento causado por la adopción de esta nueva configuración que conlleva un aumento significativo del momento de alabeo. El  $C_M$ , tal y como era de esperar, no sufre cambios significativos. Sin embargo, no ocurre lo mismo con el  $C_N$ , que sí varía sustancialmente si tenemos en cuenta el orden de magnitud de su valor inicial. Esto se debe fundamentalmente al fenómeno conocido como *Guiñada Adversa*, causado por las diferencias de resistencia inducida que aparecen en ambas alas cuando se aplica una deflexión de los alerones y que provoca la generación de un momento de guiñada no deseado.

## 5.4. Análisis de resultados: CASO #2

Se estudia ahora el efecto de la deflexión del timón de profundidad en los coeficientes aerodinámicos de la aeronave. Con el fin de no resultar reiterativo, se muestra la malla obtenida para el *Caso 2.1*. en la *Figura 5.4*, siendo esta la que muestra la deflexión del timón de profundidad hacia abajo.



**Figura 5.4:** Zoom de la Malla en el timón de profundidad (Caso 2.1).

#### 5.4.1. Caso 2.1.

La primera de las configuraciones del segundo caso de estudio es aquella que presenta la deflexión hacia abajo del timón de profundidad. En el *Cuadro 5.4* se muestran las variaciones de los coeficientes aerodinámicos en dicho caso.

Coefficiente	Valor [-]
$\Delta C_L$	0.54375
$\Delta C_l$	0.00283
$\Delta C_M$	-0.99649
$\Delta C_N$	-0.00041

**Cuadro 5.4:** Variaciones de los Coeficientes Aerodinámicos para Caso 2.1.

A partir de los datos mostrados en el cuadro es posible destacar la notable influencia que el timón de profundidad tiene en la sustentación y en el momento de cabeceo de la aeronave, siendo ambos coeficientes los que mayor variación presentan en comparación con el caso base.

El  $C_L$  local que aparece en el estabilizador horizontal aumenta debido a la deflexión hacia abajo del timón, que causa un aumento de la sustentación en esta zona. Esto conlleva un descenso del morro del avión hacia abajo, siendo este último hecho el que explica el considerable decremento en el  $C_M$ .

### 5.4.2. Caso 2.2.

En esta segunda configuración se analizan los resultados obtenidos con una deflexión hacia arriba de la superficie de control. Las variaciones correspondientes a este caso aparecen en el *Cuadro 5.5*.

Coeficiente	Valor [-]
$\Delta C_L$	-0.14857
$\Delta C_l$	0.00391
$\Delta C_M$	0.22152
$\Delta C_N$	-0.00017

**Cuadro 5.5:** Variaciones de los Coeficientes Aerodinámicos para Caso 2.2.

El análisis de estos resultados permite corroborar lo explicado en la subsección previa en lo que respecta al efecto que tiene deflectar el timón de profundidad. En este caso, siendo la deflexión contraria a la aplicada en el Caso 2.1., tiene lugar el fenómeno opuesto: El valor del  $C_L$  disminuye y el del  $C_M$  aumenta, ya que una deflexión hacia arriba del timón de profundidad induce un descenso de la sustentación en el estabilizador horizontal de la aeronave. A su vez, esto produce un levantamiento del morro del avión (generación de un momento de cabeceo positivo).

## 5.5. Análisis de resultados: CASO #3

El tercer caso de estudio es el más complejo de analizar desde un punto de vista aerodinámico por la deflexión simultánea de dos superficies de control: los alerones y el timón de profundidad. En las siguientes subsecciones se analizan las dos configuraciones planteadas en el *Capítulo 4*.

Notar que no se incluye una representación de la malla ya que el análisis del presente caso es una combinación de los dos anteriores.

### 5.5.1. Caso 3.1.

Análogamente, se calculan los valores de los coeficientes aerodinámicos y se obtienen las diferencias absolutas de los mismos con los valores obtenidos para el Caso Base (Ver *Cuadro 5.6*).

Coefficiente	Valor [-]
$\Delta C_L$	-0.13784
$\Delta C_l$	0.67922
$\Delta C_M$	1.95859
$\Delta C_N$	0.01339

**Cuadro 5.6:** Variaciones de los Coeficientes Aerodinámicos para Caso 3.1.

En esta primera configuración correspondiente al tercer caso de estudio se deflecta el timón de profundidad hacia arriba y, además, se aplica la deflexión positiva de los alerones.

Los valores calculados con el uso de CFD se corresponden con la tendencia que es posible extrapolar de los dos casos de estudio previos. El valor del coeficiente de sustentación disminuye debido a la deflexión hacia arriba del timón de profundidad. A pesar de ello, el descenso sufrido es menor que el calculado para el Caso 2.2. (Ver *Cuadro 5.5*). Esto se debe al ligero aumento que genera la deflexión positiva de los alerones en este coeficiente.

Por otra parte, el  $C_l$  y  $C_M$  incrementan su valor notablemente, como era de esperar. Destaca el gran aumento del  $C_M$ , mucho mayor que el calculado en el Caso 2.2. Esto se debe al acoplamiento existente entre la generación de momento de alabeo y de cabeceo.

### 5.5.2. Caso 3.2.

Para la segunda configuración del presente caso, se analiza la configuración de alerones definida como positiva y la deflexión del timón de profundidad hacia abajo. En el *Cuadro 5.7* se muestran las variaciones de los coeficientes aerodinámicos.

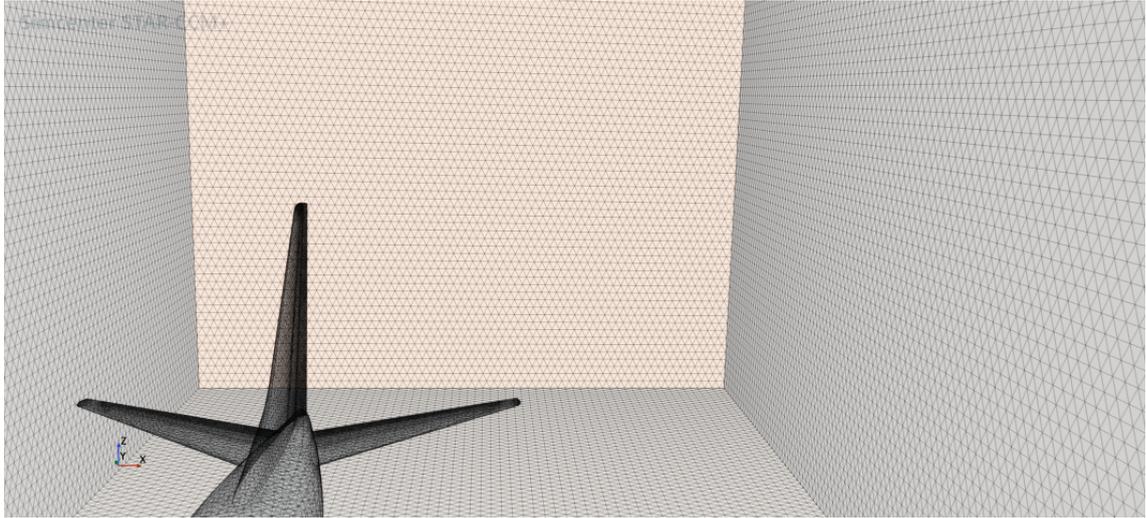
Coefficiente	Valor [-]
$\Delta C_L$	0.55626
$\Delta C_l$	0.66250
$\Delta C_M$	-0.91173
$\Delta C_N$	0.01705

**Cuadro 5.7:** Variaciones de los Coeficientes Aerodinámicos para Caso 3.2.

Se vuelven a confirmar las tendencias ya explicadas. La configuración adoptada conlleva un aumento de sustentación y de momento de alabeo considerable, mientras que supone un decremento del momento de cabeceo.

## 5.6. Análisis de resultados: CASO #4

El último caso de estudio presentado se basa en la deflexión del timón de dirección, cuya malla en la zona de interés se muestra en la *Figura 5.5*.



**Figura 5.5:** Zoom de la Malla en el timón de dirección (Caso 4.1.).

### 5.6.1. Caso 4.1.

Los resultados obtenidos a partir del estudio de la deflexión positiva del timón de dirección (explicada en el capítulo anterior) se muestran en el *Cuadro 5.8*.

Coefficiente	Valor [-]
$\Delta C_L$	-0.12788
$\Delta C_l$	-0.21013
$\Delta C_M$	-0.13481
$\Delta C_N$	-1.36295

**Cuadro 5.8:** Variaciones de los Coeficientes Aerodinámicos para Caso 4.1.

La variación más significativa que aparece al analizar esta configuración de la aeronave es la del  $C_N$ . Al deflectar el timón de dirección en el sentido contrario al del Eje  $Y$  (dirigido hacia el ala derecha del avión mirando desde el Centro de Masas hacia el morro), se genera un momento de guiñada negativo; y esto es, precisamente, lo que el cálculo en CFD muestra.

# Conclusiones

Para finalizar el estudio realizado, se obtienen una serie de conclusiones acerca del mismo.

El primer aspecto que se debe resaltar es que las características de Control Longitudinal y Lateral-Direccional de cada aeronave son distintas, pues existe una dependencia directa de las mismas con las características geométricas de la aeronave y, por ende, de su misión y requerimientos. A pesar de ello, lo que importa de su estudio no son datos concretos, sino la obtención de tendencias que nos permitan entender la influencia de las superficies de control primarias en una aeronave. Esto es, precisamente, lo que se ha realizado en el presente estudio.

Lejos de la búsqueda de datos exactos que se cumplan para numerosos modelos de aeronave, el objetivo del trabajo es explicar las tendencias inducidas por las deflexiones de las superficies de control por medio de una aeronave de uso extendido actualmente, como lo es el Boeing 737-800. Se pretende corroborar, gracias a las herramientas ofrecidas por el *Software* CFD, los aspectos ya conocidos por el estudio (a nivel teórico) de la mecánica del vuelo.

Otra de las conclusiones relevantes de la elaboración del trabajo es que, el estudio en CFD de un modelo presenta ciertas dificultades si no se lleva a cabo una validación del mismo a través de un modelo 3D en túnel de viento.

Con el objetivo de evitar los problemas que esto supone, la validación del trabajo viene determinada por el estudio de Independencia de Malla. Es, por tanto, decisión del ingeniero (alumno, en este caso) el qué priorizar a la hora de llevar a cabo el estudio. Las dos opciones, a *grosso modo* son: focalizar en la obtención de resultados correctos con un nivel de detalle óptimo u obtener tendencias de los resultados, conociendo los errores relativos existentes y las fuentes de error que los causan, pero reducir el esfuerzo computacional. Para este caso, como ya se ha explicado, se decide priorizar lo segundo. Los motivos principales son que, al tratarse de un modelo altamente complejo, su correcto (o más bien, óptimo) mallado requeriría del uso de una gran cantidad de celdas y un elevado nivel de detalle. Teniendo en cuenta que se precisa de la realización de numerosas simulaciones (puesto que se estudian cuatro casos distintos), esto supondría una gran inversión de tiempo. Es decir, se prioriza la obtención de tendencias aún a conocimiento de la desviación de los resultados obtenidos en comparación con la realidad.

En lo que respecta al proceso de cálculo de los resultados y su correspondiente análisis, se pueden recopilar ciertos puntos de mayor importancia:

- El sistema de referencia establecido para el cálculo en CFD debe ser coherente con el convenio comúnmente empleado en el sector aeronáutico para la definición de fuerzas y momentos. En caso de que esto no se quiera aceptar, será necesario clarificar el sentido positivo de los ejes.
- El establecimiento de las condiciones iniciales, los valores de referencia y las condiciones de contorno del estudio se debe explicar correctamente para permitir el entendimiento de los resultados obtenidos.
- La deflexión de los alerones induce consigo un momento de guiñada adverso no deseado que debe ser tenido en cuenta si se desea analizar la dinámica de la aeronave ante ciertas configuraciones. Además, el acoplamiento existente entre los movimientos de cabeceo, alabeo y guiñada de la aeronave se debe considerar para un correcto análisis, puesto que en la realidad no existe el movimiento *puro* de la aeronave en ninguna de las tres (3) formas descritas.

# Presupuesto

A pesar del carácter académico propio del presente Trabajo de Final de Grado, es posible establecer un presupuesto que permite visualizar, en términos de horas invertidas (por parte, tanto del alumno como de la tutora) y de uso de Software especializado, el coste económico que supondría la elaboración de dicho proyecto.

En el *Cuadro 5.9* se muestran los diferentes costes asociados a cada una de las tareas llevadas a cabo para la realización del proyecto. Notar que se ha supuesto que el coste por hora asociado al trabajo realizado por el alumno es de 0€, independientemente de la tarea realizada. Por otro lado, el coste por hora asociado a la supervisión y ayuda de la tutora es de 30€.

Tarea	Tiempo (Alumno) [h]	Supervisión (Tutora) [h]	Costes de Software [€/h]	Coste total [€]
Manipulación del Modelo CAD	30	5	2	320
Mallado de las Configuraciones	60	10	2	640
Estudio de Independencia de Malla	40	2	2	184
Pre-Proceso y Simulación	75	10	2	670
Post-Proceso	75	5	2	410
Redacción del Documento	100	-	0	0
Supervisión del Documento	5	5	0	250

**Cuadro 5.9:** Costes asociados a la realización del Trabajo

La suma de todos los costes computados es de 2474€. Si, además de estos, es preciso considerar el precio del ordenador empleado para la realización del estudio (900 €), el coste total asciende a 3374€.

# Bibliografía

- [1] Pedro Martí Gómez Aldaraví y Roberto Navarro García. *Apuntes de la asignatura de Ampliación de de Mecánica de Fluidos*. Universidad Politécnica de Valencia, 2021.
- [2] Airfoil Tools. [www.airfoiltools.com](http://www.airfoiltools.com), visitado el 12 de Mayo de 2022.
- [3] Inter Aviation Service. *Los 10 aviones comerciales más usados*, [www.iasca.aero](http://www.iasca.aero), 28 de Mayo de 2021.
- [4] AIRGWAYS. *Incidente Boeing 737-700 de Aerolíneas por la rotura del timón de dirección*, [www.airgways.com](http://www.airgways.com), 9 de Agosto de 2016.
- [5] José Pedro Magraner Rullán y Pedró Martí Gómez-Aldaraví. *Dinámica de un Avión Rígido*. Asignatura: Ampliación de Mecánica de Vuelo, Universidad Politécnica de Valencia, 2022.
- [6] Aníbal Isidoro Carmona. *Aerodinámica y Actuaciones del Avión*. Paraninfo, 2015. Capítulo 14: Estabilidad Lateral y Direccional.
- [7] José Antonio López Orantes. *Implantación de un sistema de aprovisionamiento automático en una empresa del sector aeronáutico*. Universidad de Sevilla, 2018. Capítulo 3.
- [8] José Pedro Magraner Rullán y Pedró Martí Gómez-Aldaraví. *Estudio de la Dinámica Lineal Lateral-Direccional de un Avión Rígido*. Asignatura: Ampliación de Mecánica de Vuelo, Universidad Politécnica de Valencia, 2022.
- [9] Berkay Yasin Yildirim. [www.grabcad.com](http://www.grabcad.com), 11 de Octubre de 2016.
- [10] CFDYNA. *Mesh Quality Checks in STAR-CCM+*, [www.cfdyna.com](http://www.cfdyna.com).
- [11] Luis Miguel García-Cuevas González y Pedro Martí Gómez Aldaraví. *Apuntes de Prácticas de Aerodinámica II*. Universidad Politécnica de Valencia, 2022.
- [12] CFD Online. *Residuals*, [www.cfd-online.com](http://www.cfd-online.com), 2018.