



universidad  
de león



# Escuela de Ingenierías Industrial, Informática y Aeroespacial

## GRADO EN INGENIERÍA AEROESPACIAL

Trabajo de Fin de Grado

CÁLCULO AERODINÁMICO DEL ALA DEL BOEING 737-  
600

BOEING 737-600 WING AERODYNAMIC CALCULATION

Autor: Alba Uberty Yáñez  
Tutor: Iván Ubero Martínez

(Diciembre, 2021)

**UNIVERSIDAD DE LEÓN**  
**Escuela de Ingenierías Industrial, Informática y**  
**Aeroespacial**

**GRADO EN INGENIERÍA AEROESPACIAL**  
**Trabajo de Fin de Grado**

**ALUMNO:** Alba Uberty Yáñez

**TUTOR:** Iván Ubero Martínez

**TÍTULO:** Cálculo aerodinámico del ala del Boeing 737-600

**TITLE:** Boeing 737-600 wing aerodynamic calculation

**CONVOCATORIA:** diciembre, 2021

**RESUMEN:**

En este trabajo se estudia el conjunto de teorías aerodinámicas respecto de la generación de sustentación y resistencia alar, desde la ecuación de Bernoulli hasta la generación de vórtices, pasando por los coeficientes aerodinámicos y cómo éstos se relacionan con el ángulo de ataque del ala. Posteriormente, se analiza el comportamiento de un ala sin *winglet*, como es la del avión Boeing 737-600, a la que se le añade un *winglet* siguiendo las directrices de la familia 737MAX, para estudiar cómo influiría que a este modelo de ala se le introdujese dicho dispositivo alar.

Para ello se utiliza una herramienta de cálculo numérico como es *Ansys*, apoyándose en el módulo *Fluent*, específico para el estudio y análisis de fluidos computacionalmente, conocido este tipo de estudios como CFD (Computational Fluid Dynamics). Además, se busca confirmar numéricamente las teorías previamente expuestas.

**ABSTRACT:**

This work studies the set of aerodynamic theories regarding the generation of lift and wing drag, from Bernoulli's equation to the generation of vortices, passing through the aerodynamic coefficients and how these are related to the angle of attack of the wing. Subsequently, the behavior of a wing without a winglet, such as the Boeing 737-600 aircraft, to which a winglet is added following the

guidelines of the 737MAX family, is analyzed to study how this wing model would be influenced by the introduction of such a winglet device.

For this purpose, a numerical calculation tool such as Ansys is used, relying on the Fluent module, specific for the study and analysis of fluids computationally, known as CFD (Computational Fluid Dynamics). In addition, the aim is to confirm numerically the theories previously exposed.

**Palabras clave:** Aerodinámica, ala, Ansys, B-737, Fluent

**Firma del alumno:**



**VºBº Tutor/es:**

# Índice

Resumen .....	7
Abstract .....	8
Índice de figuras .....	9
Índice de tablas .....	14
1. Introducción .....	15
1.1. Objetivos .....	15
2. Estado del arte.....	16
2.1. PERFIL ALAR .....	16
2.1.1. Nomenclatura .....	16
2.1.2. Series NACA.....	17
2.1.3. Fuerzas y momentos .....	19
2.2.3.2 Características ala infinita.....	28
2.2.4. Distribución de presiones y velocidad.....	30
2.2. FLUJO INCOMPRESIBLE SOBRE ALAS FINITAS .....	31
2.2.1. Torbellino .....	31
2.2.2. Resistencia inducida .....	33
2.3. ARQUITECTURA DEL ALA .....	35
2.3.1. Dispositivos hipersustentadores .....	37
3. Datos del avión .....	48
3.1. BOEING 737 .....	48
3.1.1. Historia.....	48
3.1.2. Boeing 737 Original .....	50
3.1.3. Boeing 737 Classic .....	51
3.1.4. Boeing 737 Max.....	54
3.2. BOEING 737 NEXT GENERATION .....	56
3.2.1. Serie 600 .....	56
3.2.2. Serie 700 .....	56
3.2.3. Serie 800 .....	57

3.2.4. Serie 900 .....	58
3.3. BOEING 737-600 .....	59
3.3.1. Arquitectura del ala .....	61
4. Dinámica de fluidos computacional (CFD).....	62
4.1. DEFINICIÓN .....	62
4.2. PROCESO .....	63
4.2.1. Preprocesado .....	64
4.2.2. Resolución .....	65
4.2.3. Postprocesado .....	66
4.3. ANSYS FLUENT .....	67
5. Cálculos .....	68
5.1. CONDICIONES DEL ANÁLISIS.....	68
5.2. DEFINICIÓN DE GEOMETRÍA ( <i>GEOMETRY</i> ) .....	70
5.2.1. Sin winglet .....	70
5.2.2. Con winglet .....	72
5.3. CREACIÓN DEL MALLADO ( <i>MESH</i> ) .....	73
5.3.1. Sin winglet .....	74
5.3.2. Con winglet .....	84
5.4. INTRODUCCIÓN DE VARIABLES ( <i>SETUP</i> ) .....	91
5.4.1. Sin winglet .....	91
5.4.2. Con winglet .....	98
6. Resultados.....	102
6.1. CONTORNOS DE PRESIÓN.....	102
6.1.1. Presión estática .....	102
6.1.2. Presión dinámica .....	106
6.2. CONTORNOS DE VELOCIDAD .....	110
6.3. DESPRENDIMIENTO PUNTA DE ALA .....	113
7. Conclusiones .....	115
8. Hitos futuros.....	116

9. Anexos.....	117
9.1. ANEXO 1: ESPECIFICACIONES TÉCNICAS BOEING 737.....	117
10. Referencias .....	120

# Resumen

En este trabajo se estudia el conjunto de teorías aerodinámicas respecto de la generación de sustentación y resistencia alar, desde la ecuación de Bernoulli hasta la generación de vórtices, pasando por los coeficientes aerodinámicos y cómo éstos se relacionan con el ángulo de ataque del ala. Posteriormente, se analiza el comportamiento de un ala sin *winglet*, como es la del avión Boeing 737-600, a la que se le añade un *winglet* siguiendo las directrices de la familia 737MAX, para estudiar cómo influiría que a este modelo de ala se le introdujese dicho dispositivo alar.

Para ello se utiliza una herramienta de cálculo numérico como es *Ansys*, apoyándose en el módulo *Fluent*, específico para el estudio y análisis de fluidos computacionalmente, conocido este tipo de estudios como CFD (Computational Fluid Dynamics). Además, se busca confirmar numéricamente las teorías previamente expuestas.

# Abstract

This work studies the set of aerodynamic theories regarding the generation of lift and wing drag, from Bernoulli's equation to the generation of vortices, passing through the aerodynamic coefficients and how these are related to the angle of attack of the wing. Subsequently, the behavior of a wing without a winglet, such as the Boeing 737-600 aircraft, to which a winglet is added following the guidelines of the 737MAX family, is analyzed to study how this wing model would be influenced by the introduction of such a winglet device.

For this purpose, a numerical calculation tool such as Ansys is used, relying on the Fluent module, specific for the study and analysis of fluids computationally, known as CFD (Computational Fluid Dynamics). In addition, the aim is to confirm numerically the theories previously exposed.

# Índice de figuras

Figura 2.1. Detalle del perfil alar [3].....	17
Figura 2.2. Perfiles NACA [4] .....	19
Figura 2.3. Esfuerzos normal y cortante [2].....	19
Figura 2.4. Fuerzas y momentos [2].....	20
Figura 2.5. Resultantes perfil alar [2].....	20
Figura 2.6. Distribución fuerzas avión [2] .....	22
Figura 2.7. Coeficiente de sustentación y resistencia frente ángulo de ataque [2]23	
Figura 2.8. Velocidad de vuelo frente coeficiente de sustentación [2].....	25
Figura 2.9. Velocidad de vuelo frente coeficiente de resistencia [2].....	26
Figura 2.10. Velocidad de corriente libre frente al cociente de sustentación entre resistencia [2] .....	27
Figura 2.11. Variación del cociente de sustentación y resistencia frente el ángulo de ataque [2] .....	28
Figura 2.12. Variación del coeficiente de sustentación con el ángulo de ataque [2] .....	29
Figura 2.13. Distribución de presiones y velocidades [5] .....	30
Figura 2.14. Perfil de presiones [6].....	31
Figura 2.15. Movimiento del flujo en punta alar [2].....	32
Figura 2.16. Vórtices de punta de ala de avión [7] .....	32
Figura 2.17. Distribución viento relativo frente perfil alar [2].....	33
Figura 2.18. Arquitectura ala [8] .....	35
Figura 2.19. Dispositivos hipersustentadores [10].....	37
Figura 2.20. Esquema aeronave con fuerzas [11].....	38
Figura 2.21. Esquema alerones [12] .....	39
Figura 2.22. Flaps borde de ataque [12] .....	40
Figura 2.23. Tipos de flaps del borde de salida [9].....	41
Figura 2.24. Esquema aeronave con momentos [11].....	42
Figura 2.25. Spoilers desplegados en una aeronave [12] .....	43
Figura 2.26. Dispositivos control de flujo de capa límite [13].....	44
Figura 2.27. Efecto winglets en punta de ala [11].....	45

Figura 2.28. Winglet estándar [14] .....	46
Figura 2.29. Blended winglet [15].....	46
Figura 2.30. Sharklet [14].....	46
Figura 2.31. Raked wingtip [7].....	47
Figura 3.1. Boeing 737 [17].....	49
Figura 3.2. P-8A de la Marina Estadounidense [19].....	50
Figura 3.3. Boeing 737-200 [20].....	51
Figura 3.4. Boeing 737-300 [20].....	52
Figura 3.5. Boeing 737-400 [16].....	53
Figura 3.6. Boeing 737-500 [18].....	54
Figura 3.7. Principales características del 737Max[20] .....	55
Figura 3.8. Economía del 737Max [20].....	55
Figura 3.9. Boeing 737-600 [20].....	56
Figura 3.10. Boeing 737-700 [16].....	57
Figura 3.11.Boeing 737-800 [16].....	58
Figura 3.12.Boeing 737-900ER [21].....	59
Figura 3.13. Vista frontal B737-600 acotada [22] .....	59
Figura 3.14. Vista planta B737-600 acotada [22] .....	60
Figura 3.15. Vista lateral B737-600 acotada [22] .....	60
Figura 5.1. Variación de presión con la altura [29] .....	69
Figura 5.2. Variación de la temperatura con la altura [29].....	69
Figura 5.3. Volumen de control creado en <i>Geometry</i> para el ala sin <i>winglet</i> [Creación propia].....	71
Figura 5.4. Detalle del ala con proyecciones de líneas para el ala sin <i>winglet</i> [Creación propia].....	72
Figura 5.5. Volumen de control creado en <i>Geometry</i> para el ala con <i>winglet</i> [Creación propia].....	73
Figura 5.6. Detalle del ala con proyecciones de líneas para el ala sin <i>winglet</i> [Creación propia].....	73
Figura 5.7. Detalle de las divisiones del ala [Creación propia] .....	78
Figura 5.8. Plano general de la malla sin <i>winglet</i> [Creación propia].....	79
Figura 5.9. Detalle de la malla en el borde de salida sin <i>winglet</i> [Creación propia] .....	79

Figura 5.10. Detalle de la malla en el borde de ataque sin <i>winglet</i> [Creación propia] .....	80
Figura 5.11. Rango de valores para <i>skewness</i> [30] .....	80
Figura 5.12. Definición de valores para calidad ortogonal [30].....	81
Figura 5.13. Rango de valores para calidad ortogonal [30].....	81
Figura 5.14. Detalle medidas <i>Aspect Ratio</i> [30] .....	82
Figura 5.15. Gráfico de resultados de <i>skewness</i> [Creación propia] .....	82
Figura 5.16. Gráfico de resultados de calidad ortogonal [Creación propia].....	83
Figura 5.17. Gráfico de resultados de <i>Aspect Ratio</i> [Creación propia].....	84
Figura 5.18. Detalle de las divisiones del ala [Creación propia].....	86
Figura 5.19. Plano general de la malla sin <i>winglet</i> [Creación propia].....	87
Figura 5.20. Detalle de la malla en el borde de salida con <i>winglet</i> [Creación propia] .....	88
Figura 5.21. Detalle de la malla en el borde de ataque con <i>winglet</i> [Creación propia] .....	88
Figura 5.22. Gráfico de resultados de <i>skewness</i> [Creación propia] .....	89
Figura 5.23. Gráfico de resultados de calidad ortogonal [Creación propia].....	89
Figura 5.24. Gráfico de resultados de <i>Aspect Ratio</i> [Creación propia].....	90
Figura 5.25. Modelo Spallart-Allmaras [Creación propia].....	93
Figura 5.26. Método de resolución sin <i>winglet</i> [Creación propia].....	97
Figura 5.27. Residuales para la solución sin <i>winglet</i> [Creación propia].....	98
Figura 5.28. Método de resolución con <i>winglet</i> [Creación propia].....	100
Figura 5.29. Residuales para la solución con <i>winglet</i> [Creación propia] .....	101
Figura 6.1. Distribución de presión estática sin <i>winglet</i> en la raíz [Creación propia] .....	103
Figura 6.2. Distribución de presión estática con <i>winglet</i> en la raíz [Creación propia] .....	103
Figura 6.3. Distribución de presión estática sin <i>winglet</i> a 5 m [Creación propia]	103
Figura 6.4. Distribución de presión estática con <i>winglet</i> a 5 m [Creación propia]	104
Figura 6.5. Distribución de presión estática sin <i>winglet</i> a 10 m [Creación propia] .....	104
Figura 6.6. Distribución de presión estática con <i>winglet</i> a 10 m [Creación propia] .....	104

Figura 6.7. Distribución de presión estática sin *winglet* en la punta [Creación propia] ..... 105

Figura 6.8. Distribución de presión estática con *winglet* en la punta [Creación propia] ..... 105

Figura 6.9. Distribución de presión dinámica sin *winglet* en la raíz [Creación propia] ..... 106

Figura 6.10. Distribución de presión dinámica con *winglet* en la raíz [Creación propia] ..... 106

Figura 6.11. Distribución de presión dinámica sin *winglet* a 5 m [Creación propia] ..... 107

Figura 6.12. Distribución de presión dinámica con *winglet* a 5 m [Creación propia] ..... 107

Figura 6.13. Distribución de presión dinámica sin *winglet* a 10 m [Creación propia] ..... 108

Figura 6.14. Distribución de presión dinámica con *winglet* a 10 m [Creación propia] ..... 108

Figura 6.15. Distribución de presión dinámica sin *winglet* en la punta [Creación propia] ..... 109

Figura 6.16. Distribución de presión dinámica con *winglet* en la punta [Creación propia] ..... 109

Figura 6.17. Distribución de velocidades sin *winglet* en la raíz [Creación propia] ..... 110

Figura 6.18. Distribución de velocidades con *winglet* en la raíz [Creación propia] ..... 110

Figura 6.19. Distribución de velocidades sin *winglet* a 5 m [Creación propia] .... 111

Figura 6.20. Distribución de velocidades con *winglet* a 5 m [Creación propia]... 111

Figura 6.21. Distribución de velocidades sin *winglet* a 10 m [Creación propia].. 111

Figura 6.22. Distribución de velocidades con *winglet* a 10 m [Creación propia]. 112

Figura 6.23. Distribución de velocidades sin *winglet* en la punta [Creación propia] ..... 112

Figura 6.24. Distribución de velocidades con *winglet* en la punta [Creación propia] ..... 112

Figura 6.25. *Swirling strength* en la punta para ala sin *winglet* [Creación propia]  
..... 113

Figura 6.26. *Swirling strength* en la punta para ala con *winglet* [Creación propia]  
..... 114

# Índice de tablas

Tabla 3.1. Dimensiones B737-600 [22] .....	61
Tabla 3.2. Dimensiones alares B737-600 [22].....	61
Tabla 5.1. Valores atmósfera estándar a nivel del mar (SL) [29].....	68
Tabla 5.2. Valores de estudio [Creación propia].....	70
Tabla 5.3. Características malla sin <i>winglet</i> [Creación propia] .....	75
Tabla 5.4. Propiedades de la capa límite [Creación propia] .....	76
Tabla 5.5. Datos del apartado <i>Inflation</i> [Creación propia] .....	77
Tabla 5.6. Detalles específicos de <i>Mesh</i> [Creación propia].....	78
Tabla 5.7. Resultados análisis <i>skewness</i> [Creación propia].....	83
Tabla 5.8. Resultados análisis calidad ortogonal [Creación propia] .....	83
Tabla 5.9. Resultados análisis calidad ortogonal [Creación propia] .....	84
Tabla 5.10. Características malla con <i>winglet</i> [Creación propia] .....	85
Tabla 5.11. Datos del apartado <i>Inflation</i> [Creación propia] .....	85
Tabla 5.12. Detalles específicos de <i>Mesh</i> [Creación propia].....	87
Tabla 5.13. Resultados análisis <i>skewness</i> [Creación propia].....	89
Tabla 5.14. Resultados análisis calidad ortogonal [Creación propia] .....	90
Tabla 5.15. Resultados análisis calidad ortogonal [Creación propia] .....	90
Tabla 5.16. Detalles <i>inlet</i> sin <i>winglet</i> [Creación propia] .....	94
Tabla 5.17. Detalles <i>outlet</i> sin <i>winglet</i> [Creación propia].....	94
Tabla 5.18. Detalles <i>inlet</i> con <i>winglet</i> [Creación propia].....	99
Tabla 5.19. Detalles <i>outlet</i> con <i>winglet</i> [Creación propia].....	99

# 1. Introducción

La aviación comercial, la cual se encarga del transporte de pasajeros general, tiene uno de sus mayores retos actualmente en el ahorro y optimización energética de sus recursos, buscando una mayor sostenibilidad y eficiencia en su día a día. A lo largo de los últimos 50 años, ingenieros de las principales empresas de fabricación de aviones, como Airbus y Boeing, han investigado e implementado *winglets* en sus diferentes modalidades en las puntas de las alas para evitar la formación de lo que se conoce como torbellinos alares o vórtices, que se producen por una depresión en el intradós del ala frente al extradós. Dicho de otra manera, el hecho de que la parte superior del ala tenga menores presiones en vuelo que las inferiores, provoca unos torbellinos que redirigen el flujo desde la parte inferior hacia la superior por el lado externo del ala, lo que provoca una resistencia parásita, conocida como resistencia inducida, y esto aumenta el consumo de combustible, provocando por tanto una menor eficiencia de todo el conjunto.

## 1.1. Objetivos

A continuación se enumeran los objetivos que busca alcanzar este trabajo.

- Revisar y analizar la teoría aerodinámica sobre la generación de sustentación en perfiles alares y alas
- Estudiar la teoría sobre la creación de torbellinos de punta de ala
- Conocer la historia de los diferentes modelos del Boeing 737
- Analizar con ayuda de una herramienta de cálculo numérico, Ansys, las diferentes distribuciones de presión, velocidad, etc., para verificar la teoría previamente expuesta

## 2. Estado del arte

En este apartado se recogen los principales conceptos que se han de definir para el posterior análisis aerodinámico del ala del Boeing 737-600. Primero, se recoge la definición de perfil alar, así como su nomenclatura y algunas características básicas y necesarias. Posteriormente, se recogen las teorías relativas al estudio del comportamiento aerodinámico sobre alas finitas, así como un análisis breve sobre su arquitectura y superficies aerodinámicas, como los *winglet*.

### 2.1. PERFIL ALAR

Para poder analizar posteriormente el comportamiento aerodinámico del ala, es necesario definir previamente qué es un perfil alar, así como recoger brevemente la nomenclatura básica, con características y las fuerzas y momentos que se producen sobre el mismo. Así mismo se describen los coeficientes alares y el tipo de flujo sobre el cual pueden desplazarse, ambos conceptos clave para el posterior desarrollo de este trabajo.

Un perfil alar es la forma transversal de un ala y, además, un cuerpo con forma de perfil alar que se mueve a través de un fluido produce una fuerza aerodinámica [1]. En general, la superficie de succión, la superior, se asocia a mayores velocidades y menor presión estática del flujo, mientras que la superficie de presión, la inferior, posee en general mayor presión estática en la superior. Estas se denominan extradós e intradós respectivamente [1]

#### 2.1.1. Nomenclatura

A continuación se pasan a definir algunos de los conceptos que se pueden ver en la imagen 2.1 [2].

- Cuerda: distancia exacta entre el borde de ataque y el de salida, medida a lo largo de la línea de cuerda
- Línea de cuerda: línea recta que une los bordes de ataque y de salida

- Línea curvatura media: lugar de los puntos situados a mitad de camino entre las superficies superior e inferior, medidos perpendicularmente a la propia línea de peralte medio
- Borde de ataque: punto más adelantado de la línea de curvatura media
- Borde de salida: punto más atrasado de la línea de curvatura media
- Espesor: distancia entre las superficies superior e inferior, también medida perpendicularmente a la línea de cuerda

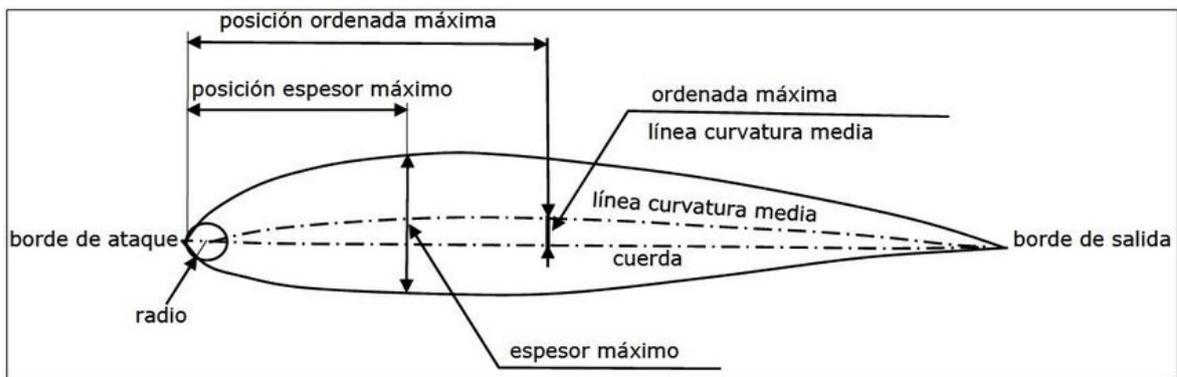


Figura 2.1. Detalle del perfil alar [3]

### 2.1.2. Series NACA

La NACA fue una agencia federal de Estados Unidos que se fundó el 3 de marzo de 1915 para emprender, fomentar, e institucionalizar las investigaciones aeronáuticas. La agencia se disolvió el 1 de octubre de 1958 para darle paso a la creación de la NASA (National Aeronautics and Space Administration) [4].

La NACA identificó diferentes formas de perfiles aéreos con un sistema de numeración lógico [2]. Por ejemplo, la primera familia de perfiles aéreos de la NACA, desarrollada en la década de 1930, era la serie de "cuatro dígitos", como el perfil aéreo NACA 2412. En este caso, el primer dígito es la curvatura máxima en centésimas de cuerda, el segundo dígito es la ubicación de la curvatura máxima a lo largo de la cuerda desde el borde de ataque en décimas de cuerda, y los dos últimos dígitos dan el espesor máximo en centésimas de cuerda. En el caso del perfil NACA 2412, la curvatura máxima es de  $0,02c$ , situada a  $0,4c$  del borde de ataque, y el espesor máximo es de  $0,12c$ . Es una práctica habitual

indicar estas cifras en porcentaje de cuerda, es decir, 2 por ciento de combadura a 40% de cuerda, con 12% de espesor. Un perfil aerodinámico sin peralte, es decir, con la línea de peralte y la línea de cuerda coincidentes, se denomina perfil aerodinámico simétrico. Evidentemente, la forma de un perfil aéreo simétrico es la misma por encima y por debajo de la línea de cuerda [2]. Por ejemplo, el perfil aerodinámico NACA 0012 es un perfil simétrico con un grosor máximo del 12%. La segunda familia de perfiles aéreos NACA era la serie de "cinco dígitos", como el perfil aéreo NACA 23012. En este caso, el primer dígito, multiplicado por  $\frac{3}{2}$  da el coeficiente de sustentación

En este caso, el primer dígito, multiplicado por 3 2, da el coeficiente de sustentación de diseño<sup>1</sup> en décimas, los dos dígitos siguientes, divididos por 2, dan la posición de la curvatura máxima a lo largo de la cuerda desde el borde de ataque en centésimas de cuerda, y los dos últimos dígitos dan el espesor máximo en centésimas de cuerda. Para el perfil aéreo NACA23012, el coeficiente de sustentación de diseño es de 0,3, la ubicación de la curvatura máxima está en 0,15c, y el perfil aéreo tiene un grosor máximo del 12%. Una de las familias de perfiles aéreos NACA más utilizadas es la "serie 6" de perfiles de flujo laminar, desarrollada durante la Segunda Guerra Mundial.

de flujo laminar, desarrollada durante la Segunda Guerra Mundial. Un ejemplo es el NACA 65-218. En este caso, el primer dígito simplemente identifica la serie, el segundo da la ubicación de la presión mínima en décimas de cuerda desde el borde de ataque (para la distribución básica de grosor simétrico a sustentación cero), el tercer dígito es el coeficiente de sustentación de diseño en décimas, y los dos últimos dígitos dan el grosor máximo en centésimas de cuerda. Para el perfil NACA 65-218, el 6 es la designación de la serie, la presión mínima se produce a 0,5c para la distribución de espesor simétrica básica a sustentación cero, el coeficiente de sustentación de diseño es 0,2 y el perfil tiene un espesor del 18% [2].



Figura 2.2. Perfiles NACA [4]

### 2.1.3. Fuerzas y momentos

Las fuerzas y momentos aerodinámicos que se generan se deben principalmente a dos factores [2]:

- Distribución de la presión a lo largo de la superficie del cuerpo
- Distribución del esfuerzo cortante sobre la superficie del cuerpo

Esto se debe a que los únicos mecanismos que tiene la naturaleza para comunicar una fuerza a un cuerpo que se mueve a través de un fluido son las distribuciones de presión y esfuerzo cortante en la superficie del cuerpo. Tanto la presión  $p$  y el esfuerzo cortante  $\tau$  tienen dimensiones de fuerza por unidad de superficie. Tal y como se ve en la siguiente imagen, la normal actúa de forma normal a la superficie, y el esfuerzo cortante es tangencial a la misma, siendo causado por la fricción entre el cuerpo y el aire.

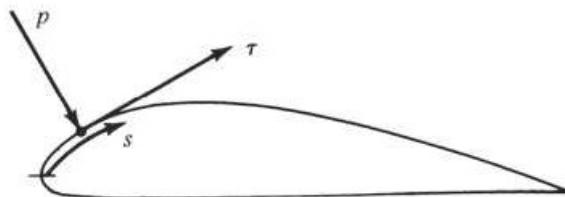


Figura 2.3. Esfuerzos normal y cortante [2]

El efecto neto de las distribuciones  $p$  y  $\tau$  integradas en toda la superficie del cuerpo del cuerpo es una fuerza aerodinámica resultante  $R$  y un momento  $M$  sobre el cuerpo, como se indica en la figura siguiente.

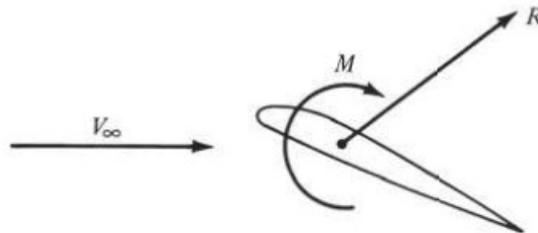


Figura 2.4. Fuerzas y momentos [2]

A su vez, la resultante  $R$  puede dividirse en componentes, dos conjuntos de los cuales se muestran en la figura 2.5.

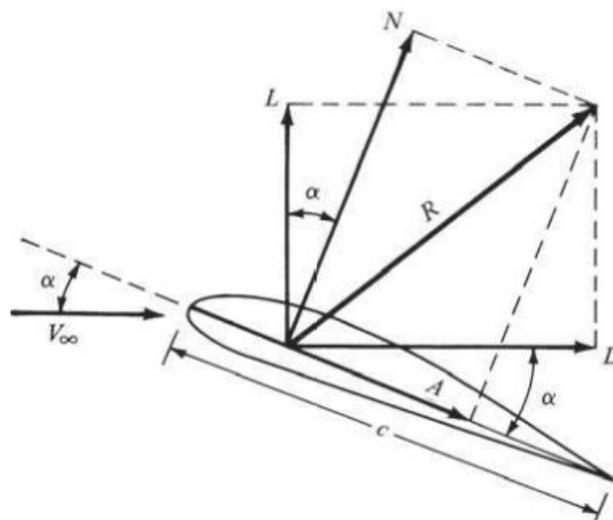


Figura 2.5. Resultantes perfil alar [2]

En la anterior figura, el viento relativo  $V_\infty$ , se define como la velocidad del flujo por delante del cuerpo, mientras que como el flujo alejado del cuerpo se denomina flujo libre y, por lo tanto,  $V_\infty$  también se denomina velocidad del flujo libre. Respecto de la figura 2.5 [2]:

$L \equiv$  sustentación  $\equiv$  componente de  $R$  perpendicular a  $V_\infty$

$D \equiv$  resistencia  $\equiv$  componente de  $R$  paralela a  $V_\infty$

Además, la resultante  $R$  se suele descomponer en componentes paralelas y normales a la cuerda  $c$ :

$N \equiv$  fuerza normal  $\equiv$  componente de  $R$  perpendicular a  $c$

$A \equiv$  fuerza axial  $\equiv$  componente de  $R$  paralela a  $c$

El ángulo de ataque,  $\alpha$ , se define como el ángulo entre la cuerda y el viento relativo, por lo que es también el ángulo entre  $L$  y  $N$  y entre  $D$  y  $A$ , tal y como se ve en la figura anterior. Todas estas componentes se relacionan matemáticamente en las siguientes expresiones:

$$L = N \cos\alpha - A \sin\alpha \quad (2.1)$$

$$D = N \sin\alpha + A \cos\alpha \quad (2.2)$$

Otro concepto importante es la presión dinámica, que tiene unidades de presión, se define de la siguiente manera:

$$q_\infty = \frac{1}{2} \rho_\infty V_\infty^2 \quad (2.3)$$

Teniendo en cuenta que  $S$  es un área de referencia y  $l$  es una longitud de referencia, los coeficientes adimensionales de fuerza y momento son los siguientes [2]:

- Coeficiente de sustentación:  $C_L = \frac{L}{q_\infty S} \quad (2.4)$

- Coeficiente de resistencia:  $C_D = \frac{D}{q_\infty S} \quad (2.5)$

- Coeficiente de fuerza normal:  $C_N = \frac{N}{q_\infty S} \quad (2.6)$

- Coeficiente de fuerza axial:  $C_A = \frac{A}{q_\infty S} \quad (2.7)$

- Coeficiente de momento:  $C_M = \frac{M}{q_\infty S l} \quad (2.8)$

- Coeficiente de presión:  $C_p = \frac{p - p_\infty}{q_\infty} \quad (2.9)$

- Coeficiente de fricción superficial:  $C_f = \frac{\tau}{q_\infty} \quad (2.10)$

Donde  $p_\infty$  es la presión de la corriente libre.

### 2.2.3.1. Coeficientes de sustentación y resistencia

Es importante reseñar el papel de los coeficientes tanto de sustentación como de resistencia, fundamentales tanto en el diseño preliminar como en el análisis del rendimiento de los aviones. Se trata de unos términos que representan unidades fundamentales que suponen una diferencia en la ingeniería y diseño de aeronaves. Considerando un avión que tiene un vuelo estable y a nivel (horizontal), tal y como se ve en la imagen 2.6, el peso  $W$  actúa de modo vertical hacia debajo, mientras la sustentación actúa en este mismo eje hacia arriba, ambos perpendiculares al viento relativo  $V_\infty$  [2].

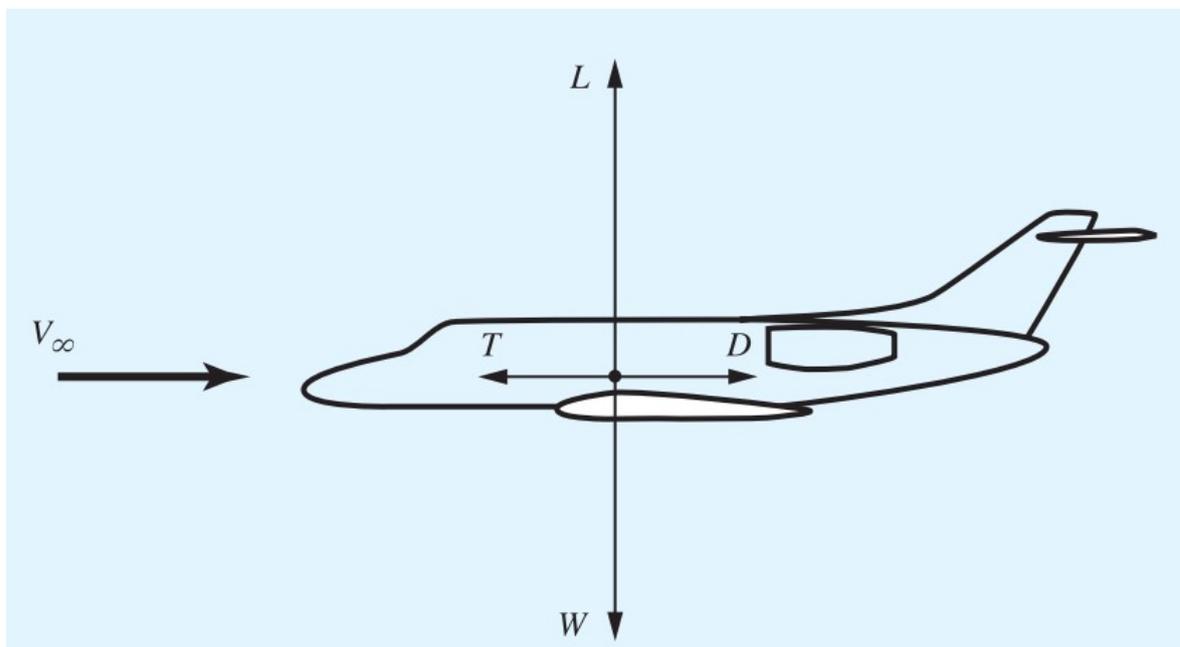


Figura 2.6. Distribución fuerzas avión [2]

Para que el avión se sostenga, sabiendo que el empuje mecánico del propulsor,  $T$ , y la resistencia,  $D$ , son ambos paralelos al viento relativo  $V_\infty$ , en un vuelo estable sin aceleración, se cumplen las siguientes expresiones [2]:

$$L = W \quad (2.11)$$

$$T = D \quad (2.12)$$

Es importante tener en cuenta que para la mayoría de las situaciones de vuelo convencional, la magnitud de  $L$  y  $W$  es mucho mayor que la magnitud de  $T$  y  $D$ , como se indica en el esquema de la figura 2.6. Para un vuelo de crucero convencional la relación  $L/D$  es del orden de 15 a 20 [2]. En un caso concreto de un avión, los coeficientes de sustentación y resistencia,  $C_L$  y  $C_D$  respectivamente, son básicamente función del ángulo de ataque,  $\alpha$ . En la siguiente figura se muestra:

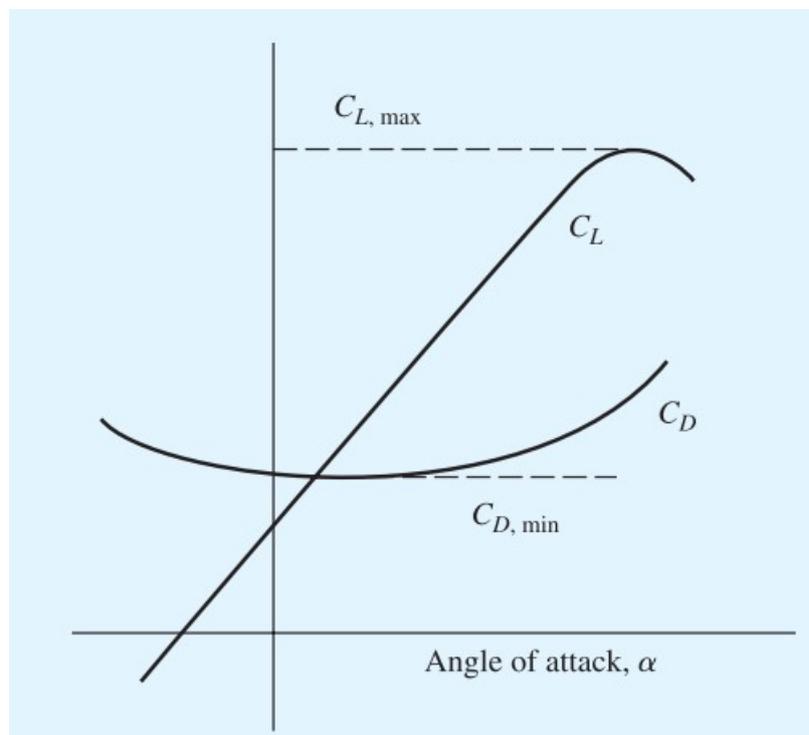


Figura 2.7. Coeficiente de sustentación y resistencia frente ángulo de ataque [2]

En esta figura se observa que  $C_L$  aumenta de modo lineal con  $\alpha$  hasta que llega a un ángulo de ataque en el que el ala entraría en pérdida, donde el coeficiente de sustentación alcanza un valor máximo,  $C_{L,max}$ , y posteriormente desciende según va aumentando el ángulo de ataque [2]. La velocidad más baja a la que es posible mantener un vuelo nivelado estable es la velocidad de pérdida,  $V_{PÉRDIDA}$ , que viene definida a partir de la definición del coeficiente de sustentación, ecuación +++++, aplicándose al caso del vuelo donde  $L=W$ , por lo que se tiene [2]:

$$C_L = \frac{L}{q_\infty S} = \frac{W}{q_\infty S} = \frac{2W}{\rho_\infty V_\infty^2 S} \quad (2.13)$$

Despejando para  $V_\infty$ ,

$$V_\infty = \sqrt{\frac{2W}{\rho_\infty S C_L}} \quad (2.14)$$

Para un avión en vuelo a una altitud determinada,  $W$ ,  $\rho$  y  $S$  son valores fijos, por lo que para cada valor de  $C_L$  corresponde un valor de la velocidad. La velocidad de pérdida es mínima para el valor correspondiente de  $C_{L,max}$ , por lo tanto [2]:

$$V_{PÉRDIDA} = \sqrt{\frac{2W}{\rho_\infty S C_{L,MAX}}} \quad (2.15)$$

Para la determinación del coeficiente de sustentación máximo,  $C_{L,max}$ , se realiza a través de las leyes físicas para el campo de flujo aerodinámico sobre el avión. Para poder aumentarlo, y conseguir así disminuir la velocidad de pérdida, se añaden a las superficies alares los dispositivos hipersustentadores, como los flaps, slats y ranuras del ala, que suelen desplegarse a diferentes grados tanto en aterrizaje como despegue [2].

Por su parte, el coeficiente de resistencia mínima,  $C_{D,MIN}$ , determina el valor de la velocidad máxima que puede alcanzar un avión. Ésta se obtiene a partir de la definición de arrastre (ecuación +++++), aplicada al caso de vuelo nivelado y estable, donde  $T=D$ , se tiene [2]:

$$C_D = \frac{D}{q_\infty S} = \frac{T}{q_\infty S} = \frac{2T}{\rho_\infty V_\infty^2 S} \quad (2.16)$$

Despejando para  $V_\infty$ ,

$$V_\infty = \sqrt{\frac{2T}{\rho_\infty S C_D}} \quad (2.17)$$

Según esta expresión, para un avión concreto, cuando éste vuela al empuje máximo  $T_{MAX}$  y para una altitud dada, el máximo valor de  $V_\infty$  se da para el vuelo a un  $C_{D,MIN}$  [2]:

$$V_{max} = \sqrt{\frac{2T_{max}}{\rho_{\infty} SC_{D,MIN}}} \quad (2.18)$$

Por lo tanto, se observa que el estudio de estos coeficientes es clave para el análisis del rendimiento y diseño de los aviones, ya que como se ha visto la velocidad de pérdida y la máxima están relacionadas con los coeficientes de sustentación máximo y de resistencia mínima, respectivamente. En las figuras 2.8 y 2.9 se observa cómo varía el rango de velocidades de una aeronave para los coeficientes de sustentación y resistencia respectivamente [2].

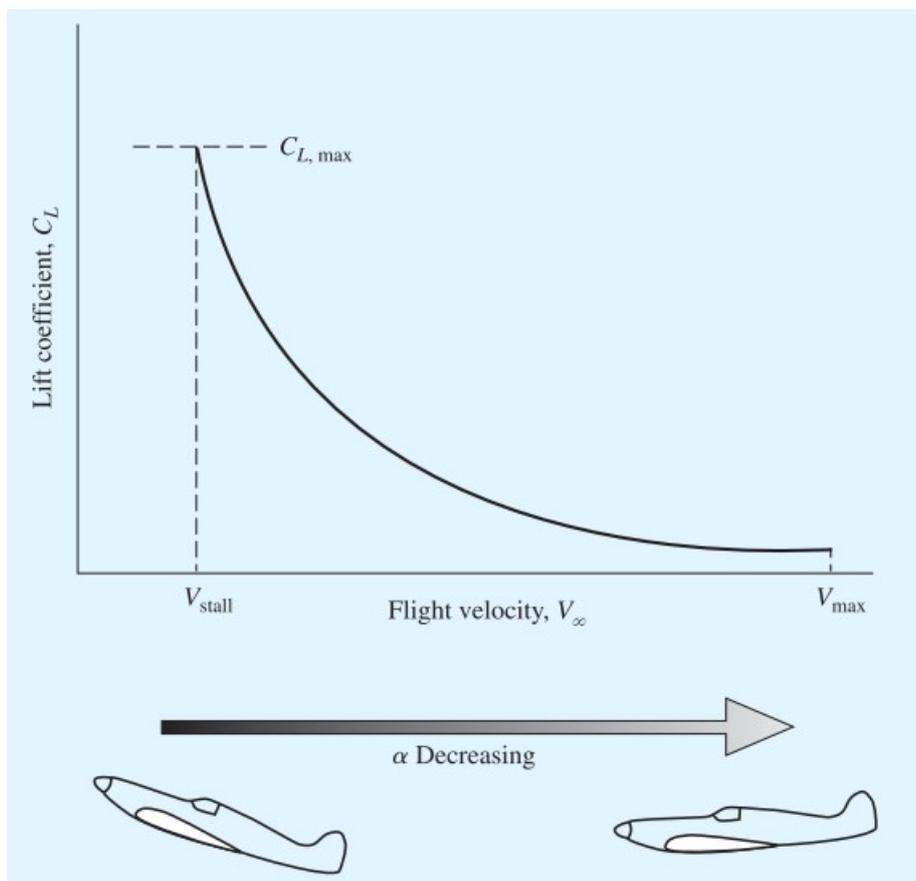


Figura 2.8. Velocidad de vuelo frente coeficiente de sustentación [2]

En el caso de esta primera figura, se representa los valores necesarios de  $C_L$  para conseguir mantener el vuelo estable nivelado para todo el rango de velocidad a una altitud determinada [2]. Se observa que los valores que se requieren de  $C_L$  van disminuyendo a medida que aumenta el ángulo de ataque. Si la velocidad del avión aumenta, el ángulo de ataque también disminuye, por lo que a altas

velocidades los ángulos de ataque tendrán que ser bajos para evitar alcanzar la velocidad de pérdida.

En la figura 2.9, se observa que el  $C_D$  también varía con el viento relativo,  $V_\infty$ , por lo que si un elemento es aerodinámicamente ineficiente, aunque cumpla con los requerimientos del coeficiente de sustentación, podrá alcanzar valores de  $C_D$  excesivamente altos, lo que se representa con una línea discontinua [2]. Sin embargo, si se trata de un cuerpo aerodinámicamente eficiente, éste cumplirá paralelamente los requerimientos de sustentación y resistencia, lo que se representa en la línea sólida de la siguiente figura. Es importante destacar que, si un cuerpo tiene forma de alta resistencia, se obtiene un valor menor de la velocidad máxima para el mismo empuje máximo [2], lo que supone peores rendimientos y mayores consumos para la misma aeronave.

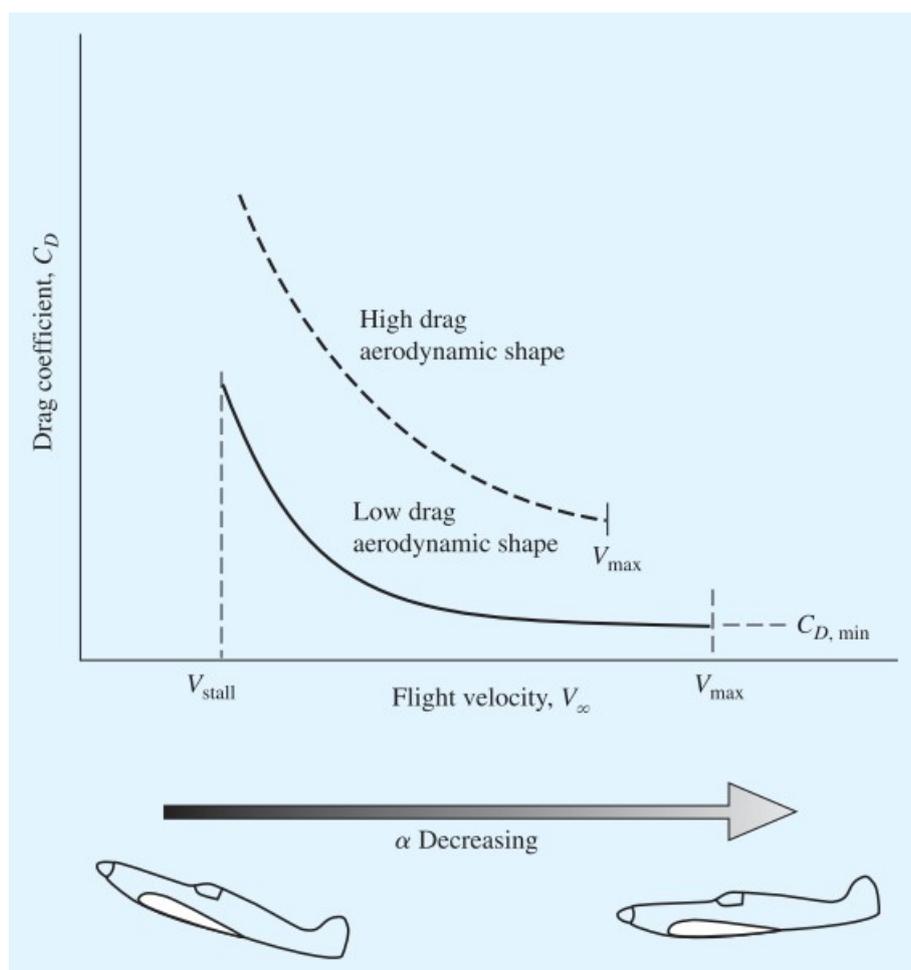


Figura 2.9. Velocidad de vuelo frente coeficiente de resistencia [2]

La medición de la eficiencia aerodinámica de un cuerpo es la relación entre la sustentación y la resistencia, es decir [2]:

$$\frac{L}{D} = \frac{q_{\infty} S C_L}{q_{\infty} S C_D} = \frac{C_L}{C_D} \quad (2.19)$$

Como el valor de  $C_L$  que se necesita para el vuelo a una velocidad y altitud determinadas está concretado con el peso del avión y el área del ala, más concretamente por  $W/S$  conocida como carga alar, a través de la expresión de  $C_L$  2.13, el valor de  $L/D$  a esta velocidad estará determinado finalmente por  $C_D$  [2]. Para una velocidad determinada, se busca que la relación  $L/D$  sea lo mayor posible, ya que esto quiere decir que es más eficiente aerodinámicamente. En la siguiente figura, se observa cómo a una altitud y condiciones de vuelo determinadas se produce la variación de este coeficiente en función de la velocidad. Se observa que éste aumenta con la velocidad, para llegar a un valor máximo y después disminuir [2], y también se ve de nuevo que a medida que aumenta el valor del viento relativo, el ángulo de ataque  $\alpha$  disminuye. Desde un punto de vista estrictamente aerodinámico, la relación  $L/D$  para una forma dada depende del ángulo de ataque, tal como se observaba en la figura 2.8 y 2.9, donde  $C_L$  y  $C_D$  eran una función de  $\alpha$  [2].

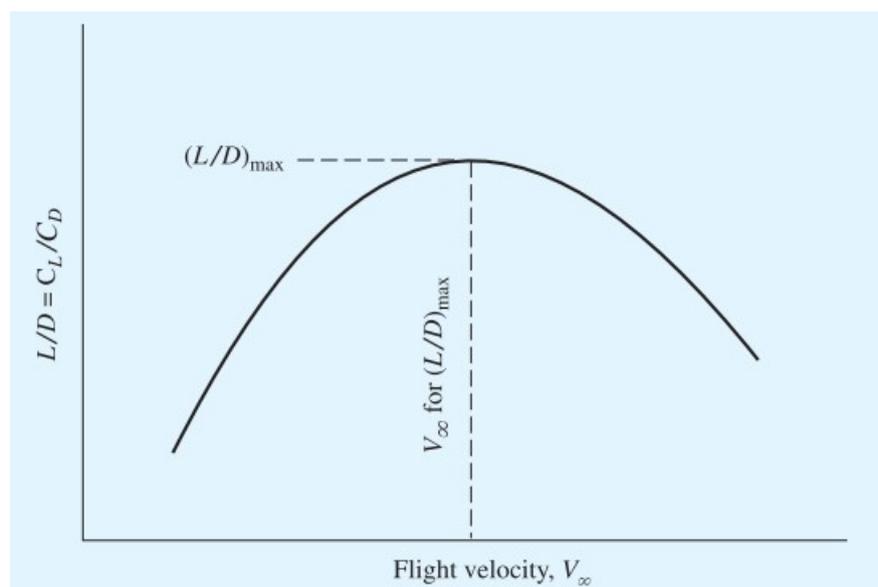


Figura 2.10. Velocidad de corriente libre frente al cociente de sustentación entre resistencia [2]

Relacionando estas dos curvas, se obtiene la figura siguiente, donde se relaciona  $L/D$  con el ángulo de ataque [2].

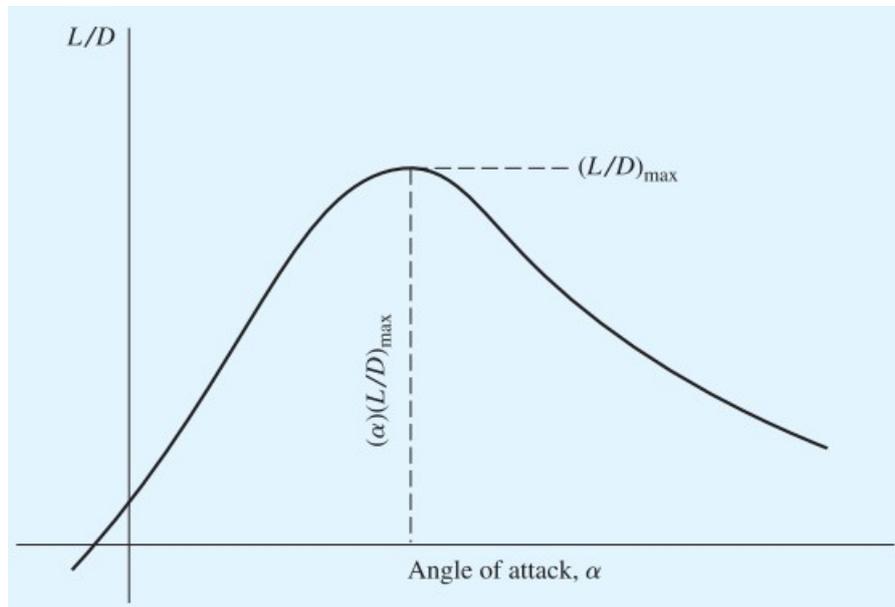


Figura 2.11. Variación del cociente de sustentación y resistencia frente el ángulo de ataque [2]

Estas dos últimas figuras se interrelacionan de modo de que cuando el avión vuela a la velocidad correspondiente para  $L/D_{max}$ , esta está en el ángulo de ataque correspondiente a esta relación [2].

### 2.2.3.2 Características ala infinita

Para un ala infinita la sección es la misma a lo largo de cualquier punto de la envergadura, por lo que las propiedades del perfil aerodinámico y del ala infinita son idénticas. Es por esto que los datos del perfil aerodinámico se suelen denominar datos del ala infinita [2].

La siguiente figura representa la variación típica del coeficiente de sustentación frente el ángulo de ataque para un perfil aerodinámico. Se observa que para ángulos de ataque bajos y/o moderados, el coeficiente de sustentación  $C_L$  varía linealmente con  $\alpha$ . Esta recta tiene una pendiente, que se denomina pendiente de sustentación y se representa mediante  $a_0$ .

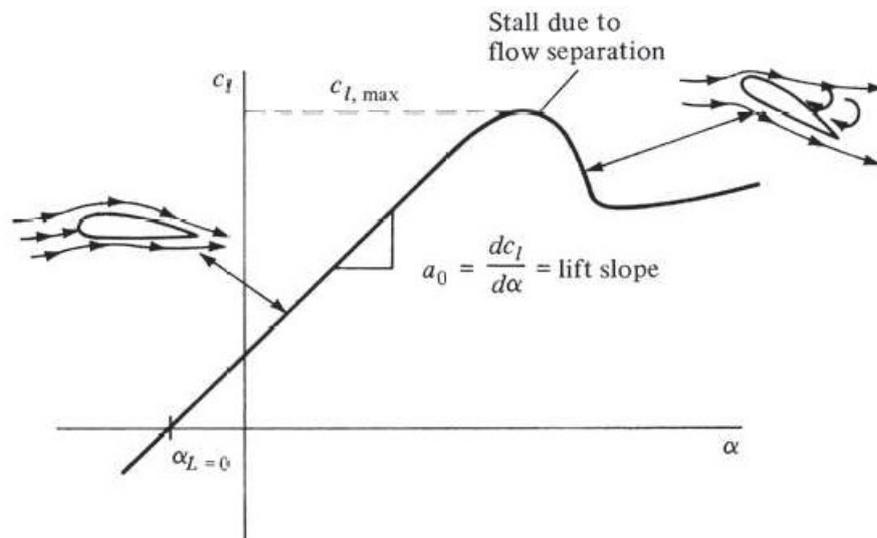


Figura 2.12. Variación del coeficiente de sustentación con el ángulo de ataque [2]

En esta región el flujo se mueve suavemente alrededor del perfil aerodinámico adhiriéndose a la mayor parte de la superficie, como se ve en la línea de corriente de la izquierda. No obstante, para ángulos de ataque elevados, el flujo tiende a separarse de la superficie superior del perfil aerodinámico, como se muestra en la imagen de la corriente de la derecha de la figura anterior, creando una estela de aire. En esta región que se separa, el flujo está en recirculación y parte comienza a moverse en dirección opuesta a la corriente libre, lo que se conoce como flujo invertido [2], el cual se debe principalmente a efectos viscosos.

Una de las consecuencias principales de la separación de este flujo a altos ángulos de ataque es una disminución precipitada de la sustentación, así como un aumento considerable de la resistencia aerodinámica, lo que provoca lo que se conoce como "estancamiento de perfil". El máximo valor de  $C_L$ ,  $C_{L,MAX}$ , que se produce justo antes del comienzo de la pérdida como se explicó en el epígrafe anterior, marca también el comienzo de la separación de la capa límite [2].

En el extremo izquierdo de la curva, la sustentación para un ángulo de ataque nulo es finita, llegando a ser esta nula sólo cuando el ala alcanza un determinado ángulo de ataque negativo. Este valor de  $\alpha$  se conoce como ángulo de ataque de sustentación cero,  $\alpha_{L=0}$ . Para el caso de un perfil aerodinámico simétrico,  $\alpha_{L=0} = 0$ , mientras que para todos los perfiles aerodinámicos con peralte positivo es un valor negativo, normalmente del orden de  $-2$  o  $-3^\circ$  [2].

## 2.2.4. Distribución de presiones y velocidad

Una vez definidos los conceptos de sustentación y resistencia, es importante señalar cómo son la distribución de presiones y velocidad de las partículas del flujo, en este caso aire, para que se produzca el vuelo, ya que posteriormente se analizarán estas distribuciones para demostrar la posibilidad del vuelo.

De acuerdo a la ecuación de Bernoulli [2]:

$$P_1 + \frac{1}{2}\rho v_1^2 + \rho gh_1 = P_2 + \frac{1}{2}\rho v_2^2 + \rho gh_2 \quad (2.20)$$

En las alas, se puede eliminar el término potencial ya que las alturas  $h_1$  y  $h_2$  son prácticamente iguales, por lo que la expresión quedaría reducida a:

$$P_1 + \frac{1}{2}\rho v_1^2 = P_2 + \frac{1}{2}\rho v_2^2 \quad (2.21)$$

De este modo, se observa que en aquel punto donde mayor sea la velocidad, menor tendrá que ser la presión, viceversa. En la siguiente imagen se observa que, para la generación de la sustentación, la presión del aire en el intradós es mayor que en el extradós, mientras que la velocidad es menor. Por su contra, en el extradós la presión es inferior, pero la velocidad del aire es superior.

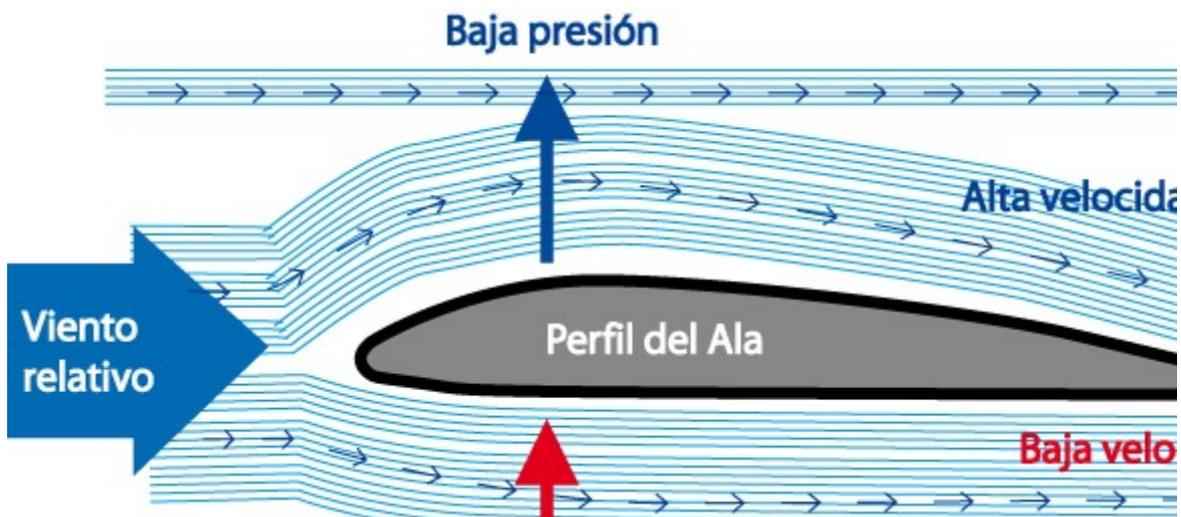


Figura 2.13. Distribución de presiones y velocidades [5]

De esta forma, el perfil de distribución de presiones quedaría de la siguiente manera, siendo el de velocidades el inmediatamente inverso:

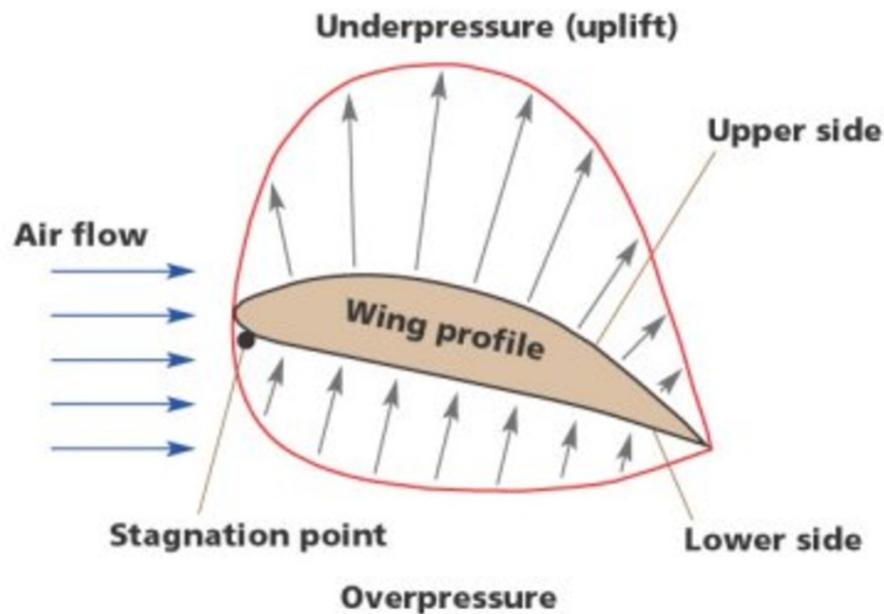


Figura 2.14. Perfil de presiones [6]

## 2.2. FLUJO INCOMPRESIBLE SOBRE ALAS FINITAS

Como se ha comentado previamente, en este trabajo se analizará un ala finita de dimensiones concretas en un flujo incompresible. De la literatura consultada se ha extraído que es necesario estudiar cómo influye la diferencia de estudiar un ala infinita a una finita, como es este caso.

### 2.2.1. Torbellino

Un ala finita es un cuerpo tridimensional, siendo por tanto el flujo que va sobre ella también tridimensional, por lo que se produce una componente de flujo en la dirección de la envergadura. La diferencia de presiones de ese flujo en el intradós y extradós es lo que produce la sustentación, como se comentó anteriormente.

No obstante, como producto de esa diferencia de presiones, en las alas finitas el flujo cercano a las puntas alares tiende a hacer un tirabuzón (*curl*) alrededor de la punta alar tal y como se ve en la siguiente imagen:

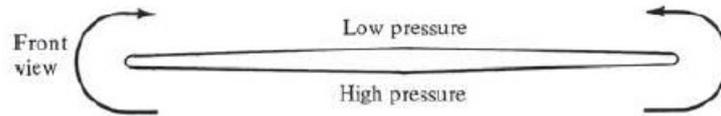


Figura 2.15. Movimiento del flujo en punta alar [2]

Como resultado, en el extradós suele haber una componente de flujo desde la punta hacia la raíz del ala, lo que provoca que las líneas de flujo en la superficie superior se doblen hacia la raíz, como se ve en la imagen anterior. Del mismo modo, en el intradós hay una componente del flujo desde la raíz hasta la punta del ala, que hace que las líneas de flujo de la parte superior del ala se doblen hacia la punta [2]. Este flujo provoca un movimiento de circulación que va aguas abajo del ala, lo que se conoce como vórtices de ala o torbellinos, que son básicamente tornados que van aguas abajo del ala finita, lo cual se aprecia en la siguiente imagen.



Figura 2.16. Vórtices de punta de ala de avión [7]

## 2.2.2. Resistencia inducida

Los torbellinos inducen una componente descendente de velocidad alrededor de la propia ala, que tienden a arrastrar el aire a su alrededor, y que se conoce como *downwash*, la cual se combina con la velocidad de la corriente libre,  $V_\infty$ , para crear un viento relativo local inclinado hacia abajo en las zonas próximas a las secciones del ala. Tal y como se puede ver en la siguiente imagen, el viento relativo local está inclinado por debajo de la dirección de  $V_\infty$  creando el ángulo  $\alpha_i$ , llamado ángulo de ataque inducido.

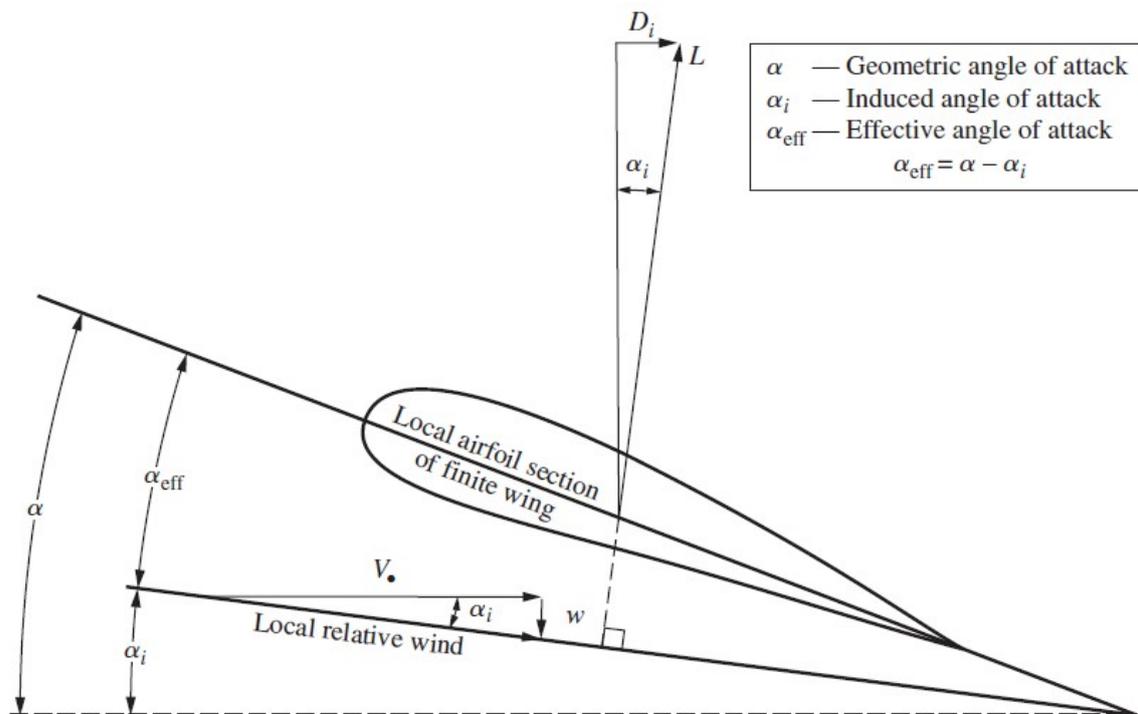


Figura 2.17. Distribución viento relativo frente perfil alar [2]

La presencia del downwash, y su efecto en la inclinación del viento relativo local en dirección descendente, tiene dos efectos importantes en la sección aerodinámica local [2]:

- El ángulo de ataque realmente visto por la sección aerodinámica local es el ángulo entre la línea de cuerda y el viento relativo local. Este ángulo viene dado por  $\alpha_{eff}$  en la figura anterior y se define como el ángulo de ataque efectivo. Por lo tanto aunque el ala tenga un ángulo de ataque geométrico

$\alpha$ , la sección aerodinámica local está viendo un ángulo menor, es decir, el ángulo de ataque efectivo  $\alpha_{eff}$ . Según la figura 2.17:

$$\alpha_{eff} = \alpha - \alpha_i \quad (2.22)$$

- El vector de sustentación local está alineado perpendicularmente al viento relativo local, y por lo tanto está inclinado detrás de la vertical por el ángulo  $\alpha_i$ , como se muestra en la figura anterior. En consecuencia, existe una componente del vector de sustentación local en la dirección de  $V_\infty$ ; es decir, hay una resistencia creada por la presencia de la corriente descendente. Esta resistencia se define como arrastre inducido, denotado por  $D_i$  en la figura 2.17.

Por lo tanto, vemos que la presencia de downwash sobre un ala finita reduce el ángulo de ataque que cada sección ve efectivamente, y además, crea una componente de resistencia, conocida como resistencia inducida  $D_i$ .

La inclinación hacia atrás del vector de sustentación que se muestra en la figura anterior es una forma de visualizar la generación física de la resistencia inducida. Dos formas alternativas son las siguientes siguientes:

1. El flujo tridimensional inducido por los vórtices de las puntas de las alas simplemente altera la distribución de la presión en el ala finita de tal manera que existe un desequilibrio neto de presión en la dirección de  $V_\infty$  (es decir, se crea una resistencia aerodinámica). En este sentido, la resistencia inducida es un tipo de "resistencia por presión".
2. Los vórtices de las puntas de las alas contienen una gran cantidad de energía cinética de traslación y rotación. Esta energía está proporcionada por el motor del avión, que es la única fuente de energía asociada al avión. Dado que la energía de los vórtices no sirve para nada, esta energía se pierde esencialmente. En efecto, la potencia extra proporcionada por el motor que va a los vórtices es la potencia extra requerida por el motor para superar la resistencia inducida.

Por último, se observa que la resistencia total en un ala finita subsónica en la vida real es la suma de la resistencia inducida  $D_i$ , la resistencia por fricción de la piel  $D_f$ , y la resistencia por presión  $D_p$  debida a la separación del flujo. Las dos últimas contribuciones se deben a los efectos viscosos, cuya suma se denomina

arrastre de perfil. A un ángulo de ataque determinado, el coeficiente de resistencia del perfil para un ala finita es esencialmente el mismo que para sus secciones aerodinámicas. Por lo tanto, se puede definir el coeficiente de resistencia del perfil como:

$$C_d = \frac{D_f + D_p}{q_\infty S} \quad (2.22)$$

Mientras que el coeficiente de resistencia inducida se define como:

$$C_{D,i} = \frac{D_i}{q_\infty S} \quad (2.23)$$

Finalmente, se sabe que el coeficiente de resistencia total para el ala finita  $C_D$  viene dado por

$$C_D = c_d + C_{D,i} \quad (2.24)$$

### 2.3. ARQUITECTURA DEL ALA

Como el análisis que se realizará no es de un ala infinita, ya que no se trata de un análisis 2D sino uno en 3D, el ala a estudiar es finita y tiene unas dimensiones concretas, detalladas en el apartado 3.3.1. A continuación se van a definir cada una de esas dimensiones con la ayuda de la imagen siguiente:

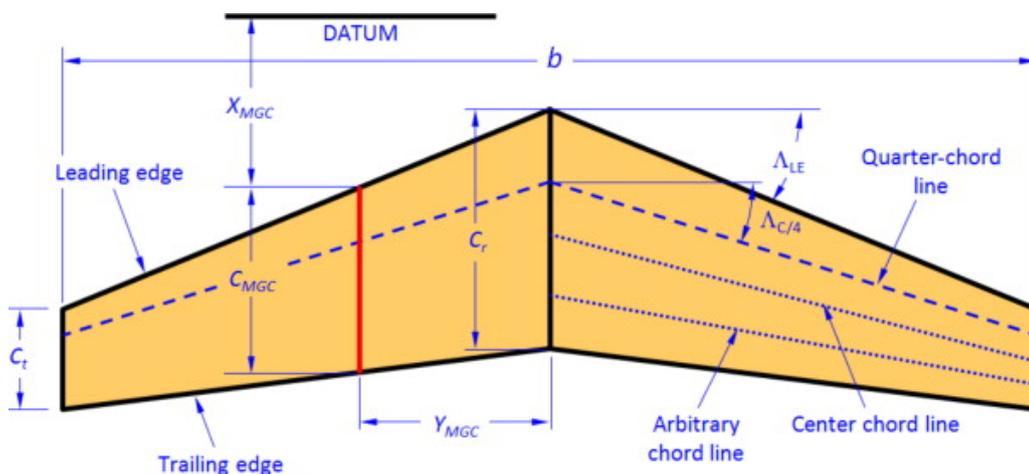


Figura 2.18. Arquitectura ala [8]

El borde de ataque (*leading edge*) es la parte de la superficie de elevación que está orientada hacia la dirección del movimiento previsto. El borde de salida (*trailing edge*) es el lado opuesto. La raíz es el lado interior de la forma plana y, como puede verse en la figura, es donde se unen los dos trapecios, siendo a la vez la línea central del avión o el plano de simetría. La punta es el lado opuesto a la raíz, en el lado externo [8].

La envergadura es la distancia entre la punta izquierda y la derecha, denotada por la variable  $b$ , siendo la cuerda la dimensión transversal. Se habla de cuerda de la raíz o de la punta como la longitud de los lados correspondientes, denotados respectivamente por las variables  $C_r$  y  $C_t$ . La relación entre la cuerda de la punta y la cuerda de la raíz es la relación de conicidad, denominada por  $\lambda$ , mientras que la relación de aspecto,  $AR$ , que indica la esbeltez del ala [8].

La línea del cuarto de cuerda, *quarter chord line*, se traza desde un punto situado a una cuarta parte de la distancia del borde de ataque de la cuerda de la raíz hasta un punto situado a una cuarta parte de la distancia del borde de ataque de la cuerda de la punta. Es importante ya que los datos aerodinámicos bidimensionales utilizan frecuentemente este punto como referencia al presentar los datos del momento de cabeceo. Además, frecuentemente es la ubicación del larguero principal en las superficies de sustentación y resulta muy conveniente para los análisis de estructuras para no tener que realizar la transformación de momentos durante el diseño de la estructura. Otros parámetros importantes son los ángulos de barrido del borde de ataque y de la línea de cuarto de cuerda, denotados por  $\Lambda_{LE}$  y  $\Lambda_{C/4}$ , respectivamente [8].

La cuerda geométrica media (CMG) de la forma en 2D se denomina en ocasiones de modo erróneo como cuerda aerodinámica media (CAM), que es la cuerda en el lugar de la forma plana en el que se supone que actúa el centro de presión. La importancia del CGM está en que se puede considerar un lugar de referencia en el ala, al que se refiere la ubicación del centro de gravedad e incluso para una rápida estimación preliminar de los momentos flectores del ala en su interior. Por lo tanto, es importante estimar también cuál es su estación de vano,  $y_{CGM}$  [8].

### 2.3.1. Dispositivos hipersustentadores

Los dispositivos hipersustentadores son superficies móviles o, en algunos casos, componentes estacionarios que están diseñados para aumentar la sustentación durante algunas fases o condiciones de vuelo [9]. En la siguiente imagen se recogen algunos de estos dispositivos que se detallan en los siguientes subapartados:

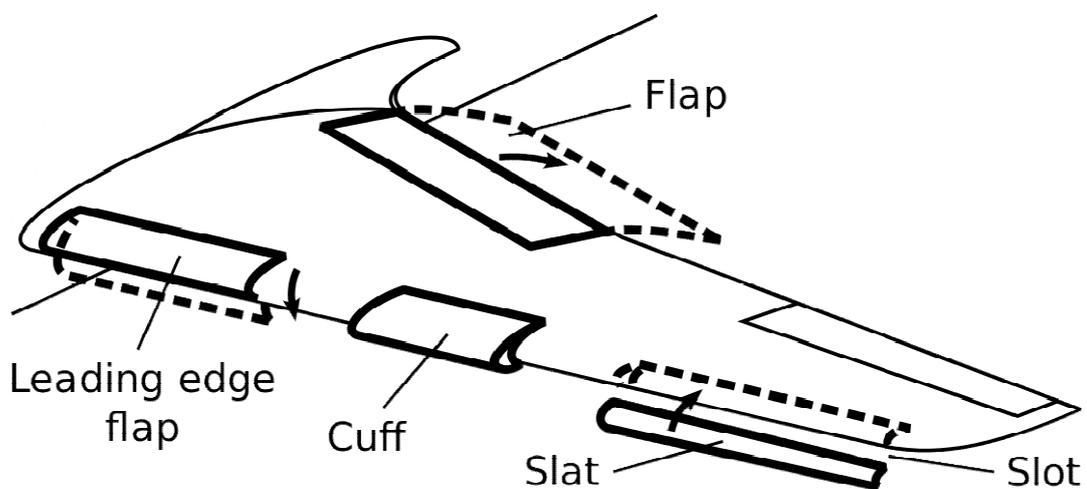


Figura 2.19. Dispositivos hipersustentadores [10]

#### 2.3.1.1. Alerones

Los alerones se utilizan en la generación de un movimiento de balance en la aeronave. Los alerones son pequeñas secciones con bisagras en la parte exterior de un ala, que suelen trabajar en oposición: cuando el alerón derecho se desvía hacia arriba, el izquierdo se desvía hacia abajo, y viceversa [11]. En la siguiente imagen se muestra lo que ocurre cuando el piloto desvía el alerón derecho hacia arriba y el izquierdo hacia abajo.

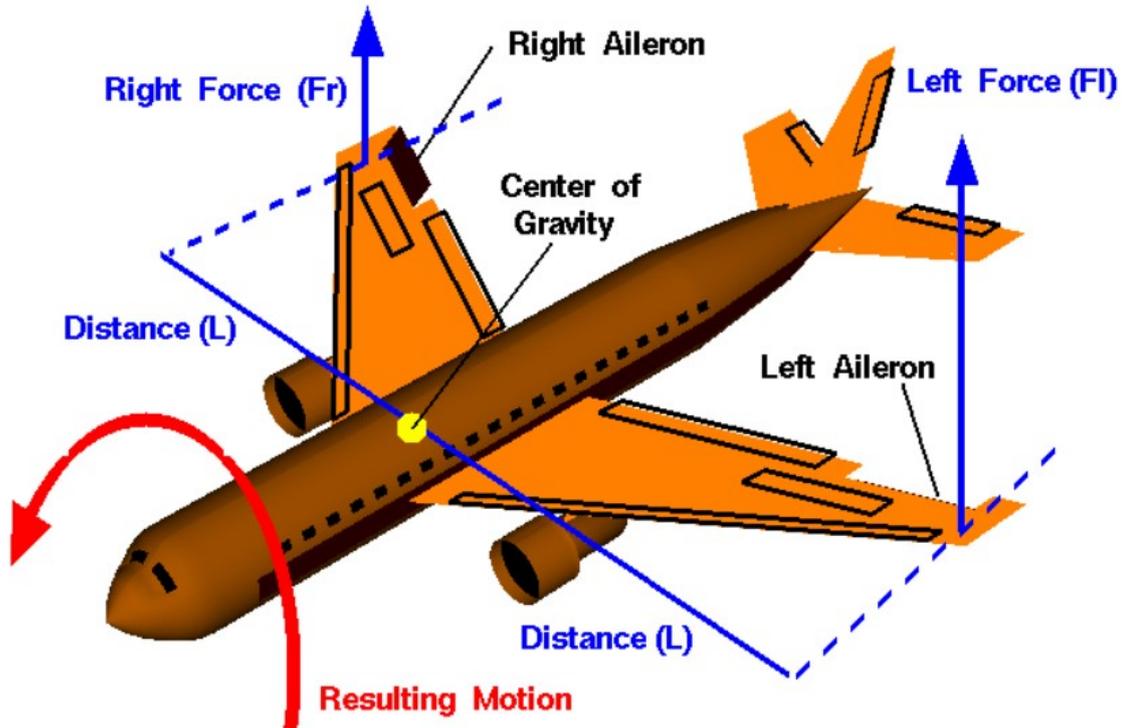


Figura 2.20. Esquema aeronave con fuerzas [11]

Los alerones se utilizan para inclinar el avión, es decir, para hacer que una punta del ala se mueva hacia arriba y la otra hacia abajo. La inclinación crea una componente de fuerza lateral desequilibrada de la fuerza de sustentación del ala grande que hace que la trayectoria de vuelo del avión se curve, ya que los aviones giran debido a la inclinación creada por los alerones, no por la entrada del timón [11].

Estos alerones actúan cambiando la forma efectiva del perfil aerodinámico de la parte exterior del ala. De este modo, al cambiar el ángulo de deflexión en la parte trasera de un perfil aerodinámico cambiará la cantidad de sustentación generada por el perfil. Con una mayor deflexión hacia abajo, la sustentación aumentará en la dirección hacia arriba. Tal y como se observa en la imagen 2.20, el alerón del ala izquierda, visto desde la parte trasera del avión, se desvía hacia abajo, mientras que el alerón del ala derecha se desvía hacia arriba. Por tanto, la sustentación del ala izquierda aumenta, mientras que la del ala derecha disminuye [11].

Para ambas alas, la fuerza de sustentación de la sección alar a través del alerón se aplica en el centro aerodinámico de la sección que está a cierta distancia del centro de gravedad del avión. Esto crea un par de torsión en torno al centro de

gravidad. Si las fuerzas (y las distancias) son iguales, no hay par neto en el avión, pero si las fuerzas son desiguales, hay un par neto y el avión gira alrededor de su centro de gravedad [11]. Para las condiciones mostradas en la figura anterior, el movimiento resultante hará rodar la aeronave hacia la derecha (en el sentido de las agujas del reloj) vista desde atrás. Si el piloto invierte las desviaciones de los alerones (alerón derecho abajo, alerón izquierdo arriba) el avión rodará en la dirección opuesta. Es importante destacar que se ha nombrado el alerón izquierdo y el derecho basándose en una vista desde la parte trasera del avión hacia el morro, porque esa es la dirección en la que mira el piloto. En la siguiente imagen se ve una representación de un alerón desplegado y otro sin desplegar:

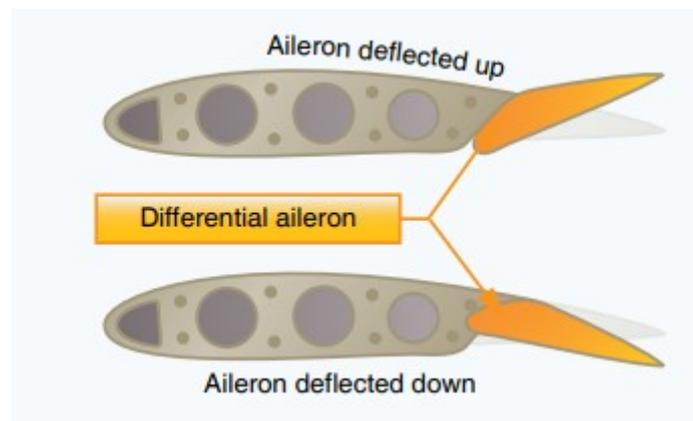


Figura 2.21. Esquema alerones [12]

### 2.3.1.2. Flaps

Los flaps son dispositivos de alta sustentación que consisten en uno o varios paneles con bisagras montados en el borde del ala. Cuando se extienden, aumentan la curvatura y, en la mayoría de los casos, la cuerda y la superficie del ala, lo que provoca un aumento de la sustentación y la resistencia y una reducción de la velocidad de pérdida [9]. Estos factores se traducen en una mejora del rendimiento en el despegue y el aterrizaje.

Hay muchos diseños y configuraciones de flaps en uso. Las grandes aeronaves a veces incorporan más de un tipo, utilizando diferentes diseños de flaps en las

secciones interiores y exteriores del ala. A continuación se detallan algunos casos concretos de diseño de flaps.

### 2.3.1.2.1. Borde de ataque

Los flaps del borde de ataque, al igual que los del borde de salida, se utilizan para aumentar tanto el coeficiente de sustentación como la inclinación del ala. Este tipo de dispositivo del borde de ataque se suele utilizar junto con los flaps del borde de salida y puede reducir el movimiento de cabeceo hacia abajo producido por estos últimos. Al igual que ocurre con los flaps del borde de salida, un pequeño incremento de los flaps del borde de ataque aumenta la sustentación en mayor medida que la resistencia. A medida que los flaps se extienden, la resistencia aumenta en mayor medida que la sustentación [12]. En la siguiente imagen se ve una representación.

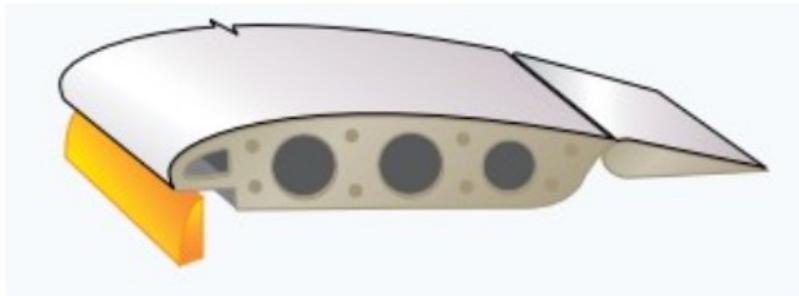


Figura 2.22. Flaps borde de ataque [12]

### 2.3.1.2.2. Borde de salida

A continuación se describen algunos de los diseños de flaps más comunes [9]:

- *Plain flap*: La parte trasera de la superficie aerodinámica del ala gira hacia abajo sobre una simple bisagra montada en la parte delantera del flap.
- *Split flap*: la parte trasera de la superficie inferior del ala gira hacia abajo desde el borde de ataque del flap, mientras que la superficie superior permanece inmóvil.

- *Slotted Flap* : similar a un flap liso, pero incorporando un hueco entre el flap y el ala para forzar el aire de alta presión de la parte inferior del ala sobre la superficie superior del flap. Esto ayuda a reducir la separación de la capa límite y permite que el flujo de aire sobre el flap siga siendo laminar.
- *Fowler Flap*: es un flap dividido que se desliza hacia atrás a nivel durante una distancia antes de abatirse hacia abajo. De este modo, primero aumenta la cuerda (y la superficie del ala) y después la comba. Esto produce un flap que puede optimizar tanto el despegue (extensión parcial para una óptima sustentación) como el aterrizaje (extensión completa para una óptima sustentación y resistencia). Este tipo de flap o una de sus variantes se encuentra en la mayoría de los aviones grandes.
- *Fowler flap de doble ranura*: este diseño mejora el rendimiento del flap Fowler al incorporar las características de energización de la capa límite del flap de ranura.

En la siguiente imagen se recoge un esquema de cada uno de estos tipos de flap.

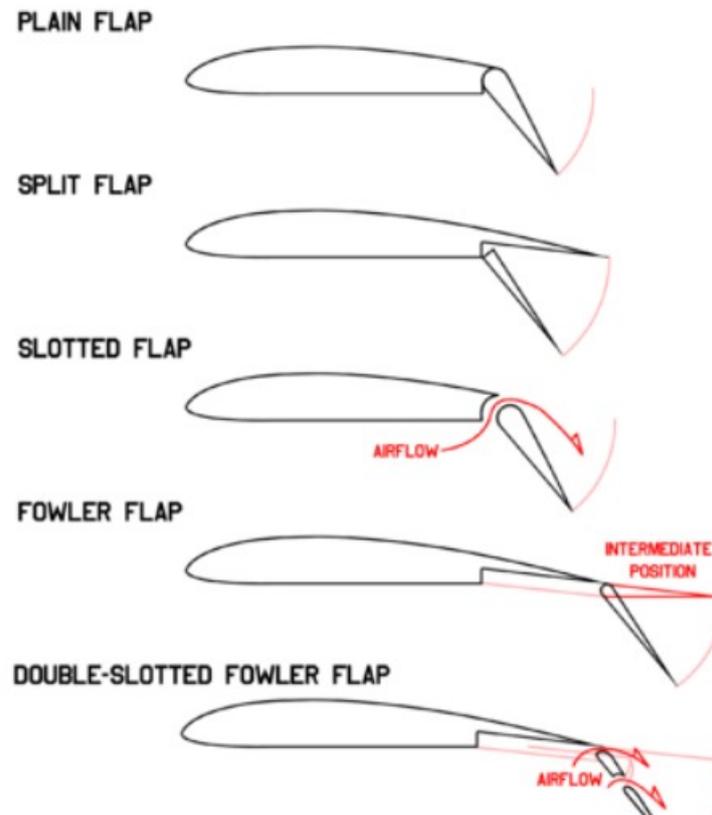


Figura 2.23. Tipos de flaps del borde de salida [9]

### 2.3.1.3. Spoilers

Los spoilers son pequeñas placas articuladas en la parte superior de las alas, que pueden utilizarse para reducir la velocidad de una aeronave, o para hacerla descender, si se despliegan en ambas alas[11]. También pueden utilizarse para generar un movimiento de balanceo de la aeronave, si se despliegan en una sola ala. La siguiente imagen muestra lo que ocurre cuando el piloto sólo desvía el alerón del ala derecha.

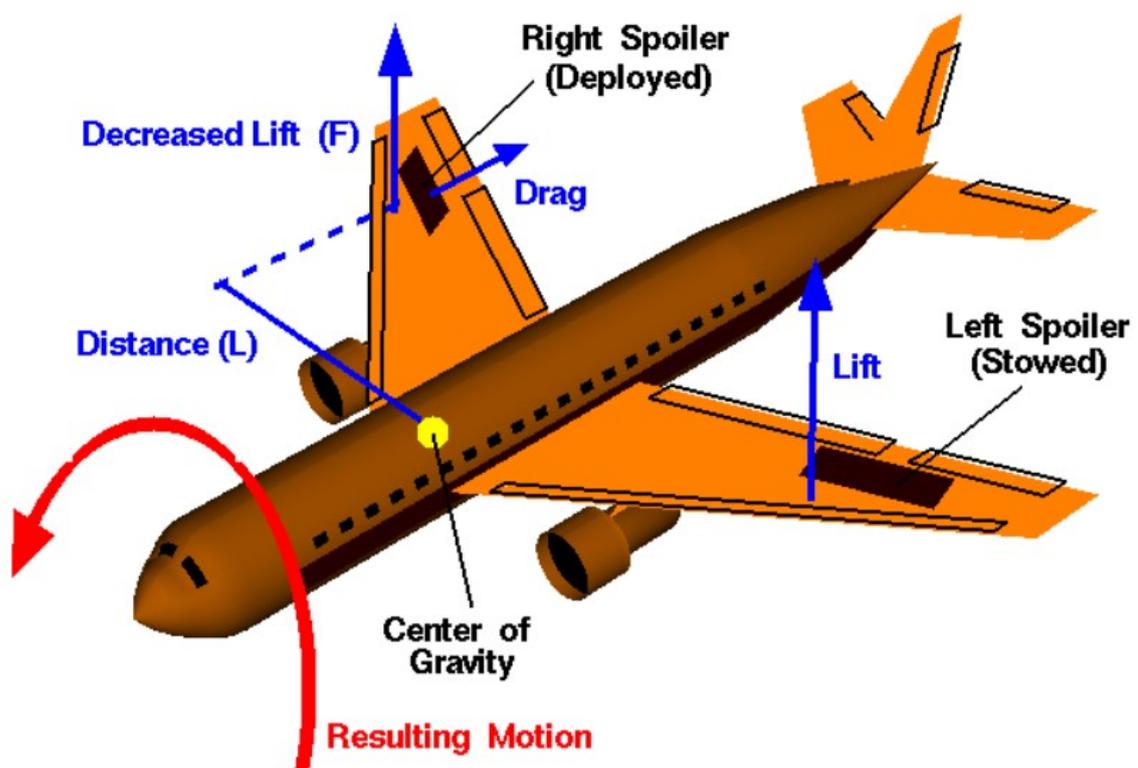


Figura 2.24. Esquema aeronave con momentos [11]

Cuando el piloto activa los spoilers, las placas se levantan hacia la corriente de aire, siendo por tanto el flujo sobre el ala perturbado por el alerón, aumentando la resistencia del ala y disminuyendo la sustentación. Los spoilers pueden utilizarse para "descargar" la sustentación y hacer que el avión descienda o para frenar el avión mientras se prepara para aterrizar. Cuando el avión aterriza en la pista, el piloto suele subirlos para acabar con la sustentación, mantener el avión en el suelo y hacer que los frenos funcionen con mayor eficacia. La fuerza de fricción

entre los neumáticos y la pista depende de la fuerza "normal", que es el peso menos la sustentación, ya que cuanto menor sea esta, mejor funcionarán los frenos. Además, la resistencia adicional de los alerones también ralentiza el avión. En la siguiente imagen se ven spoilers desplegados en una aeronave que se encuentra aterrizando:



Figura 2.25. Spoilers desplegados en una aeronave [12]

#### 2.3.1.4. Control de capa límite

Para evitar la creación de la capa límite, se aplican dos métodos [13]:

- Inyección de aire a presión en la dirección tangente al perfil superior del ala (extradós)
- Succión de aire en la capa límite, con agujeros de dimensiones reducidas en el revestimiento alar en el extradós

En la siguiente imagen se recogen algunas opciones más:

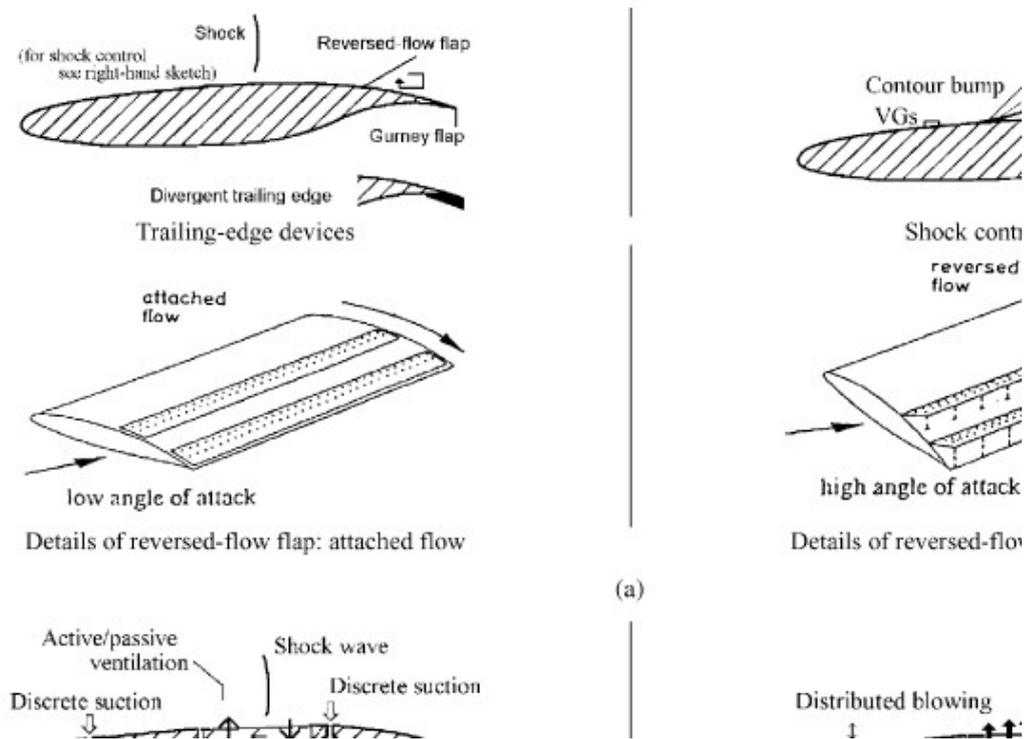


Figura 2.26. Dispositivos control de flujo de capa límite [13]

### 2.3.1.5. Winglet

Son dispositivos que se colocan en la punta de las alas de los aviones, normalmente verticalmente, permitiendo reducir la resistencia inducida, es decir, evitan que el flujo del aire del intradós con el del extradós por la diferencia de presiones entre ambos [14]. Estos dispositivos permiten reducir el tamaño de los vórtices que se explicaron en el apartado 2.2.2. mediante la inducción de un contacto más gradual de ambas masas de aire. Al reducir la resistencia aerodinámica, se produce un menor consumo de combustible, lo cual supone una cuestión clave en los desarrollos actuales de la aviación que buscan mejor optimización del rendimiento y eficiencia.

En la siguiente imagen se observan esquemáticamente los efectos:

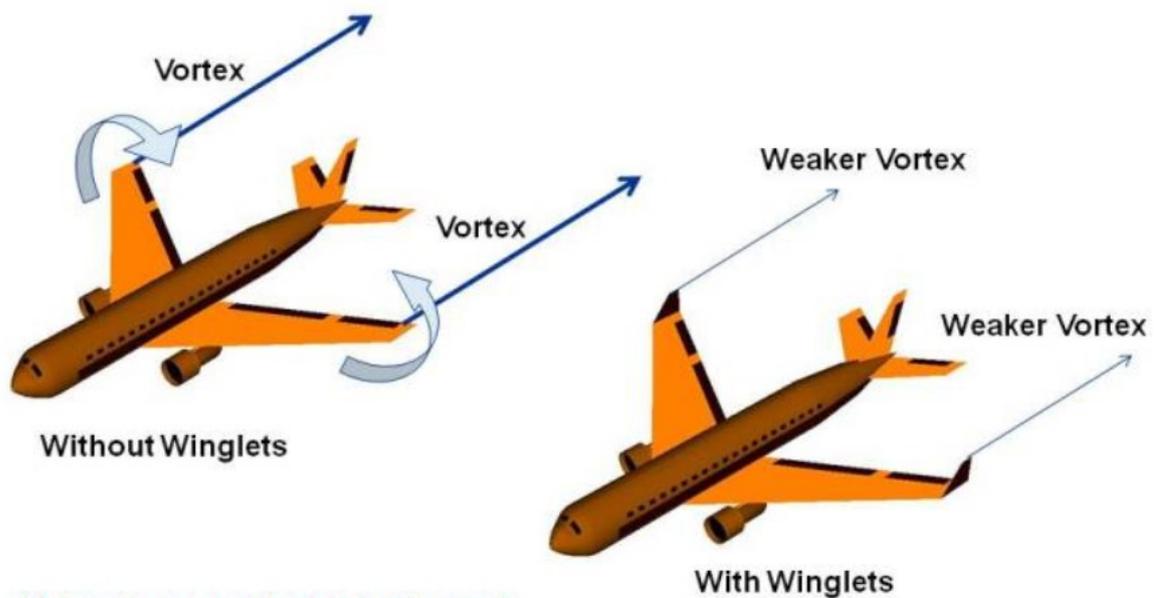


Figura 2.27. Efecto winglets en punta de ala [11]

Los diferentes tipos son [14]:

- *Winglet*: diseño más básico
- *Winglet fence*: variante introducida en los A320 y A380 de *Airbus*, es una barrera de punta de ala que sobresale tanto por arriba como por abajo, favoreciendo que el flujo de aire mantenga una trayectoria paralela al avance del avión, evitando también la formación de torbellinos o vórtices.
- *Blended winglet*: solución optimizada aplicada por *Boeing*, son mayores, ya que parecen una pared vertical, como una prolongación del ala verticalmente.
- *Sharklet*: variante de *Airbus* tras los blended de *Boeing*, son capaces de reducir el consumo hasta en un 3,5%, teniendo una apariencia similar a las aletas de tiburón.
- *Split scimitar winglet*: nueva versión usada por *Boeing* en el B737Max, es más afilado en la parte superior y con una aleta inferior, mejorando eficiencia del avión en un 2%.
- *Raked wingtip*: reinención completa del ala por *Boeing*, tiene un cierto ángulo de torsión con una punta de ala afilada y muy larga, utilizada en el B787 Dreamliner.

A continuación se adjuntan imágenes de algunos de estos tipos:



Figura 2.28. Winglet estándar [14]



Figura 2.29. Blended winglet [15]



Figura 2.30. Sharklet [14]



Figura 2.31. Raked wingtip [7]

## 3. Datos del avión

El avión elegido, un *Boeing 737-600*, es un avión de pasajeros, bimotor de reacción, de fuselaje estrecho, con un alcance corto-medio, desarrollado y fabricado por la compañía estadounidense *Boeing Commercial Airplanes* [16]. Forma parte de la familia *Next Generation*, en la cual están también incluidas las series -700, -800 y -900 del avión de pasajeros *Boeing 737*.

Se ha elegido este modelo ya que originalmente no posee *winglet*, de modo que se podrá analizar si su integración habría sido positiva desde un punto de vista meramente aerodinámico, aunque en la práctica no se llevó a cabo por motivos económicos del proyecto.

A continuación, se detallan un poco más en profundidad las características no solo del *Boeing 737* si no también de la familia *Next Generation* y, en concreto, el modelo *737-600* que se usará para la posterior simulación.

### 3.1. BOEING 737

#### 3.1.1. Historia

Se trata de un avión bimotor especialmente diseñado para operaciones en distancias cortas y medias desde pistas que se encuentren a nivel del mar de hasta 1830 metros de longitud [17]. Cuando en 1965 la compañía anunció su nuevo proyecto, Boeing era conocida mundialmente por fabricar aviones de varios motores a reacción, por lo que el *737* se ganó el apodo de *Baby Boeing*. Fue el último nuevo avión en construirse en la segunda planta del *Boeing Field* en Seattle, donde se habían fabricado aviones míticos como el B-17, b-52 o el XB-47 [18]. No obstante, no era suficientemente grande para la cola del *737*, por lo que hubo que trasladar su lugar de fabricación a una planta cercana conocida como *Thompson Site*, donde *Boeing* ubicó finalmente la línea de producción del *737* [18].



Figura 3.1. Boeing 737 [17]

En 1967, se presentó el primer 737, que ya habían encargado 17 aerolíneas. Entre sus características, dispone de seis asientos corridos que favorece las ventas ya que admite mayor número de pasajeros por carga gracias a la integración de motores bajo el ala. Esta ubicación permite además la amortiguación de parte del ruido, además de disminuir las vibraciones y la facilitación del mantenimiento del avión a nivel del suelo [18]. Al igual que el modelo 727, era posible su operación de modo autosuficiente en aeropuertos pequeños, así como en campos remotos y no mejorados, por lo que se realizaron pedidos desde África hasta Sudamérica, Asia y Australia.

Debido a que era tan ancho como largo, se le comenzó a conocer como el avión “cuadrado”. Además, la introducción de nuevas tecnologías hizo necesario la introducción de un ingeniero de vuelo, y la cabina de vuelo para dos personas de 737 comenzó a estandarizarse para las compañías aéreas [18].

En diciembre de 1967, *Lufthansa* fue la primera compañía en recibir el primer modelo 737-100, mientras que el primer 737-200 fue recibido por la compañía americana *United Airlines*. Para 1987, el 737 era el avión que más se había vendido en la historia [18].

En 1991 se introdujeron los modelos 737-300, -400 y -500, mientras que la *New Generation*, que son los 737-300, -400 y -500 se comenzaron a diseñar en 1993, que se pudieron entregar en menos de un año de desarrollo. Además, el *Boeing Business Jet (BBJ)*, diseñado como un derivado de alto rendimiento del 737-700,

se lanzó en 1996, mientras el *BBJ2* se basa en el 737-800 y tiene un 25% más de espacio en cabina y casi el doble de carga del *BBJ*.

Además, el 737 sirve como plataforma para algunos derivados militares, como el P-8A de la Marina Estadounidense [18], que es un avión de patrulla y reconocimiento de largo alcance.



Figura 3.2. P-8A de la Marina Estadounidense [19]

### 3.1.2. Boeing 737 Original

Se trata de la primera generación de *Boeing 737*, por lo que también fue la primera en entrar en producción [16]. Esta compuesta por dos modelos:

- Boeing 737-100
- Boeing 737-200

En el anexo 1 se recogen las especificaciones técnicas.

#### 3.1.2.1. Serie 100

Es el modelo inicial de esta familia, siendo así mismo el modelo más pequeño [16]. Tan solo fueron entregados 30 modelos, ya que la aparición de la serie 200 trajo mejoras sobre este modelo. Actualmente no existe ningún 737-100 operativo ni con capacidad de volar. El prototipo original se encuentra en exposición en el *Museum of Flight* en Seattle, Washington.

### 3.1.2.2. Serie 200

Diseñado para vuelos de alcance corto y medio debido a su autonomía de combustible de unas 4 horas, es un avión bimotor que está equipado con motores *Pratt & Whitney JT8D* bajo cada ala y que poseen sistemas de reversa. Tiene 4 puertas, dos a cada lado situadas en la parte delantera y trasera, equipadas con toboganes de escape. Además, hay ventanillas de emergencia, a cada lado del fuselaje y en la cabina del piloto. Cuenta con tres tanques de combustible, uno en cada ala y otro en la parte inferior del fuselaje. Su cabina está presurizada con un sistema de aire acondicionado, donde los pilotos controlan la presión en un máximo de 7,5 psi a 35000 pies de altura. En la actualidad sigue operativo en algunas compañías como *Nolinor Aviation* o *Rutaca Airlines*.



Figura 3.3. Boeing 737-200 [20]

### 3.1.3. Boeing 737 Classic

Esta familia abarca los modelos 737-300, -400 y -500. Cuenta con nuevas tecnologías como [16]:

- Introducción de los motores turbofán CFM-56, con una eficiencia de hasta un 20% superior a los JT8D que se empleaban en la familia original
- Mejoras en la aerodinámica, así como un rediseño del ala
- Uso del sistema EFIS (Sistema de Instrumentación en Vuelo Electrónica) en la cabina del piloto
- Distribución de los asientos de pasajeros similar a la del 757
- Aumento de la velocidad máxima hasta el régimen transónico en el Mach crítico, alrededor de un valor de 0,8

En el anexo 1 se recogen las especificaciones técnicas.

### 3.1.3.1. Serie 300

Este modelo, que efectuó su primer vuelo en 1984, tiene una denominación de -300SP para aquellos que cuentan con *winglets* en su arquitectura. Así mismo, se pueden transformar en aviones de carga, y usarse en una versión militar [16].



Figura 3.4. Boeing 737-300 [20]

### 3.1.3.2. Serie 400

Presentado en 1985, buscaba competir directamente con el Airbus 320. Se trata de una ampliación del 737-300 que puede transportar hasta 168 pasajeros, y que

incorpora una rueda de cola para así evitar que ésta toque la pista en el despegue. Además, cuenta con dos trenes de aterrizaje, uno delantero y otro trasero, y tiene dos motores y una APU en la parte trasera [16]. El 737-400F fue una adaptación de esta serie como avión de carga exclusivo para Alaska Airlines. En la actualidad, el 737-400 combi continua en servicio [18].



Figura 3.5. Boeing 737-400 [16]

### 3.1.3.3. Serie 500

Ofrecido por Boeing como una versión modernizada del 737-200, introduce en él todas las mejoras de las que dispone la familia *Classic* [18]. Permite realizar rutas más largas con menos pasajeros, por lo que se trata de un modelo más económico que el 737-300. Su fuselaje es unos 50 cm más largo que el del 737-200, llegando a transportar hasta 132 pasajeros. La utilización del motor CFM56-3 permitió el ahorro de hasta el 25% del combustible respecto de los motores P&W de los -200 [18]. Su primer vuelo fue en 1989.



Figura 3.6. Boeing 737-500 [18]

### 3.1.4. Boeing 737 Max

En 2006 Boeing estaba analizando ideas para el reemplazo del modelo Boeing 737, posponiéndose el programa hasta 2011. En 2010 Airbus anunció el A320neo que planteaba una planta motriz más eficiente y con menores costes de operación [16]. Esto provocó que Boeing sacara el proyecto del 737 MAX para poder competir con Airbus, el cual la compañía afirma que ofrece una disminución del consumo del 16% respecto del A320 y del 4% respecto del A320neo. Las tres series que componen esta familia son en este caso el MAX 7, 8 y 9, que se basan en los modelos -700, -800 y -900 respectivamente.

Tras su salida al mercado en 2016, a finales de 2018 y principios de 2019 dos modelos 737 MAX sufrieron accidentes fatales que provocó la suspensión de los vuelos de estos modelos, llevando a que la compañía decidiera en enero de 2020 paralizar la fabricación de estos modelos [16]. Algunos de los fallos que se presentaron tras varias auditorías y revisiones fueron problemas en los microprocesadores y software de la aeronave. Esto supuso un fuerte impacto en la compañía, ya que gracias a sus bajos costos de mantenimiento era uno de los aviones más vendidos de la historia [16].

En las siguientes imágenes se recogen algunas características de estos modelos, y en el anexo 1 se recogen las especificaciones técnicas.

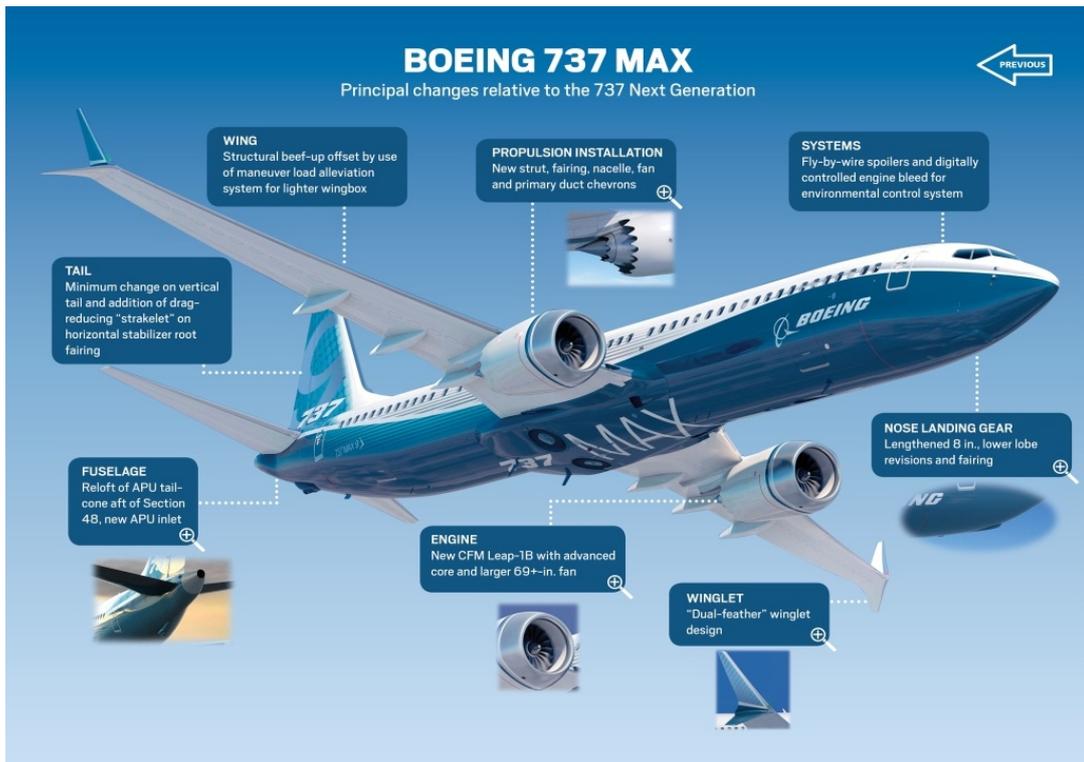


Figura 3.7. Principales características del 737Max[20]



Figura 3.8. Economía del 737Max [20]

## 3.2. BOEING 737 NEXT GENERATION

Tras la familia de *Classic* y previa a la llegada de los MAX, la familia *Next Generation* era la más moderna y actualizada de todas [16]. Su producción se desarrolló entre 1995 y 2019, siendo su primer vuelo en 1997. Es un avión de pasajeros de fuselaje estrecho, de corto a mediano alcance, que cuenta con una capacidad de entre 110 y 210 pasajeros [16]. En el anexo 1 se recogen las especificaciones técnicas.

### 3.2.1. Serie 600

Reemplazo del 737-500, no incluía *winglets* originalmente, ya que aunque anunció que los incluiría en un modelo que sería entregado en *WestJet* finalmente paralizó estos planes.



Figura 3.9. Boeing 737-600 [20]

### 3.2.2. Serie 700

Esta serie reemplaza a la 300, buscando ser el competidor directo del Airbus A319 [21]. Con una capacidad de entre 137 y 149, existe el modelo -700C que se

trata de una versión convertible en avión de carga y que se conoce en el mundo militar como el C-40 Clipper.



Figura 3.10. Boeing 737-700 [16]

### 3.2.2.1. Serie 700ER

Es la versión del 700 para rango extendido (ER), lanzada en 2006, y combina el fuselaje del 700 y las alas y tren de aterrizaje del 800. Con capacidad de hasta 126 pasajeros en configuración tradicional de dos clases, tiene una de las autonomías más largas de los modelos de la compañía. Además, está inspirado en el Boeing Business Jet, y diseñado para aplicaciones comerciales de largo alcance [21].

### 3.2.3. Serie 800

Se trata de una versión más alargada del 700, y sustituye al 400, entrando en servicio en 1998. Con capacidad para 162 pasajeros en dos clases, o 189 en una clase, es la competencia más directa con el A320. Con sus altas tasas de ahorro de combustible por hora, supuso además la sustitución para muchas compañías tanto del Boeing 727-200 como del MD-80, llegando a ahorrar en algunos casos 2000\$ por vuelo [21].



Figura 3.11.Boeing 737-800 [16]

### 3.2.4. Serie 900

Es la variante más larga del Boeing NG, con una configuración similar a la del 800, como por ejemplo mismo MTOW o capacidad de combustible, lo cual impidió una competencia directa con el A320 [21].

#### 3.2.4.1. Serie 900ER

Para competir con el A321, se introdujo esta variante del 900 como sustitución del 757-200 [21]. Se consiguió aumentar el ratio de pasajeros de 189 a 215 en configuración de una única clase, además del crecimiento de la capacidad de combustible y la mejora de la eficiencia aerodinámica con la introducción de *winglets* estándar, que ayudaron a mejorar el alcance.



Figura 3.12. Boeing 737-900ER [21]

### 3.3. BOEING 737-600

En este apartado se recogen los planos del modelo del cual se van a realizar los cálculos, así como sus especificaciones técnicas, las cuales se pueden encontrar también en el anexo 1 para poder realizar una comparativa de las mismas respecto de los demás modelos que se han realizado del 737 a lo largo de la historia que se ha recogido brevemente en los anteriores puntos.

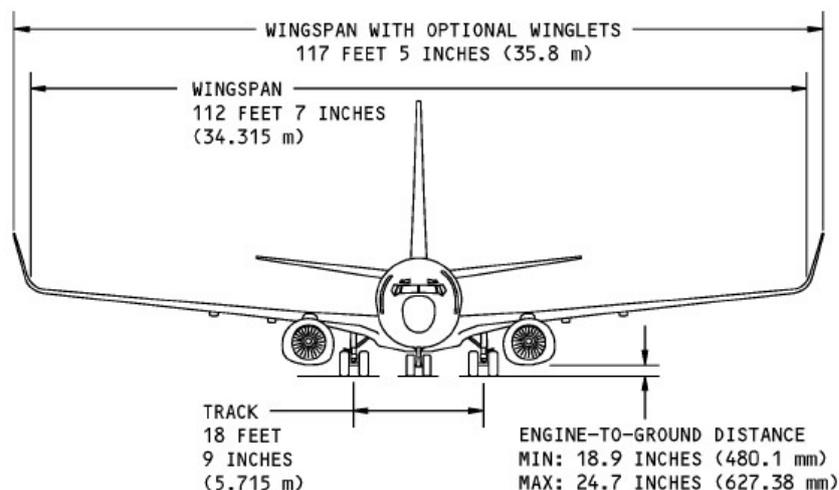


Figura 3.13. Vista frontal B737-600 acotada [22]

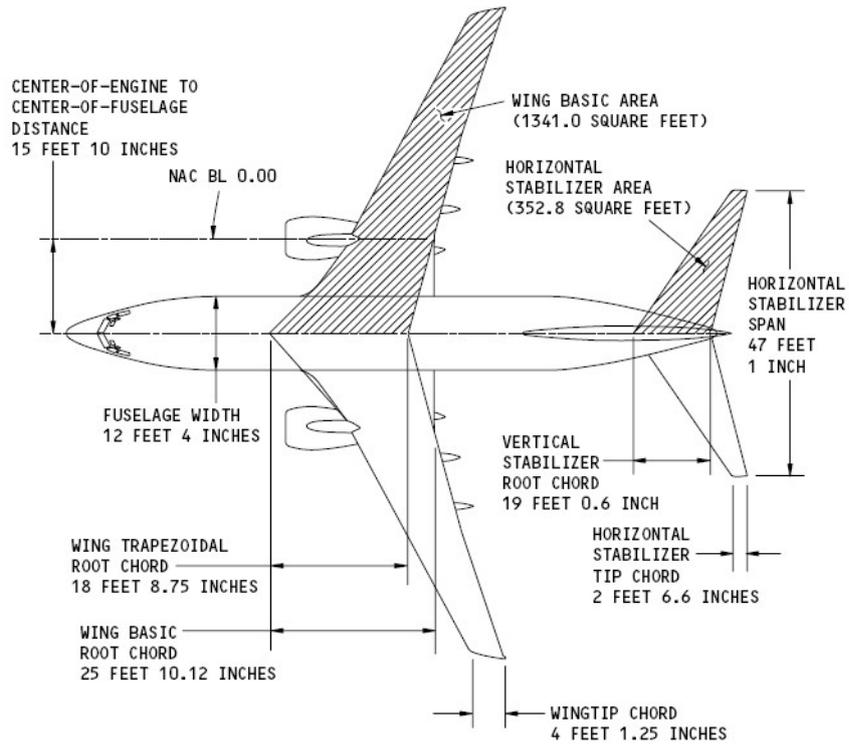


Figura 3.14. Vista planta B737-600 acotada [22]

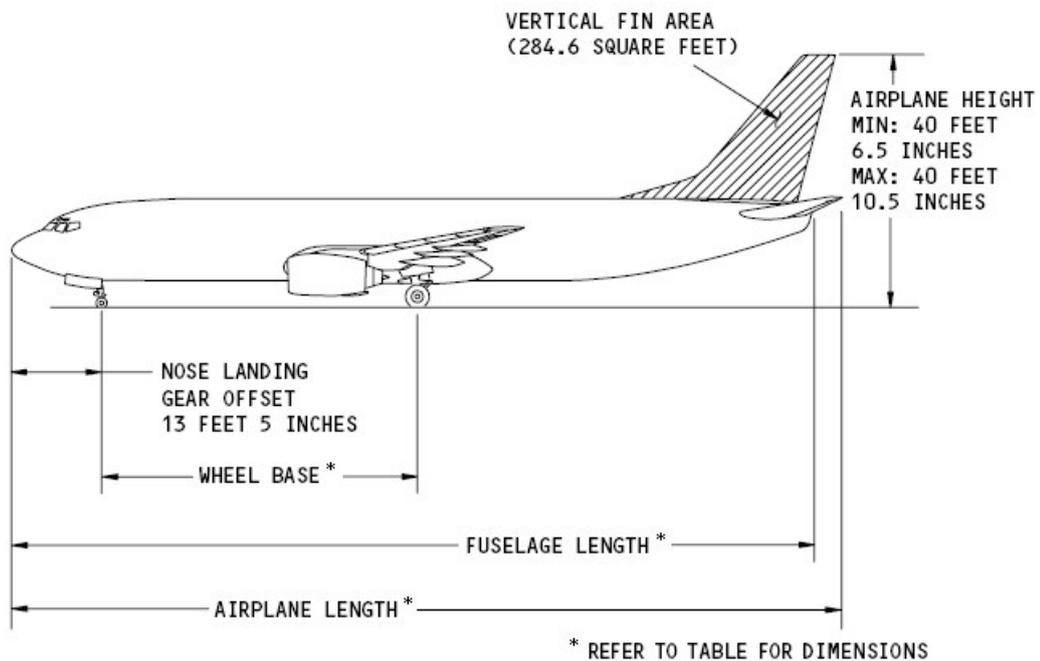


Figura 3.15. Vista lateral B737-600 acotada [22]

Es importante destacar que estos planos son generales para toda la familia de NG, por lo que cuentan con *winglets* opcionales. Sin embargo, el modelo 737-600

como se comentó previamente no contaba con ellos a efectos prácticos, por lo que se usarán de todos modos estas dimensiones para la realización de la modelización de las alas.

<b>737-600</b>	
<b>Configuración pasajeros típica en 2 clases (pasajeros)</b>	110
<b>Configuración pasajeros típica en 1 clase (pasajeros)</b>	132
<b>Carga (volumen, m<sup>3</sup>)</b>	20,4
<b>Motores</b>	CFMI CFM56-7
<b>Empuje máximo (lb)</b>	22700
<b>Capacidad máxima de combustible (lb)</b>	26020
<b>Peso máximo al despegue MTOW (kg)</b>	66000
<b>Alcance máximo (km)</b>	5970
<b>Velocidad de crucero a 10000m de altitud (Mach)</b>	0,785
<b>Dimensiones básicas (m)</b>	34,3
<b>Envergadura (m)</b>	35,8
<b>Longitud total</b>	31,2
<b>Altura</b>	12,6
<b>Ancho de cabina</b>	3,53

Tabla 3.1. Dimensiones B737-600 [22]

### 3.3.1. Arquitectura del ala

A continuación se recogen en una tabla datos relativos a la arquitectura del ala que se detallaron en el apartado 2.3 en concreto para el ala que se está estudiando, la del Boeing 737-600.

<b>737-600</b>	
<b>Envergadura (b)</b>	28,35 m
<b>Cuerda en el encastre (Cr)</b>	7,32 m
<b>Cuerda en la punta (Ct)</b>	1,6 m
<b>Superficie alar (S)</b>	102,0
<b>Alargamiento (<math>\Lambda</math>)</b>	8,83
<b>Estrechamiento (<math>\lambda</math>)</b>	0,266
<b>Cuerda media geométrica (CMG)</b>	
<b>Cuerda media aerodinámica (CMA)</b>	3,80 m
<b>Flecha (<math>\varphi</math>)</b>	25 °
<b>Diedro (<math>\delta</math>)</b>	6 °

Tabla 3.2. Dimensiones alares B737-600 [22]

# 4. Dinámica de fluidos computacional (CFD)

Para la realización de este trabajo se utilizan herramientas de diseño, *CATIA V5*, y de simulación, *Ansys*. Dentro de esta última, que tiene varios módulos, se utilizará *Fluent*, que utiliza la dinámica de fluidos computacional (CFD) para la simulación de fluidos. A continuación, se recoge de qué se trata el CFD, así como algunas características que lo resuman. Finalmente, se hace una breve reseña sobre el software usado, *Ansys*, así como del módulo utilizado, *Fluent*.

## 4.1. DEFINICIÓN

La dinámica de fluidos computacional o CFD (Computational Fluid Dynamics) es el arte de sustituir las integrales o las derivadas parciales (según el caso) en estas ecuaciones por formas algebraicas discretizadas, que a su vez se resuelven para obtener números para los valores del campo de flujo en puntos discretos en el tiempo y/o el espacio [23]. El producto final de la dinámica de fluidos computacional es, en efecto, una colección de números en contraste con una solución analítica de forma cerrada. Se trata de una técnica muy potente y abarca una amplia gama de áreas de aplicación industriales y no industriales. Algunas aplicaciones serían [24]:

- aerodinámica de aeronaves y vehículos: sustentación y resistencia
- hidrodinámica de buques
- central eléctrica: combustión en motores de combustión interna y turbinas de gas
- turbomáquinas: flujos en el interior de conductos giratorios, difusores, etc.
- ingeniería eléctrica y electrónica: refrigeración de equipos, incluidos los microcircuitos
- ingeniería de procesos químicos: mezcla y separación, moldeo de polímeros

- entorno externo e interno de los edificios: carga de viento y calefacción/ventilación
- ingeniería marítima: cargas en estructuras marinas
- ingeniería medioambiental: distribución de contaminantes y efluentes
- hidrología y oceanografía: flujos en ríos, estuarios y océanos
- meteorología: predicción del tiempo
- ingeniería biomédica: flujos sanguíneos por arterias y venas

Desde los años 60, la industria aeroespacial ha integrado las técnicas de CFD en el diseño, la I+D y la fabricación de aviones y motores a reacción. Desde comienzos de esta década, los métodos se han aplicado al diseño de motores de combustión interna, cámaras de combustión de turbinas de gas y hornos. Además, los fabricantes de vehículos de motor predicen ahora de forma rutinaria las fuerzas de arrastre, los flujos de aire bajo el capó y el entorno del coche con CFD. Cada vez más, la CFD se está convirtiendo en un componente vital en el diseño de productos y procesos industriales [24].

Algunas de las ventajas que suponen su aplicación a los procesos de diseño industrial son:

- reducción sustancial de los plazos y costes de los nuevos diseños
- capacidad de estudiar sistemas en los que es difícil o imposible realizar experimentos controlados (por ejemplo, sistemas muy grandes)
- capacidad de estudiar sistemas en condiciones peligrosas en sus límites normales de rendimiento y más allá de ellos (por ejemplo, estudios de seguridad y escenarios de accidentes)
- nivel de detalle de los resultados prácticamente ilimitado

## 4.2. PROCESO

Los códigos CFD se estructuran en torno a los algoritmos numéricos que pueden abordar los problemas de flujo de fluidos [24]. Para facilitar el acceso a su capacidad de resolución, todos los paquetes comerciales de CFD incluyen sofisticadas interfaces de usuario para introducir los parámetros del problema y

examinar los resultados. Por lo tanto, todos los códigos contienen tres elementos principales:

1. Preprocesado
2. Resolución (*solver*)
3. Postprocesado

A continuación se explican brevemente cómo funciona cada uno de estos elementos.

#### 4.2.1. Preprocesado

El preprocesado consiste en la entrada de un problema de flujo a un programa CFD por medio de una interfaz de fácil manejo y la posterior transformación de esta entrada en una forma adecuada para su uso por el *solver* [24]. Las actividades del usuario en la etapa de preprocesamiento incluyen [25]

- Definición de la geometría de la región de interés: el dominio computacional
- Generación de la rejilla
- La subdivisión del dominio en un número de subdominios más pequeños y no superpuestos: una rejilla (o malla) de celdas (o volúmenes de control o elementos)
- Selección de los fenómenos físicos y químicos que deben modelarse
- Definición de las propiedades de los fluidos
- Especificación de las condiciones de contorno adecuadas en las celdas que coinciden o tocan el límite del dominio

La solución de un problema de flujo (velocidad, presión, temperatura, etc.) se define en los nodos del interior de cada celda, por lo que este proceso se conoce también comúnmente como mallado (mesh) [26]. La precisión de una solución CFD se rige por el número de celdas de la malla. En general, cuanto mayor sea el número de celdas, mayor será la precisión de la solución. Tanto la precisión de una solución como su coste en términos de hardware informático necesario y tiempo de cálculo dependen de la finura de la malla. Las mallas óptimas suelen ser no uniformes: más finas en las zonas donde se producen grandes variaciones

de un punto a otro y más gruesas en las regiones con relativamente pocos cambios [24].

En la actualidad, sigue dependiendo de las habilidades del usuario de CFD diseñar una malla que sea una solución de compromiso adecuada entre la precisión deseada y el coste de la solución. Más del 50% del tiempo empleado en la industria en un proyecto CFD se dedica a la definición de la geometría del dominio y a la generación de la malla. Para maximizar la productividad del personal de CFD, todos los códigos principales incluyen ahora su propia interfaz de estilo CAD y/o facilidades para importar datos de modeladores de superficie y generadores de malla propios. Los preprocesadores actualizados también permiten al usuario acceder a bibliotecas de propiedades de materiales para los fluidos más comunes, así como invocar modelos especiales de procesos físicos y químicos (por ejemplo, modelos de turbulencia, transferencia de calor por radiación o modelos de combustión) junto con las principales ecuaciones de flujo de fluidos [24].

#### **4.2.2. Resolución**

Existen tres corrientes distintas de técnicas de solución numérica: métodos de diferencias finitas, de elementos finitos y espectrales [24]. Nos ocuparemos únicamente del método de volúmenes finitos, una formulación especial de diferencias finitas que es fundamental para los códigos CFD más consolidados: CFX/ANSYS, FLUENT, PHOENICS y STAR-CD. A grandes rasgos, el algoritmo numérico consta de los siguientes pasos [24], [25]:

- Integración de las ecuaciones de gobierno del flujo de fluidos sobre todos los volúmenes de control (finitos) del dominio
- Discretización
- Conversión de las ecuaciones integrales resultantes en un sistema de ecuaciones algebraicas
- Solución de las ecuaciones algebraicas mediante un método iterativo

La integración de los volúmenes de control distingue el método de los volúmenes finitos de todas las demás técnicas CFD. Los enunciados resultantes expresan la

conservación de las propiedades relevantes para cada celda de tamaño finito. Esta clara relación entre el algoritmo numérico y el principio de conservación físico subyacente constituye uno de los principales atractivos del método de volúmenes finitos y hace que sus conceptos sean mucho más sencillos de entender para los ingenieros que los métodos de elementos finitos y espectrales [24]. La conservación de una variable general de flujo  $\phi$ , por ejemplo una componente de la velocidad o la entalpía, dentro de un volumen de control finito puede expresarse como un equilibrio entre los distintos procesos que tienden a aumentarla o disminuirla.

Los códigos CFD contienen técnicas de discretización adecuadas para el tratamiento de los fenómenos de transporte clave, la convección (transporte debido al flujo de fluido) y la difusión (transporte debido a las variaciones de  $\phi$  de punto a punto), así como para los términos fuente (asociados a la creación o destrucción de  $\phi$ ) y la tasa de cambio con respecto al tiempo [24]. Los fenómenos físicos subyacentes son complejos y no lineales, por lo que se requiere un enfoque de solución iterativo.

### 4.2.3. Postprocesado

Al igual que en el preprocesado, recientemente se ha llevado a cabo un enorme trabajo de desarrollo en el campo del postprocesado [24]. Debido a la creciente popularidad de las estaciones de trabajo de ingeniería, muchas de las cuales cuentan con excelentes capacidades gráficas, los principales paquetes de CFD están ahora equipados con versátiles herramientas de visualización de datos. Éstas incluyen, entre otros [27]:

- Visualización de la geometría del dominio y de la rejilla
- Gráficos vectoriales
- Gráficos de líneas y contornos sombreados
- Gráficos de superficies 2D y 3D
- Seguimiento de partículas
- Manipulación de la vista (traslación, rotación, escalado, etc.)
- Salida PostScript en color

Más recientemente, estas instalaciones pueden incluir también la animación para la visualización dinámica de los resultados, y además de los gráficos, todos los códigos producen una salida alfanumérica fiable y tienen instalaciones de exportación de datos para su posterior manipulación externa al código. Como en muchas otras ramas del CAE, las capacidades de salida de gráficos de los códigos CFD han revolucionado la comunicación de ideas a la gente no especializada.

### **4.3. ANSYS FLUENT**

ANSYS Fluent es un software CFD que se utiliza particularmente para el modelado de flujo de fluidos y la transferencia de calor. ANSYS Inc adquirió Fluent en 2006 por \$ 299 millones [28]. El software ha sufrido varios cambios y mejoras para satisfacer las necesidades de la industria. Con este software CFD, puede modelar y simular todo tipo de procesos de fluidos, así como las interacciones multifísicas de estructura fluida. ANSYS Fluent también tiene amplias capacidades de modelado físico que son necesarias para el flujo de fluidos, transferencia de calor, turbulencia y reacciones para aplicaciones industriales [28].

Con una precisión y alcance inigualables, ANSYS Fluent es el software CFD elegido por muchas compañías y académicos de todo el mundo. Desarrollado por ingenieros y expertos de renombre de todo el mundo, siempre puede confiar en su solución a medida que desarrolla productos de mejor calidad más rápido con menor riesgo y tiempo de comercialización [28]. ANSYS Fluent es un paquete CFD altamente complejo que satisface las necesidades de cada individuo.

# 5. Cálculos

## 5.1. CONDICIONES DEL ANÁLISIS

Para el estudio, se va a considerar un avión en la fase de crucero, con unas condiciones típicas de vuelo. En concreto, se considera un nivel de vuelo FL110, con las condiciones estándar de la atmósfera ISA. Para este modelo, los valores de atmósfera estándar a nivel del mar son los siguientes :

Magnitud	Valor
Presión	101325 Pa
Temperatura	288.16 K
Densidad	1.225 kg/m <sup>3</sup>

Tabla 5.1. Valores atmósfera estándar a nivel del mar (SL) [29]

Estos valores no son constantes para cualquier altura, sino que se modifican con la altura. En la troposfera, los modelos de variación de presión, temperatura y densidad son los siguientes.

Para la presión, se tiene la siguiente fórmula para el cálculo dentro de la troposfera, que llega hasta 11km de altura como valor estándar, la altura a la que se realiza este vuelo [29]:

$$p = p_0 \left(1 - 0.0065 \frac{h}{T_0}\right)^{5.2561} \quad (5.1)$$

En la siguiente figura se representa una curva que representa la variación de la presión con la altura:

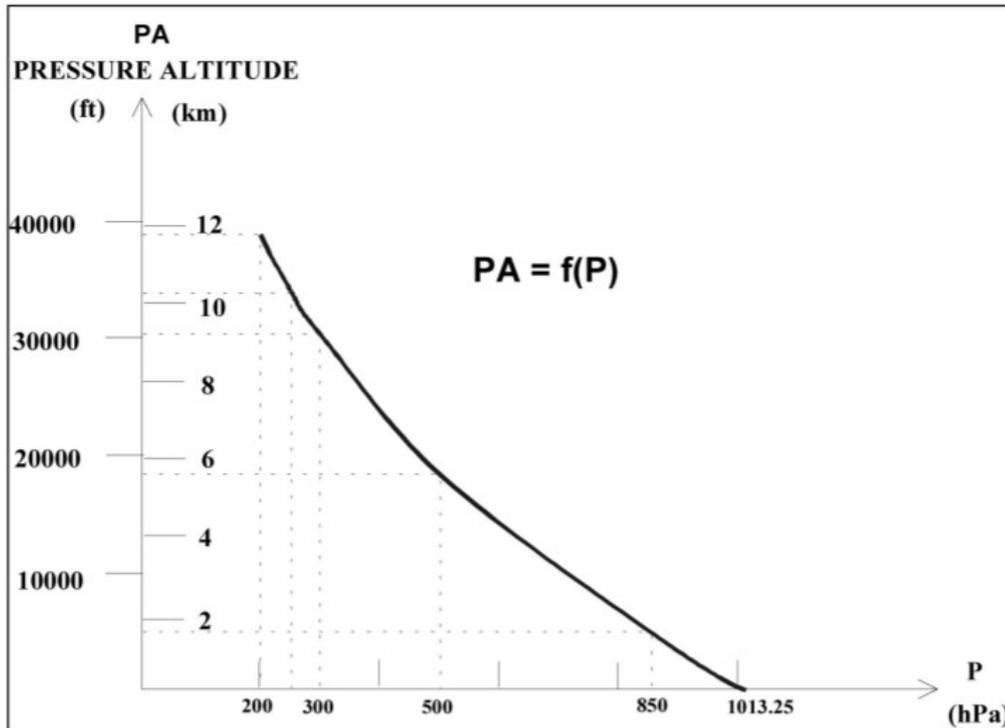


Figura 5.1. Variación de presión con la altura [29]

Por su parte, la temperatura se modeliza a partir de la siguiente expresión [29]:

$$T = T_0 - 6.5 \frac{h(m)}{1000} \quad (5.2)$$

A partir de esta fórmula, se obtiene una curva de variación de la temperatura con la altura, que se representa en la siguiente figura:

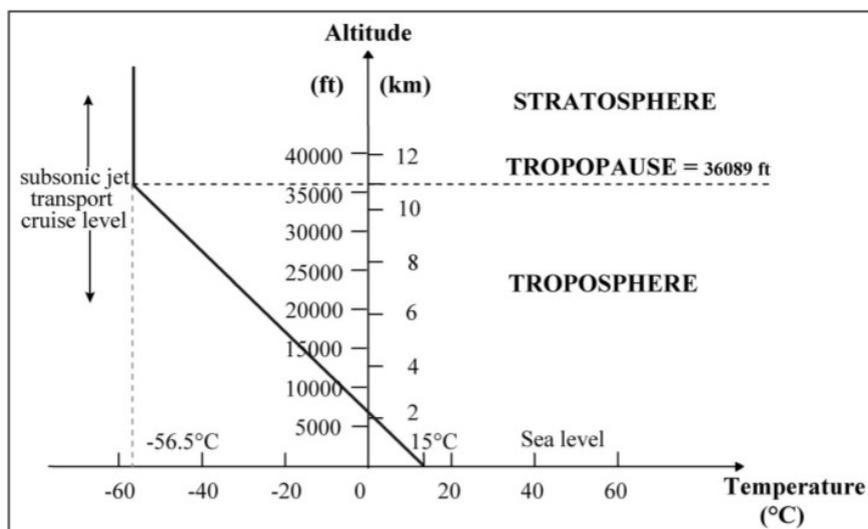


Figura 5.2. Variación de la temperatura con la altura [29]

Por su parte, el valor de la densidad se halla a partir de la ecuación de los gases ideales [29]:

$$\rho = \frac{P}{RT} \quad (5.3)$$

A partir de todas estas expresiones, se recoge en la siguiente tabla los valores del análisis:

Magnitud	Valor
Altitud	11 000 m
Presión	22648,81 Pa
Temperatura	216,65 K
Densidad	0,364 kg/m <sup>3</sup>
Velocidad	828 km/h
Mach	0,78
Ángulo de ataque	6°

Tabla 5.2. Valores de estudio [Creación propia]

## 5.2. DEFINICIÓN DE GEOMETRÍA (*GEOMETRY*)

Tras el diseño del ala en CATIA, se procede a la introducción del ala en *Fluent*. En este módulo, de los tantos que ofrece *Ansys*, el primer paso es definir la geometría que luego se va a calcular. Para ello, se utiliza la aplicación *Design modeler*. A continuación se expone el proceso tanto para el caso sin *winglet* como el caso con *winglet*.

### 5.2.1. Sin winglet

En el caso de estudio del ala sin *winglet*, se tiene que crear un volumen de control que hará las veces de aire alrededor del contorno del ala. Para su modelización se utiliza una geometría tipo bala, con un radio de esfera y cilindro de altura calculado a partir de la siguiente expresión:

$$R = h \approx 10 CMA \quad (5.4)$$

Donde *CMA* es la cuerda media aerodinámica previamente definida en el apartado 2.3 y cuyo valor concreto para este avión se ofrece en la tabla 3.2.

Para la creación de este volumen de control se dibuja, mediante el comando *sketching*, una semicircunferencia en 2D, que posteriormente se extrude, creándose así la parte del semicilindro con raíz en una cara de uno de los cuartos de la esfera. De este modo, el volumen de control quedaría formado por dos partes que se juntan con ayuda del comando *Boolean unite*.

A continuación, para terminar de definir este volumen de control, es necesario que el ala sea extraída del mismo, quedando solo su “forma” para determinar así sus límites, para lo que se utiliza el comando *Boolean subtract*. De este modo, el volumen de control tan sólo define el aire y no el ala en sí.

Además, para poder luego crear una malla con buena precisión, se ha creado un volumen alrededor del ala que la envuelve, tal y como se puede apreciar en la figura 5.3.

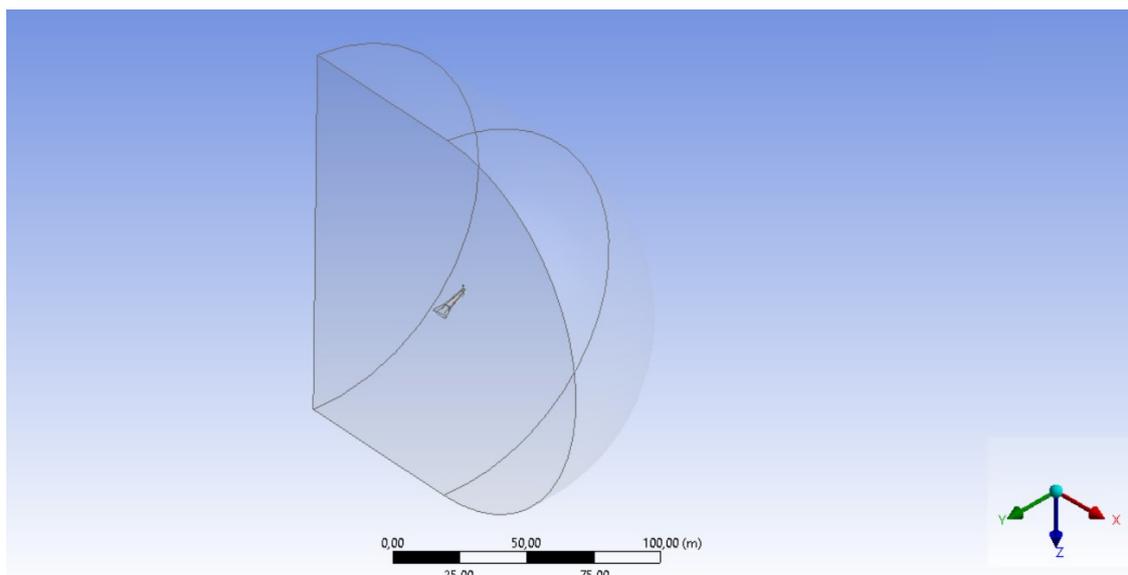


Figura 5.3. Volumen de control creado en *Geometry* para el ala sin *winglet*  
[Creación propia]

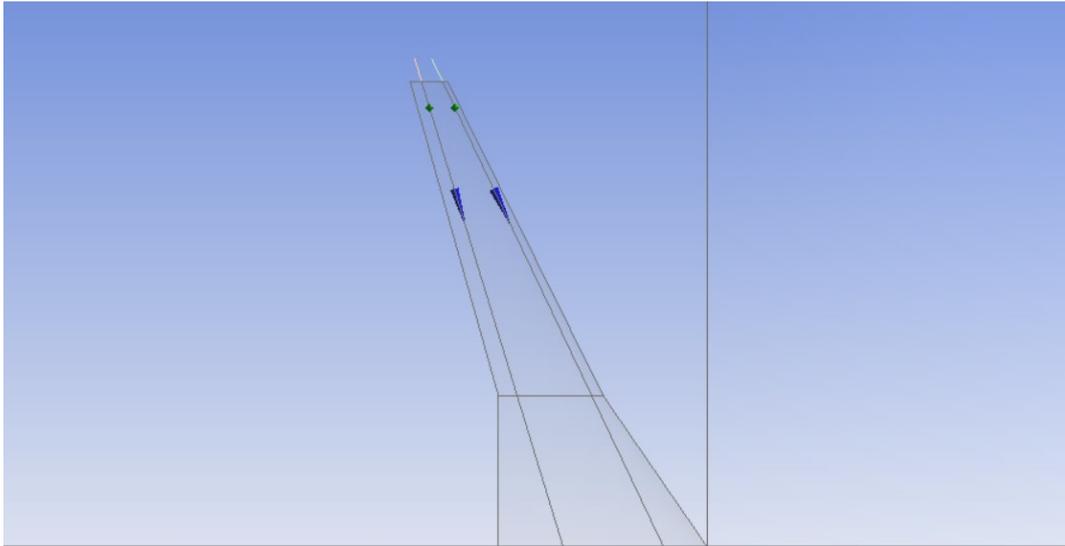


Figura 5.4. Detalle del ala con proyecciones de líneas para el ala sin *winglet*  
[Creación propia]

También, para poder definir mejor la geometría del ala, se han proyectado sobre la “superficie” (no existe como tal si no solo su contorno, como se comentó previamente), dos líneas, tal y como se ve en la figura anterior. Esto es útil para poder concretar así mejor los valores de mallado en bordes de ataque/salida como se indicará a continuación.

### 5.2.2. Con winglet

Para el caso del ala con winglet, el proceso ha sido idéntico al anterior, mostrándose los resultados pertinentes en las siguientes dos figuras.

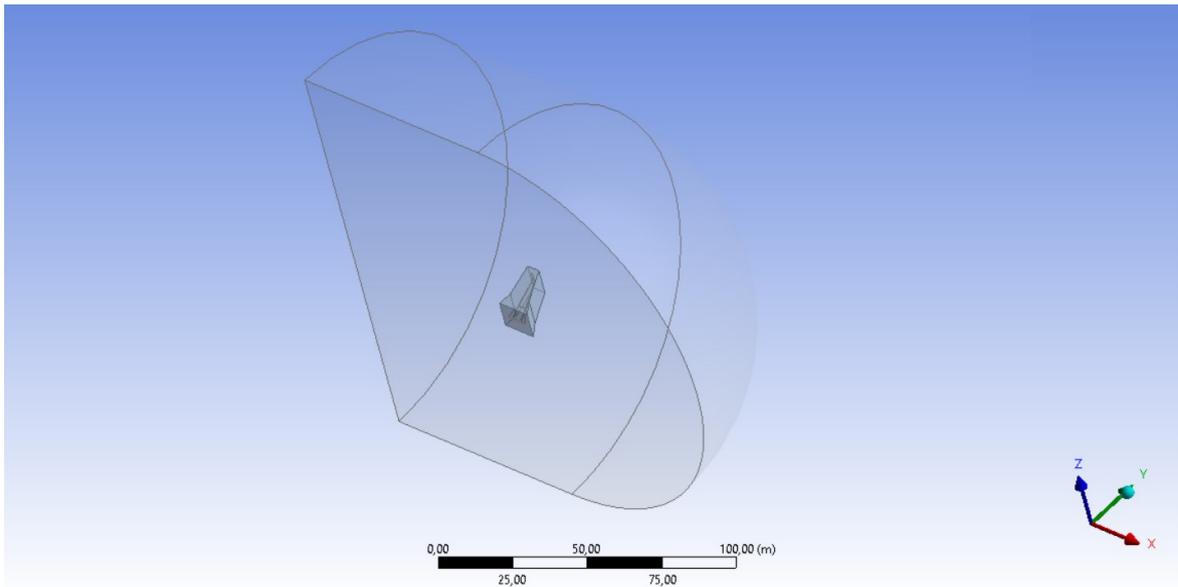


Figura 5.5. Volumen de control creado en *Geometry* para el ala con *winglet*  
[Creación propia]

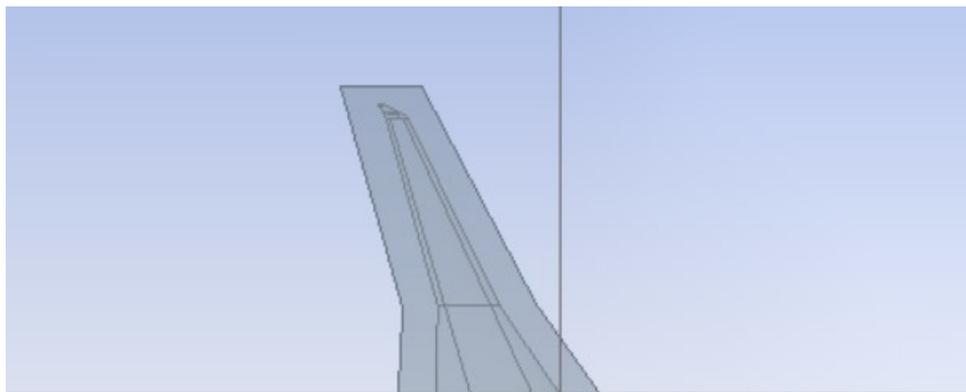


Figura 5.6. Detalle del ala con proyecciones de líneas para el ala sin *winglet*  
[Creación propia]

### 5.3. CREACIÓN DEL MALLADO (*MESH*)

Tras la definición de geometrías, se procede con la creación del mallado espacial para el volumen de control creado. Una malla consiste en unas divisiones del volumen a calcular en partes discretas locales, para su resolución de las ecuaciones diferenciales de modo numérico. Para su creación, se tienen que tener en cuenta las diversas zonas del volumen que pueden ser conflictivas y que precisarán de un mallado más fino para obtención de mejores resultados, como zonas afiladas, curvas o huecas, por ejemplo.

Además, hay que vigilar los diversos valores de calidad de la malla resultado para que no sean conflictivos con su resolución posterior, bien por fallos en los resultados o porque éstos puedan ser poco precisos. De este modo, primero se han definido unos valores generales para la geometría, tras lo que se ha afinado diferentes zonas de interés donde es interesante realizar un estudio más pormenorizado.

A continuación, se detalla el proceso de creación de la malla para ambos casos estudiados.

### 5.3.1. Sin winglet

Comenzando con la parte sin *winglet* de nuevo, se ha elegido el método de resolución de CFD, con el solver Fluent y un elemento creado linealmente. Además, se ha elegido un tamaño de elemento que como máximo será de 1 m, con una tasa de crecimiento del 20%. Se ha elegido también un modelo que toma en general la curvatura con diversos elementos que capta por defecto, con un valor de 1 cm como máximo para estos elementos, y un ángulo de 18°.

Dentro de los parámetros de calidad, que se comentará posteriormente con los resultados, se ha detallado que el *smoothing* sea alto. Esto mejora la calidad al desplazar la ubicación de los nodos con respecto a nodos circundantes [30]. Además, se ha elegido que se chequee la topología para así garantizar un mejor resultado de malla.

Las características anteriores se recogen en la siguiente tabla:

Detalles de Mesh	
Physics preference	CFD
Solver preference	Fluent
Element order	Linear
Element size	1m
<b>SIZING</b>	
Growth rate	1,2
Max size	1m
Capture curvature	Yes
Curvature Min Size	5 mm
Curvature Normal Angle	18°
<b>QUALITY</b>	
Smoothing	High
<b>ADVANCED</b>	
Topology checking	Yes

Tabla 5.3. Características malla sin *winglet* [Creación propia]

También se ha definido el valor por defecto de la inflación, que se utiliza para generar celdas finas adyacentes a los límites [30]. En este caso habría varias opciones para la elección del tipo [30]:

- *Smooth transition*: mantiene un crecimiento volumétrico suave entre cada capa adyacente. El total depende de la variación de la malla de la superficie de la base (por defecto)
- *First layer thickness*: Mantiene constante la altura de la primera celda
- *Total thickness*: Mantiene constante la altura total de la capa de la capa de inflado
- *First aspect ratio*: Controla las alturas de las capas de inflado definiendo la relación de aspecto de las inflaciones que se extruyen desde la base de inflado
- *Last aspect ratio*: Crea capas de inflado utilizando los valores de la altura de la primera capa, las capas máximas y los controles de relación de aspecto

Importante destacar en este punto las propiedades de la capa límite. Dentro del fluido las partículas tienen un movimiento desordenado y ciertamente irregular, produciendo un mezclado en 3D. El número de Reynolds, que relaciona las fuerzas convectivas y las viscosas, marca si una capa límite es turbulenta o

laminar. Si su valor es mayor de  $10^7$ , se considera que ésta se desprende y por tanto, es turbulenta [2].

También son características clave de la capa límite la viscosidad dinámica  $\mu$  y la cinemática  $\nu$ , así como el coeficiente de rozamiento  $C_f$ , la tensión de cizalladura  $\tau_w$  (fuerza tangente por unidad de área que se ejerce sobre el aire por el revestimiento del ala), y la velocidad de la fricción  $u$ . A continuación se indican las fórmulas respectivas [31]:

$$Re = \frac{\rho u d}{\mu} \quad (5.5)$$

$$\nu = \frac{U_\infty \times L}{Re} \quad (5.6)$$

$$\mu = \nu \times \rho \quad (5.7)$$

$$C_f = [2 \log_{10}(Re) - 0,65]^{-2,3} \quad (5.8)$$

$$\tau_w = C_f \frac{1}{2} \rho U_\infty^2 \quad (5.9)$$

$$u = \sqrt{\frac{\tau_w}{\rho}} \quad (5.10)$$

Con estas expresiones, se obtienen los siguientes valores para el caso de estudio:

Magnitud	Valor
Número de Reynolds	$2,5262 \times 10^7$
Velocidad cinemática $\nu$	0,3785 stokes
Coficiente de rozamiento $C_f$	0,0021
Tensión de cizalladura $\tau_w$	21,71 Pa
Velocidad de la fricción $u$	7,713 m/s
Espesor de la capa límite	0,053

Tabla 5.4. Propiedades de la capa límite [Creación propia]

Con estos datos se acude a la herramienta en línea *Atmospheric Properties Calculator* [31], obteniéndose los siguientes valores para la definición del inflado:

<b>INFLATION</b>	
<b>Inflation option</b>	Total thickness
<b>Number of layers</b>	12
<b>Growth rate</b>	1,2
<b>Maximum thickness</b>	5,3 cm

Tabla 5.5. Datos del apartado *Inflation* [Creación propia]

Posteriormente, se han afinado los resultados con diferentes *sizing* detallados en algunas partes. Primero, se ha definido como cuerpo de influencia el volumen de control sobre el cuerpo que se creó alrededor del ala para que así se produzca una tasa de crecimiento desde el perfil alar (parte substraída del volumen de control pero que ejerce de contorno del mismo) sobre ese cuerpo, consiguiendo una malla más fina en los alrededores del ala. Esta parte se ha denominado “Fluido”

Posteriormente se ha refinado más la malla en los alrededores del ala. Para ello, se ha subdividido en este apartado en las partes que se detallan en la siguiente imagen. En la tabla 5.6 se detallan los valores específicos para cada una de ellas que difieren de los generales de la tabla 5.3.

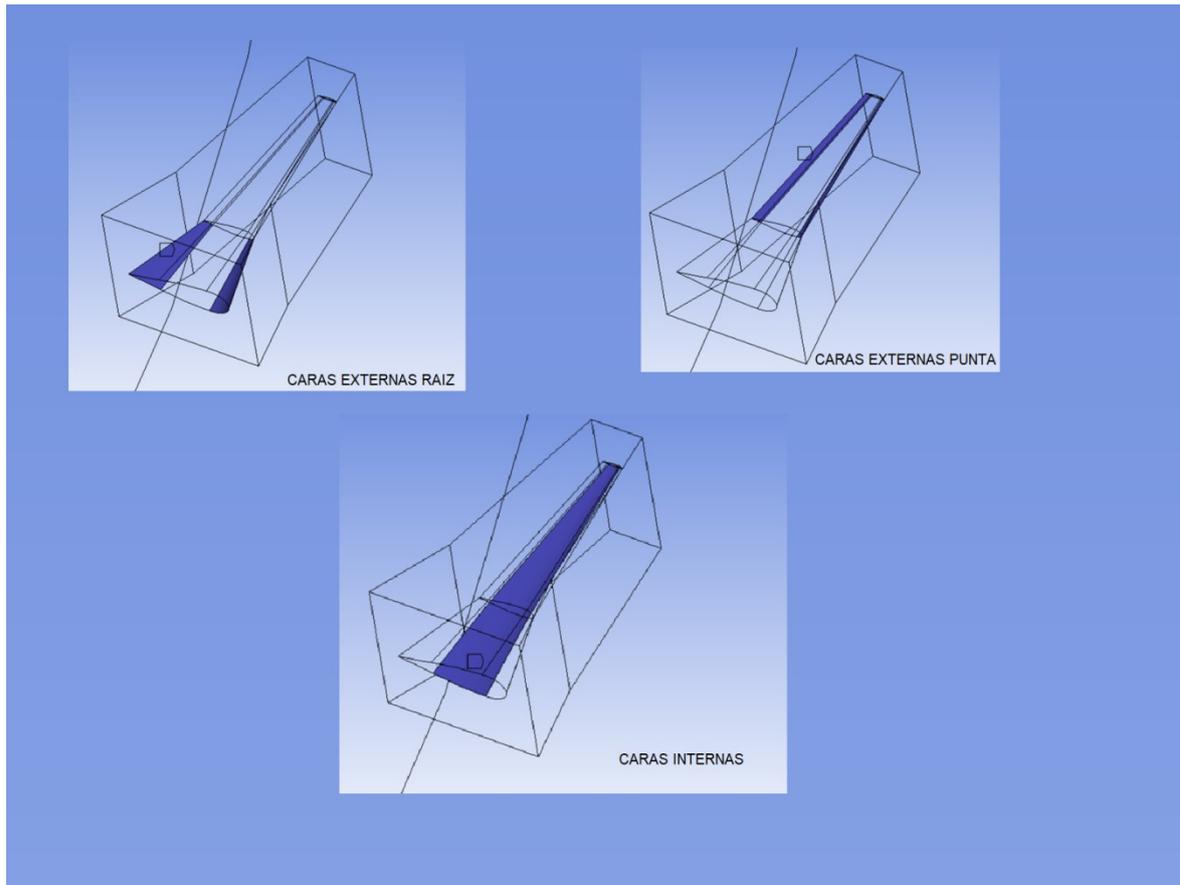


Figura 5.7. Detalle de las divisiones del ala [Creación propia]

<b>Detalles específicos de Mesh</b>	
<b>CARAS INTERNAS</b>	
Element size	5 cm
Capture Proximity	Yes
Proximity Min Size	2 cm
Num Cells Across Gap	3
Proximity Size Function Sources	Faces and Edges
<b>CARAS EXTERNAS RAIZ</b>	
Element size	5 cm
Capture Proximity	Yes
Proximity Min Size	2 cm
Num Cells Across Gap	3
Proximity Size Function Sources	Faces and Edges
<b>CARAS EXTERNAS PUNTA</b>	
Element size	5 cm
Capture Proximity	Yes
Proximity Min Size	2 cm
Num Cells Across Gap	3
Proximity Size Function Sources	Faces and Edges

Tabla 5.6. Detalles específicos de *Mesh* [Creación propia]

Finalmente, una vez realizados estos ajustes, se procede a la creación de la malla. En las siguientes figuras se ve un plano general de cómo ha quedado y un detalle del contorno del ala. A destacar el número de nodos y elementos de la malla, 3813673 y 19396090 respectivamente.

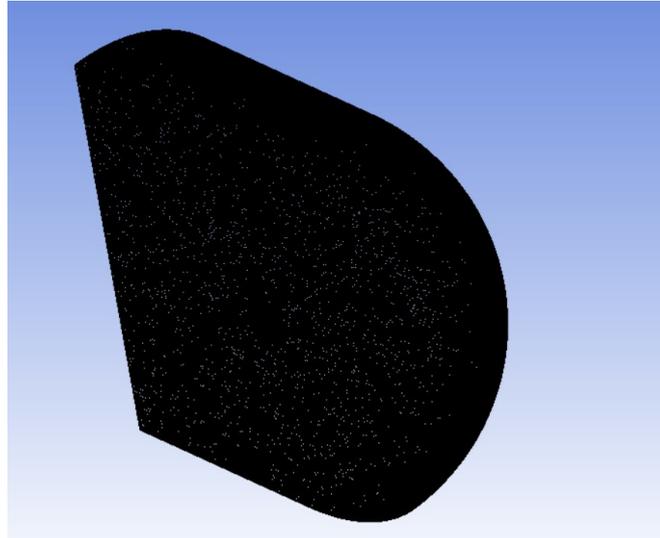


Figura 5.8. Plano general de la malla sin *winglet* [Creación propia]

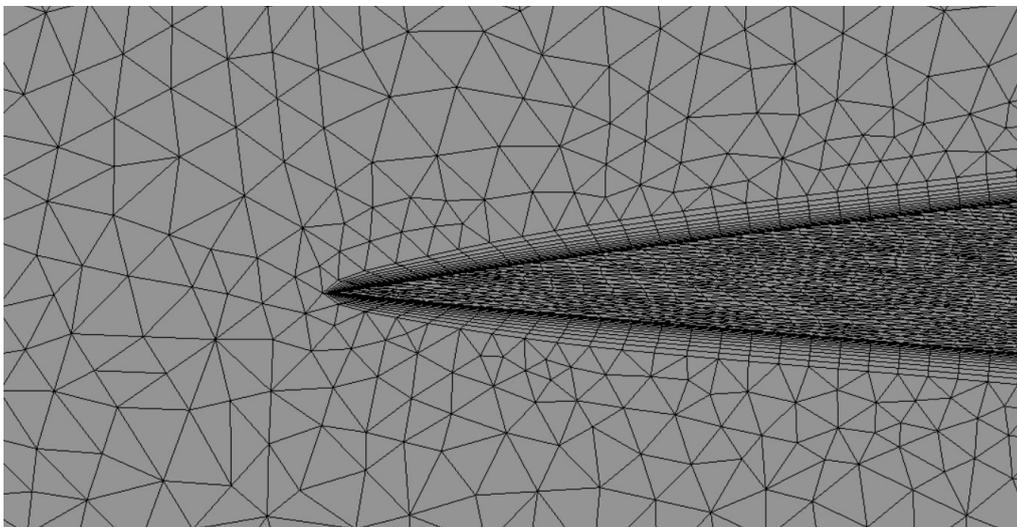


Figura 5.9. Detalle de la malla en el borde de salida sin *winglet* [Creación propia]

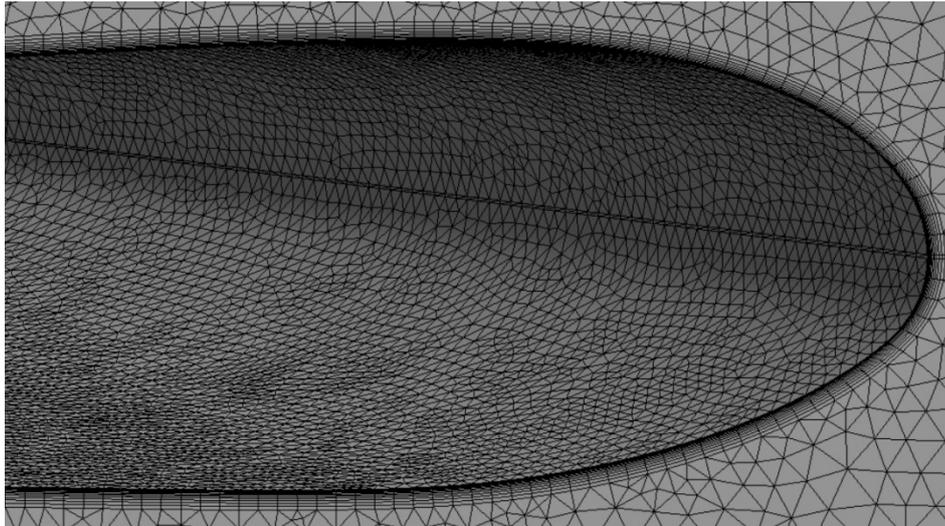


Figura 5.10. Detalle de la malla en el borde de ataque sin *winglet* [Creación propia]

A continuación, es preciso analizar la calidad de la malla. Para ello, se utilizan 3 valores. Primero, *skewness*, que se calcula a partir de las siguientes expresiones, para celdas en forma de triángulo o tetraedro y para cualquier geometría de celda, respectivamente [30]:

$$Skewness = \frac{optimal\ cell\ size - cell\ size}{optimal\ cell\ size} \quad (5.11)$$

$$Skewness = \max \left[ \frac{\theta_{max} - \theta_{equiangular}}{180 - \theta_{equiangular}}, \frac{\theta_{equiangular} - \theta_{min}}{\theta_{equiangular}} \right] \quad (5.12)$$

En la siguiente figura se observa que lo ideal es que sea lo menor posible, siempre dentro del rango de 0 a 1:

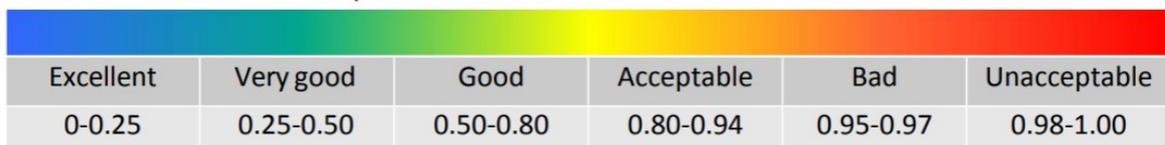


Figura 5.11. Rango de valores para *skewness* [30]

Posteriormente se estudia la calidad a través del parámetro *Orthogonal quality*, el cual analiza la calidad de la malla a través de las siguientes expresiones para una celda y para cada cara respectivamente [30]:

$$\text{Min} \left[ \frac{A_i f_i}{|A_i| |f_i|}, \frac{A_i c_i}{|A_i| |c_i|} \right] \tag{5.13}$$

$$\text{Min} \left[ \frac{A_i e_i}{|A_i| |e_i|}, \right] \tag{5.14}$$

Donde los parámetros son los que se ven en la siguiente figura:

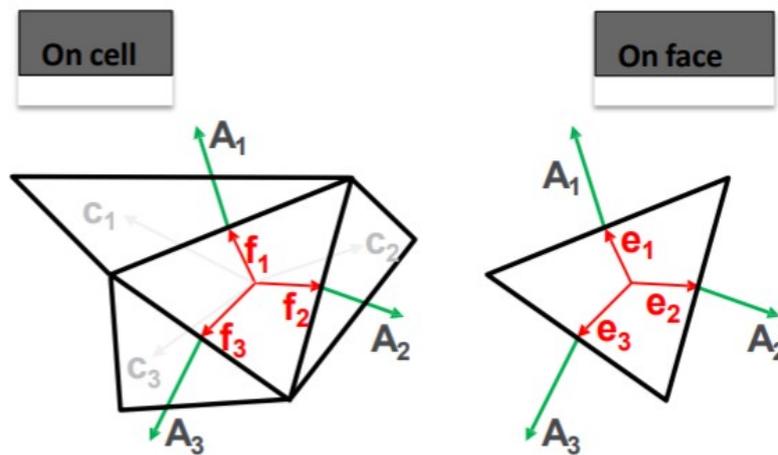


Figura 5.12. Definición de valores para calidad ortogonal [30]

En la siguiente figura se observa que lo ideal es que sea lo más cercano a 1 posible, lo cual indicaría una ortogonalidad perfecta o cuasi-perfecta.



Figura 5.13. Rango de valores para calidad ortogonal [30]

Finalmente, el tercer parámetro que se tendrá en cuenta para el estudio de la calidad es *Aspect Ratio*, el cual se calcula a partir de las siguientes expresiones para superficie 2D y celda 3D respectivamente:

$$AR = \frac{\text{Arista de mayor longitud } \delta_x}{\text{Arista de menor longitud } \delta_y} \quad (5.15)$$

$$AR = \frac{\text{Radio de la esfera circunscrita en la celda}}{\text{Radio de la esfera inscrita en la celda}} \quad (5.16)$$

En la siguiente figura se detallan estas medidas:

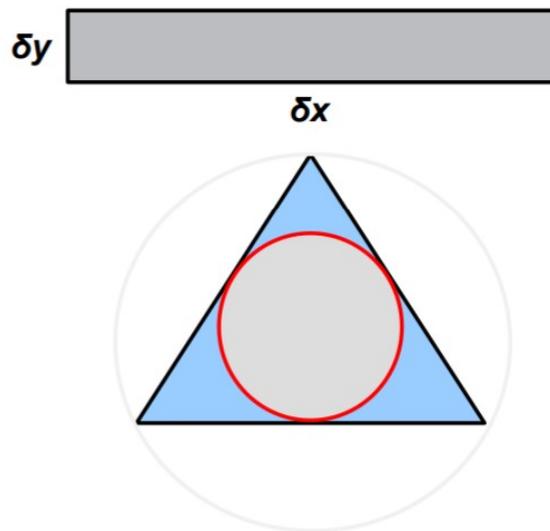


Figura 5.14. Detalle medidas *Aspect Ratio* [30]

Una vez definidas todas estas variables, se procede a obtener los resultados de estos análisis de calidad a partir del propio *software*, con las gráficas y tablas siguientes.

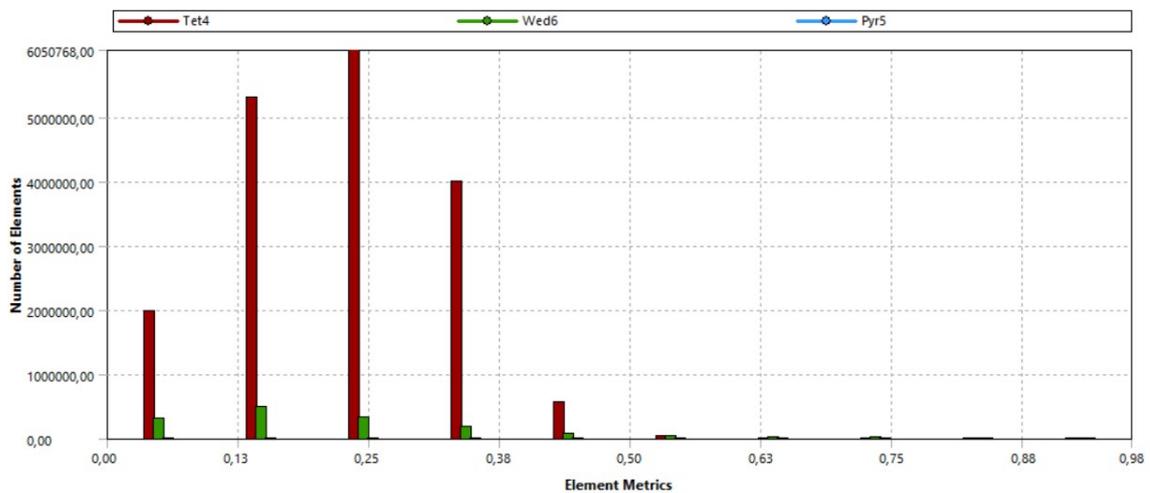


Figura 5.15. Gráfico de resultados de *skewness* [Creación propia]

Skewness quality	
Min	1,9822e-09
Max	0,97866
Media	0,22177
Desviación estandar	0,10098

Tabla 5.7. Resultados análisis skewness [Creación propia]

Se observa que la media de los resultados entra dentro de un rango aceptable, confirmando esta afirmación con la baja desviación de los resultados.

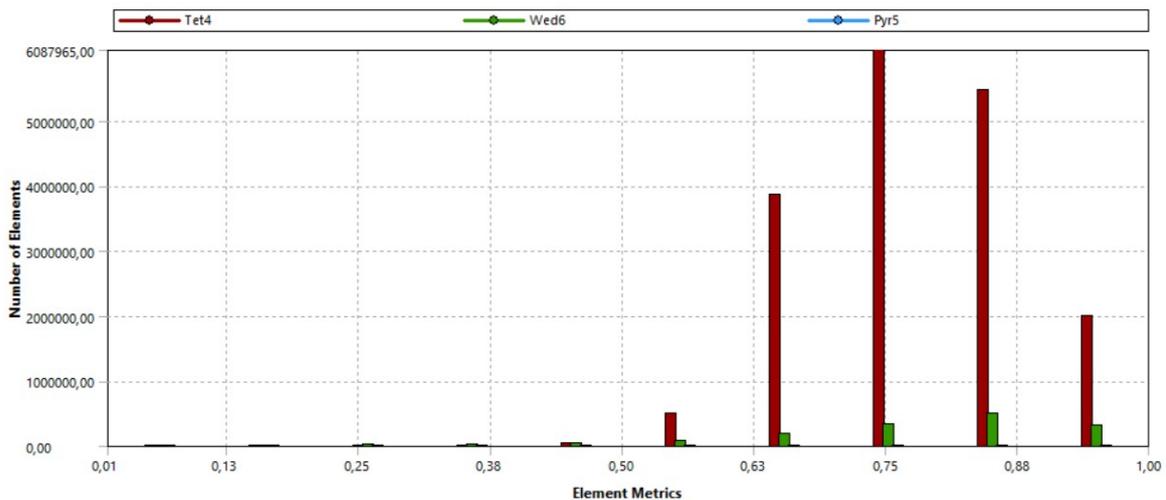


Figura 5.16. Gráfico de resultados de calidad ortogonal [Creación propia]

Orthogonal quality	
Min	1,1751e-002
Max	0,99886
Media	0,77753
Desviación estandar	0,10034

Tabla 5.8. Resultados análisis calidad ortogonal [Creación propia]

De los resultados se obtiene que entra dentro de rangos aceptables, ya que la media es alta, 0,77753, y tan solo unos pocos valores según la figura 5.16 estarían en rango no aceptable, considerándolos despreciables.

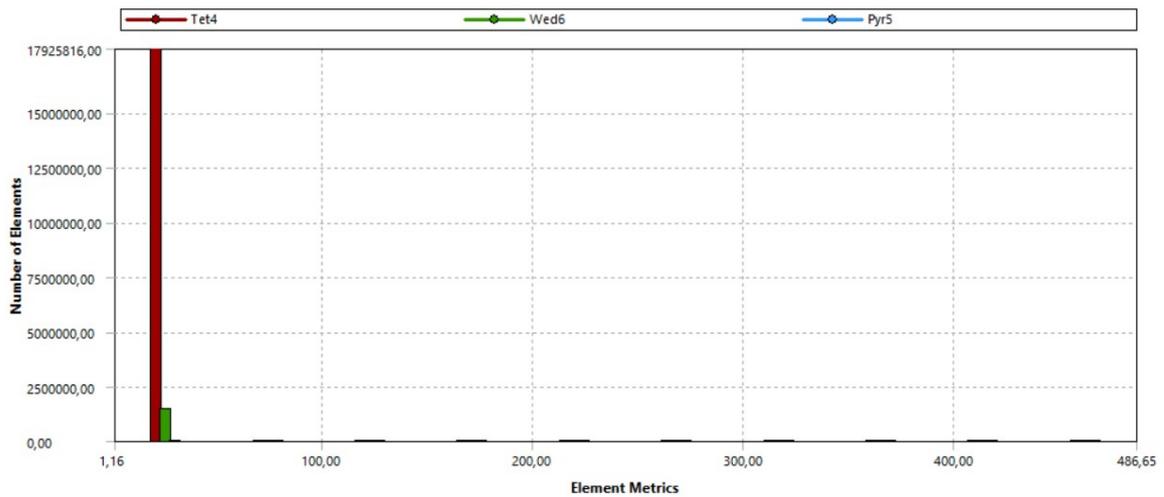


Figura 5.17. Gráfico de resultados de *Aspect Ratio* [Creación propia]

Orthogonal quality	
Min	1,1575
Max	486,65
Media	3,0546
Desviación estandar	5,622

Tabla 5.9. Resultados análisis calidad ortogonal [Creación propia]

Se observa que, para un valor ideal de 1, la media es bastante cercana y tan solo unos pocos valores según la figura 5.17 provocan que ésta aumente, por lo que se aceptan los resultados.

### 5.3.2. Con winglet

Continuando con la parte con *winglet* de nuevo, se han elegido los parámetros recogidos en la tabla siguiente de un modo similar al explicado anteriormente sin *winglet*.

<b>Detalles de Mesh</b>	
<b>Physics preference</b>	CFD
<b>Solver preference</b>	Fluent
<b>Element order</b>	Linear
<b>Element size</b>	1m
<b>SIZING</b>	
<b>Growth rate</b>	1,2
<b>Max size</b>	1m
<b>Capture curvature</b>	Yes
<b>Curvature Min Size</b>	5 mm
<b>Curvature Normal Angle</b>	18°
<b>QUALITY</b>	
<b>Smoothing</b>	High
<b>ADVANCED</b>	
<b>Topology checking</b>	Yes

Tabla 5.10. Características malla con *winglet* [Creación propia]

También se ha definido el valor por defecto de la inflación, que, tal y como se comentó anteriormente, se utiliza para generar celdas finas adyacentes a los límites [30].

Con los datos de la tabla 5.4, y acudiendo a la herramienta en línea *Atmospheric Properties Calculator* [31], se tienen los siguientes valores para la definición del inflado:

<b>INFLATION</b>	
<b>Inflation option</b>	Smooth transition
<b>Number of layers</b>	16
<b>Growth rate</b>	1,2
<b>Transition ratio</b>	0,272

Tabla 5.11. Datos del apartado *Inflation* [Creación propia]

Tras esto, al igual que en el apartado anterior, se ha definido como cuerpo de influencia el volumen de control sobre el cuerpo que se creó alrededor del ala para que así se produzca una tasa de crecimiento desde el perfil alar (parte substraída del volumen de control pero que ejerce de contorno del mismo) sobre ese cuerpo, consiguiendo una malla más fina en los alrededores del ala. Esta parte se ha denominado “Fluido”.

Posteriormente se ha creado una malla más fina alrededor del ala, para lo cual se ha subdividido en este apartado en las partes que se detallan en la siguiente

imagen. En la tabla 5.12 se detallan los valores específicos para cada una de ellas que difieren de los generales de la tabla 5.10.

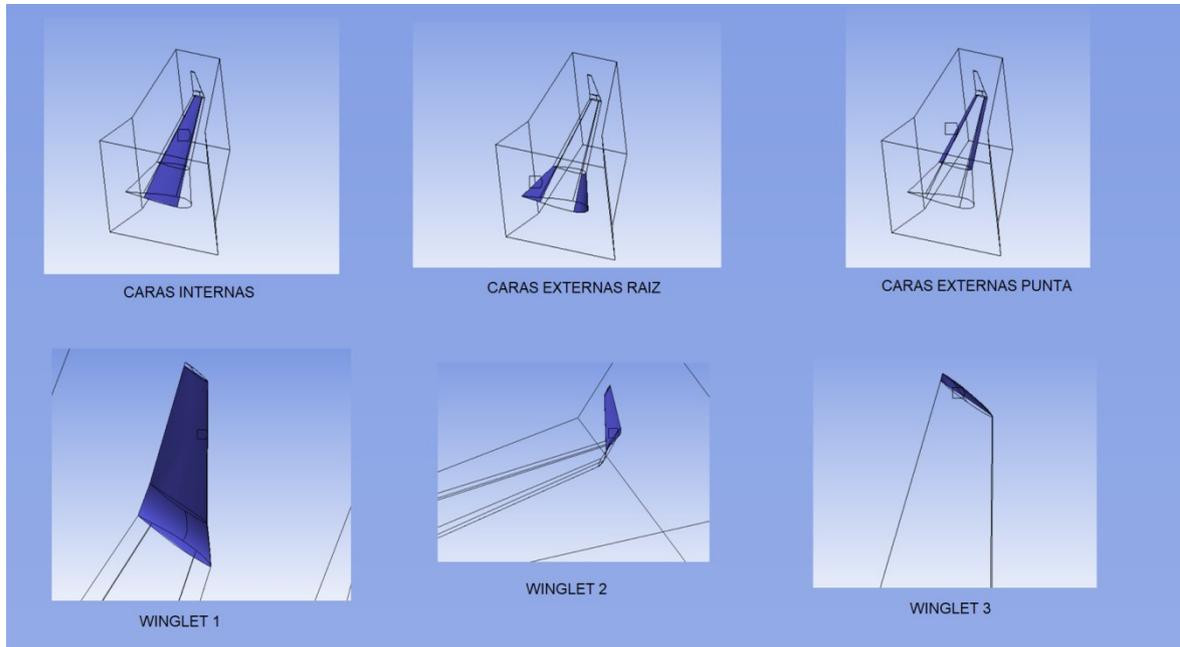


Figura 5.18. Detalle de las divisiones del ala [Creación propia]

<b>Detalles específicos de Mesh</b>	
<b>CARAS INTERNAS</b>	
Element size	5 cm
Capture Proximity	Yes
Proximity Min Size	2 cm
Num Cells Across Gap	3
Proximity Size Function Sources	Faces and Edges
<b>CARAS EXTERNAS RAIZ</b>	
Element size	2 cm
Capture Proximity	Yes
Proximity Min Size	2 cm
Num Cells Across Gap	3
Proximity Size Function Sources	Faces and Edges
<b>CARAS EXTERNAS PUNTA</b>	
Element size	2 cm
Capture Proximity	Yes
Proximity Min Size	2 cm
Num Cells Across Gap	3
Proximity Size Function Sources	Faces and Edges
<b>WINGLET 1</b>	
Element size	1 cm
Capture Proximity	Yes
Proximity Min Size	2 cm
Num Cells Across Gap	3

<b>Proximity Size Function Sources</b>	Faces and Edges
<b>WINGLET 2</b>	
<b>Element size</b>	1 cm
<b>Capture Proximity</b>	Yes
<b>Proximity Min Size</b>	2 cm
<b>Num Cells Across Gap</b>	3
<b>Proximity Size Function Sources</b>	Faces and Edges
<b>WINGLET 3</b>	
<b>Element size</b>	1 cm
<b>Capture Proximity</b>	Yes
<b>Proximity Min Size</b>	2 cm
<b>Num Cells Across Gap</b>	3
<b>Proximity Size Function Sources</b>	Faces and Edges

Tabla 5.12. Detalles específicos de *Mesh* [Creación propia]

Finalmente, al igual que el apartado anterior, se procede con el cálculo de la malla, de la cual se muestran algunas imágenes a continuación. Importante destacar también en este punto que el número de nodos de la malla obtenida es de 5890445, mientras que tiene 21612159 elementos.

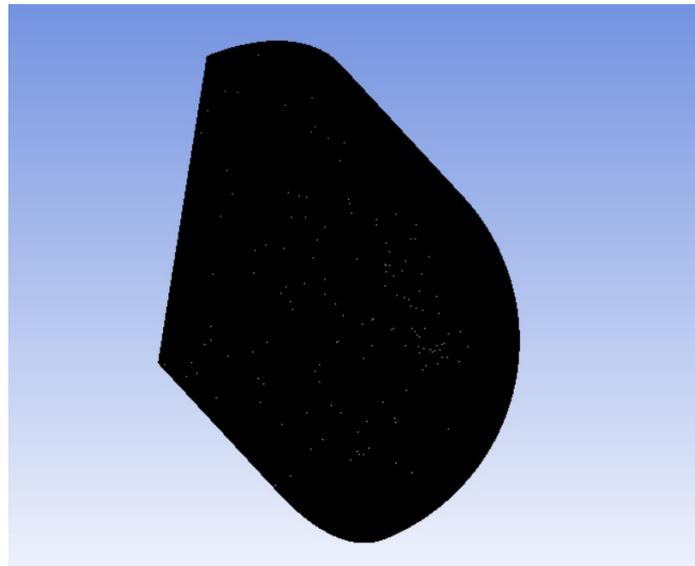


Figura 5.19. Plano general de la malla sin winglet [Creación propia]

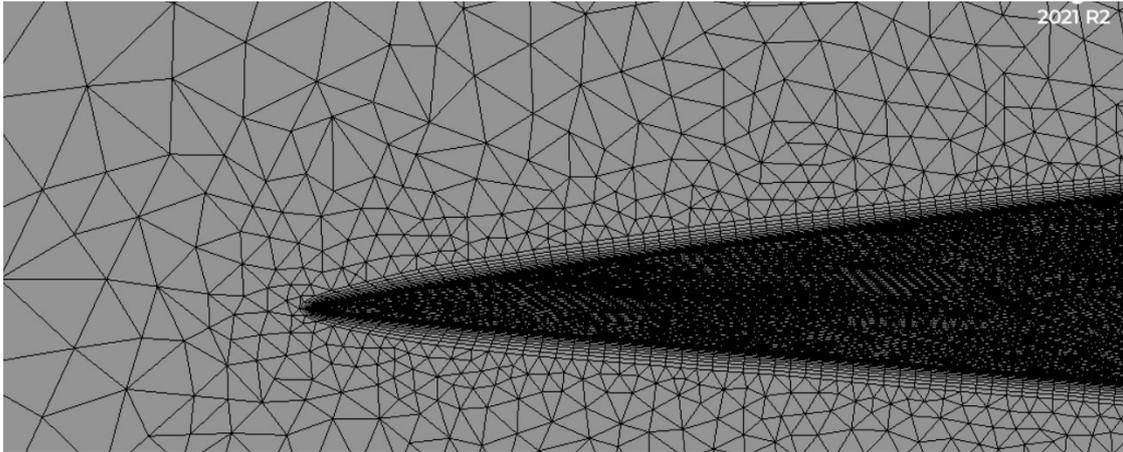


Figura 5.20. Detalle de la malla en el borde de salida con *winglet* [Creación propia]

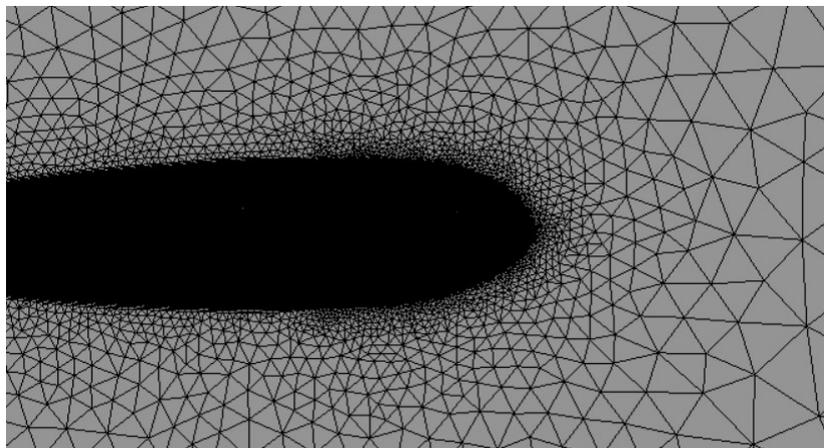


Figura 5.21. Detalle de la malla en el borde de ataque con *winglet* [Creación propia]

Tras la realización de la malla, se va a analizar su calidad con los parámetros que ya se han definido: *skewness*, calidad ortogonal y *aspect ratio*. Para ello, se obtienen las gráficas y tablas que se muestran a continuación.

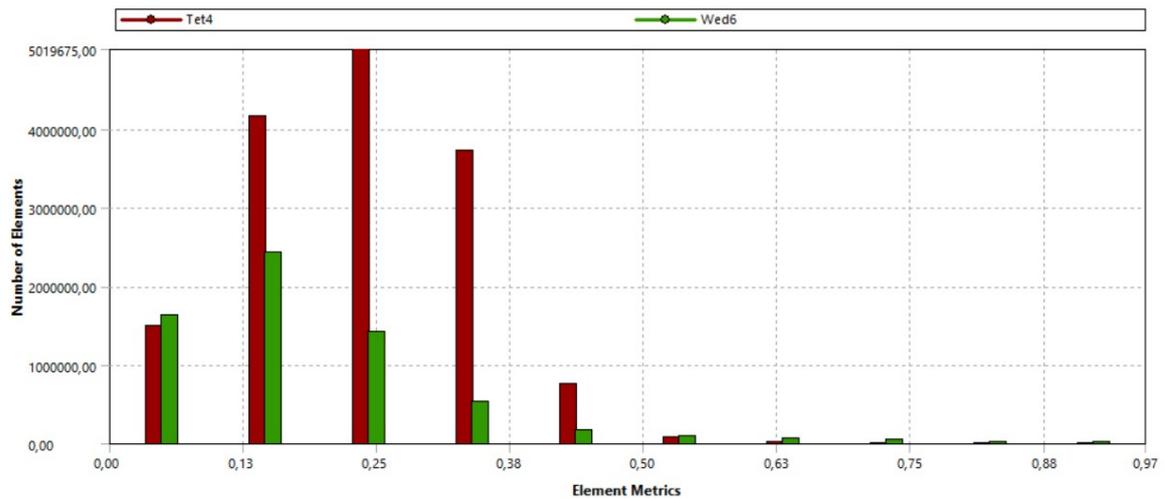


Figura 5.22. Gráfico de resultados de skewness [Creación propia]

Skewness quality	
Min	7,0384e-007
Max	0,96968
Media	0,21761
Desviación estandar	0,11159

Tabla 5.13. Resultados análisis skewness [Creación propia]

Se obtiene que la media de los resultados de calidad de la malla estaría en un rango aceptable, confirmando esto con la baja desviación de los resultados.

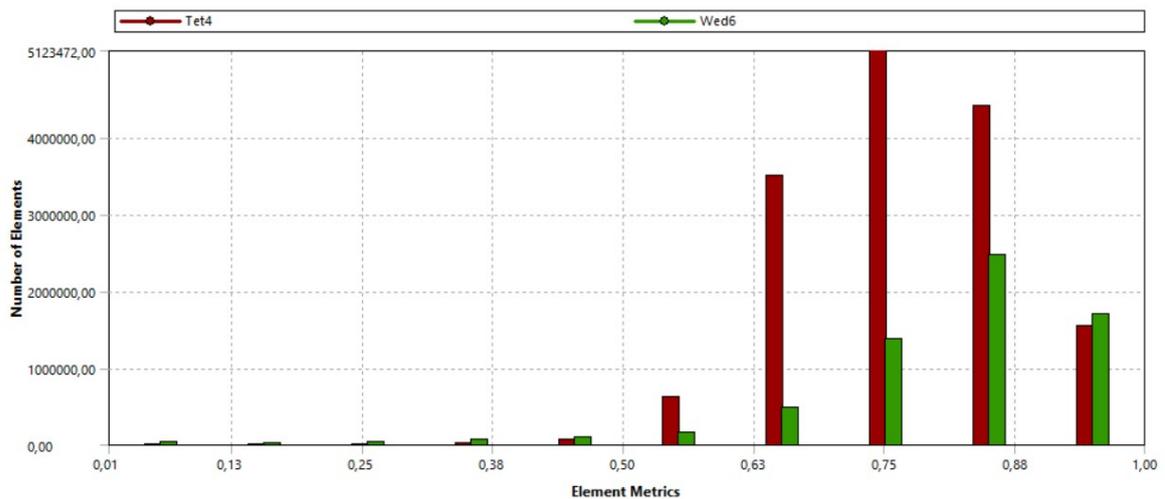


Figura 5.23. Gráfico de resultados de calidad ortogonal [Creación propia]

Orthogonal quality	
Min	6,7823e-003
Max	0,99881
Media	0,78113
Desviación estandar	0,11265

Tabla 5.14. Resultados análisis calidad ortogonal [Creación propia]

De los resultados se obtiene que entra dentro de rangos aceptables, ya que la media es alta, 0,78113, y tan solo unos pocos valores según la figura 5.23 estarían en rango fuera de lo estrictamente aceptable, considerándolos despreciables.

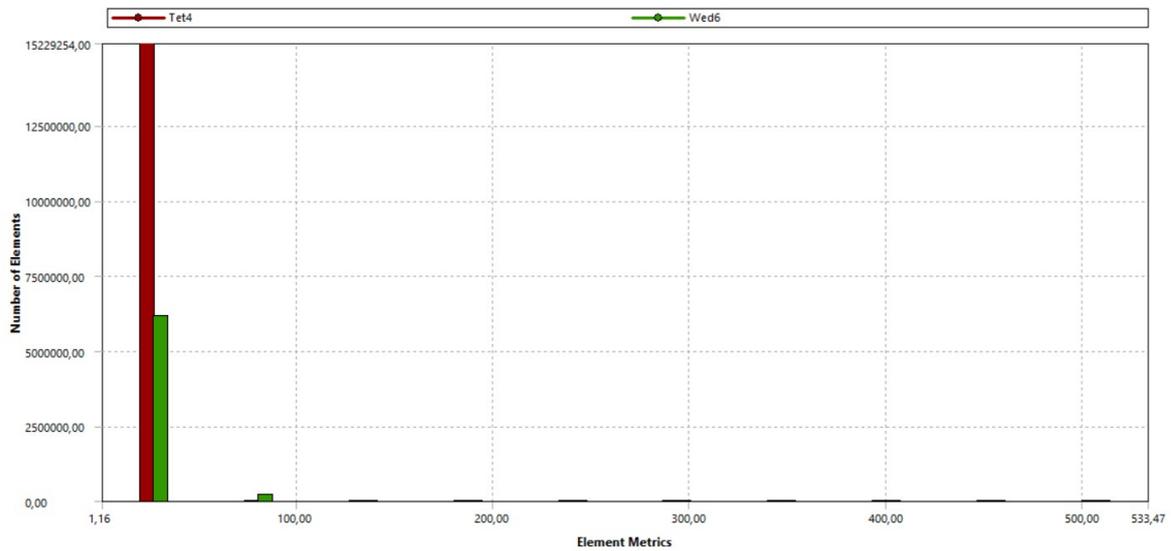


Figura 5.24. Gráfico de resultados de *Aspect Ratio* [Creación propia]

Orthogonal quality	
Min	1,1578
Max	533,47
Media	7,3489
Desviación estandar	12,255

Tabla 5.15. Resultados análisis calidad ortogonal [Creación propia]

Se observa que, para un valor ideal de 1, la media es bastante cercana y tan solo unos pocos valores según la figura 5.24 provocan que ésta aumente, por lo que se aceptan los resultados.

## 5.4. INTRODUCCIÓN DE VARIABLES (*SETUP*)

Tras la creación de la malla, se pasa al cálculo y resolución del problema. Para ello, se utiliza la aplicación *Fluent* en su modalidad *Solver*. En los siguientes apartados se detallan los pasos seguidos para hallar la solución tanto en el caso sin *winglet*, como en el caso con él.

### 5.4.1. Sin winglet

Tras la introducción de la malla en la aplicación, lo primero que hay que elegir es el método con el cual se resolverá el problema. En este caso hay dos opciones [32]:

- *Pressure Based*: toman el momento y la presión (o la corrección de la presión) como variables principales, mientras los algoritmos de acoplamiento presión-velocidad se obtienen reformulando la ecuación de continuidad. Para este modo de resolución se tienen dos algoritmos, bien *segregated solver*, que resuelve la corrección de la presión y el momento de forma secuencial, o bien *coupled solver*, que resuelve la presión y el momento simultáneamente.
- *Density Based*: las ecuaciones de continuidad, momento, energía y especies (si es necesario) se resuelven en forma vectorial resueltas en forma vectorial. La presión se obtiene mediante una ecuación de estado mientras que las ecuaciones escalares adicionales se resuelven de forma segregadas. Se puede ejecutar de modo implícito, Utiliza un método Gauss-Seidel / bloque simétrico Gauss-Seidel/método ILU para resolver las variables, o explícito, que utiliza un Runge-Kutta de varios pasos como método de integración temporal.

En este caso, se ha elegido un modo de resolución *Pressure Based*, con el método *coupled*.

Por su parte, para la modelización de la turbulencia hay las siguientes alternativas [33]:

- *Inviscid*: específico para flujo no viscoso.

- *Laminar*: específico para flujo laminar.
- *Spalart-Allmaras*: especifica que el flujo turbulento se calcula utilizando el modelo Spalart-Allmaras, que es un modelo relativamente sencillo de una sola ecuación que resuelve una ecuación de transporte modelada para la viscosidad cinemática de los remolinos (turbulenta).
- *K-epsilon*: utiliza un modelo de los tres disponibles de los  $k-\epsilon$ , Standard, RNG y Realizable, que utilizan el mismo modelo de transporte pero difieren en los modelos usados para el cálculo de la viscosidad turbulenta, el número de Prandtl turbulento que gobierna la difusión, y los términos de generación.
- *K-omega*: utiliza un modelo de los tres disponibles de los  $k-\omega$ , Standard, y SST, que utilizan el mismo modelo de transporte pero difieren en los modelos usados para el cambio gradual del modelo de capa límite y para la formulación de la viscosidad turbulenta.
- *Transition k-kl-omega*: sirve para predecir el desarrollo de la capa límite y calcular el inicio de la transición. Este modelo puede utilizarse para abordar eficazmente la transición de la capa límite de un régimen laminar a uno turbulento.
- *Transition SST*: se basa en el acoplamiento de las ecuaciones de transporte SST  $k-\omega$  con otras dos ecuaciones de transporte, una para la intermitencia y otra para el criterio de inicio de la transición, en términos de número de Reynolds de momento-espesor.
- *Reynolds Stress*: es el tipo de modelo de turbulencia más elaborado que proporciona ANSYS FLUENT. Abandonando la hipótesis de la viscosidad de remolino isotrópica, el RSM cierra las ecuaciones de Navier-Stokes promediadas por Reynolds resolviendo ecuaciones de transporte para las tensiones de Reynolds, junto con una ecuación para la tasa de disipación. Esto significa que se requieren cinco ecuaciones de transporte adicionales en flujos 2D, en comparación con siete ecuaciones de transporte adicionales resueltas en 3D.
- *Detached Eddy simulation*: los modelos RANS inestables se emplean en la capa límite, mientras que el tratamiento LES se aplica a las regiones separadas. La región del LES se asocia normalmente a la región turbulenta

del núcleo, donde las grandes escalas de turbulencia no permanente desempeñan un papel dominante.

- *Large Eddy simulation*: los flujos turbulentos se caracterizan por remolinos con una amplia gama de escalas de longitud y tiempo. Los remolinos más grandes suelen tener un tamaño comparable al de la longitud característica del flujo medio. Las escalas más pequeñas son responsables de la disipación de la energía cinética de la turbulencia.

En este caso, se ha elegido un modelo viscoso para el cálculo de Spalart-Allmaras, manteniendo los valores de las constantes por defecto, con una producción basada en la vorticidad, como se ve en la siguiente imagen.

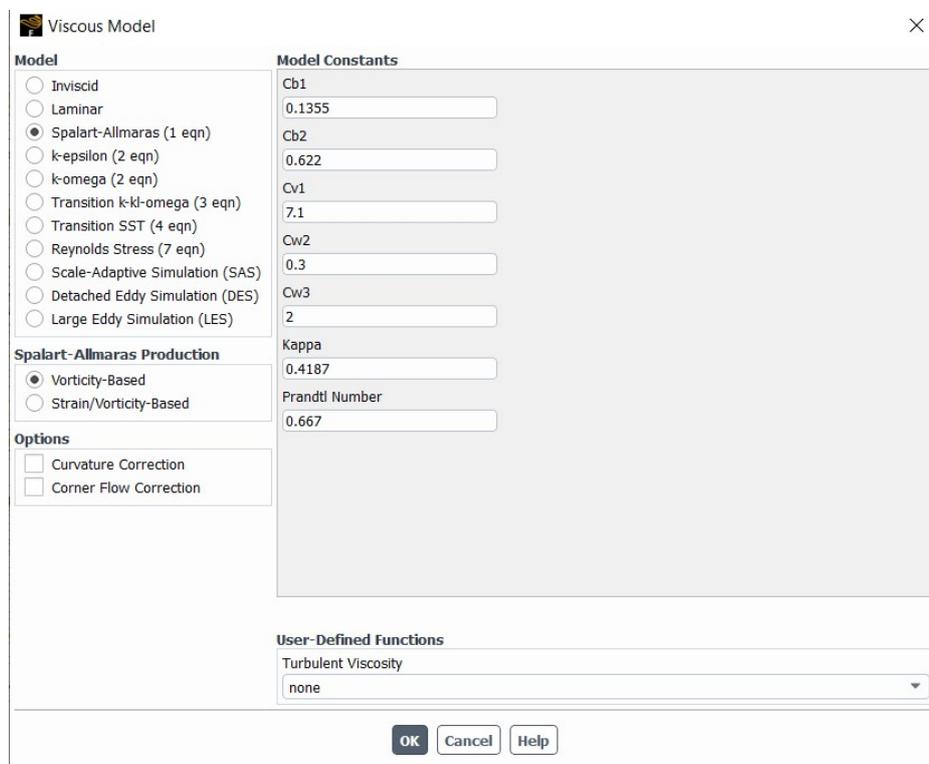


Figura 5.25. Modelo Spalart-Allmaras [Creación propia]

A continuación, se tiene que modificar el fluido que se utiliza, aire, para adaptar la densidad a la que hay en las condiciones de vuelo detalladas en el apartado 5.1, es decir, la densidad tendrá que ser  $\rho = 0,364 \text{ kg/m}^3$ .

Por otro lado, se tiene que modificar las condiciones de contorno tanto del inlet como del outlet para adaptarlo a las condiciones de contorno. En concreto, para el *inlet*, que se ha editado según su velocidad, se introduce según magnitud y

dirección. Importante recordar en este punto que el vuelo se considera de 0,8 Mach, es decir, unos 230 m/s, y con un ángulo de ataque de 6°, un valor estándar para un vuelo de crucero. Para el desglose en ejes se han utilizado estas expresiones:

$$U_x = U \cos \alpha \quad (5.16)$$

$$U_y = U \sin \alpha \quad (5.17)$$

Donde  $x$  es el eje en la dirección del viento, e  $y$  el perpendicular a la superficie hacia arriba. En este caso, por la localización del ala respecto a los ejes habrá que hacer algunas modificaciones que se especifican a continuación:

Magnitud	Valor
Velocity specification method	Magnitude and direction
Velocity magnitude	230 m/s
X-Component of flow direction	-0.9945218
Y-Component of flow direction	0
Z-Component of flow direction	-0.10453
Specification method	Turbulent viscosity ratio
Turbulent viscosity ratio	10

Tabla 5.16. Detalles *inlet* sin *winglet* [Creación propia]

En cuanto a la definición de la salida, *outlet*, se define por presión, tan solo modificando de los valores por defecto la presión manométrica, que se elige como la que está en el caso de vuelo detallado en el apartado 5.1, es decir, 22648,81 Pa. Los detalles se adjuntan en la tabla 5.17:

Magnitud	Valor
Backflow Reference Frame	Absolute
Gauge Pressure	22648,81 Pa
Pressure Profile Multiplier	1
Backflow Direction Specification Method	Normal to boundary
Backflow Pressure Specification	Total pressure
Specification method	Turbulent viscosity ratio
Turbulent viscosity ratio	10

Tabla 5.17. Detalles *outlet* sin *winglet* [Creación propia]

En cuanto a los valores de referencia, se han dejado los de la atmósfera estándar, ya que así el programa podrá saber cómo obtener la presión del problema a partir de la manométrica indicada y la de la atmósfera ISA.

Finalmente, en los métodos de resolución se elige el algoritmo de resolución, entre los que se tiene [33]:

- *Semi-Implicit Method for Pressure-Linked Equations (SIMPLE)*: utiliza una relación entre las correcciones de velocidad y presión para hacer cumplir la conservación de la masa y obtener el campo de presión
- *Coupled*: obtiene una implementación robusta y eficiente de una sola fase para flujos en estado estacionario, con un rendimiento superior en comparación con los esquemas de solución segregada. Este algoritmo está basado en la presión, y ofrece una alternativa al algoritmo segregado basado tanto en la densidad como en la presión con acoplamiento presión-velocidad de tipo SIMPLE. Para los flujos transitorios, el uso de este algoritmo es necesario cuando la calidad de la malla es pobre, o si se utilizan grandes pasos de tiempo.
- *SIMPLE-Consistent (SIMPLEC)*: el procedimiento SIMPLEC es similar al procedimiento SIMPLE descrito anteriormente, donde la única diferencia radica en la expresión utilizada para la corrección del flujo.
- *Pressure-implicit*
- *Fractional Step Method (FSM)*: las ecuaciones de momento se desacoplan de la ecuación de continuidad mediante una técnica matemática denominada división de operadores o factorización aproximada. El algoritmo de solución resultante es similar a los algoritmos de solución segregada

En este caso, se ha elegido el método Coupled, ya que así se garantiza que independientemente de los pasos de tiempo que el programa elija, la solución será suficientemente buena.

En cuanto a los métodos de discretización espacial, que se utilizan para las ecuaciones de modelado de las celdas y sus flujos, se tiene [33]:

- *First Order Upwind Scheme*: cuando se desea una precisión de primer orden, las cantidades en las caras de la celda se determinan asumiendo que los valores del centro de la celda de cualquier variable de campo

representan un valor medio de la celda y se mantienen en toda la celda; las cantidades de la cara son idénticas a las cantidades de la celda

- *Central Differencing Scheme*: cuando se utiliza el modelo de turbulencia LES, se dispone de un esquema de discretización de segundo orden para las ecuaciones de momento.
- *Power Law Scheme*: interpola el valor de cara de una variable utilizando la solución exacta de una ecuación de convección-difusión unidimensional
- *Second Order Upwind*: cuando se desea una precisión de segundo orden, las cantidades en las caras de las celdas se calculan utilizando un enfoque de reconstrucción lineal multidimensional; en este enfoque, la precisión de orden superior se consigue en las caras de las celdas mediante una expansión en serie de Taylor de la solución centrada en la celda alrededor del centroide de la celda
- *QUICK*: se utiliza para mallas cuadriláteras y hexaédricas, en las que pueden identificarse caras y celdas únicas aguas arriba y aguas abajo, basándose en una media ponderada de interpolaciones de segundo orden y centrales de la variable.

Teniendo en cuenta que mayor orden indica mayor exactitud pero a la vez un mayor tiempo computacional y menor estabilidad y convergencia más lenta de la solución [34], se ha empezado el cálculo con un *First Order Upwind* que posteriormente se ha cambiado a *Second Order Upwind*, consiguiendo una solución de compromiso entre estabilidad del modelo y precisión de los resultados.

Por otro lado, para los gradientes de las variables se tiene [33]:

- *Green-Gauss Cell-Based*
- *Green-Gauss Node-Based*
- *Least Squares Cell-Based*

Se ha elegido esta última opción por ser apropiado para cualquier tipo de régimen, además de ser el óptimo a nivel computacional.

En cuanto al control de la convergencia, se puede elegir entre el número de *Courant*, que es el intervalo de tiempo que se divide entre la residencia en un volumen de control definido, o el caso *Pseudo-Transient*, que calcula

automáticamente tanto las velocidades como las dimensiones del control del volumen, por lo que se elige esta última opción.

En la siguiente imagen se observa una captura de esta pestaña en la aplicación, teniendo en cuenta que tanto el momento como el modelo de viscosidad turbulenta fueron modificados a *Second Order Upwind* una vez se vea convergencia de los resultados.

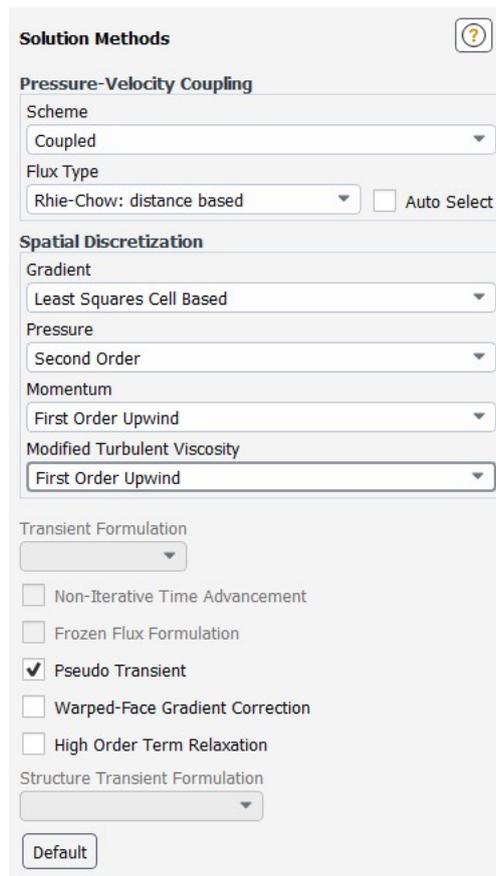


Figura 5.26. Método de resolución sin *winglet* [Creación propia]

Tras esto, se realiza una inicialización de tipo híbrida, que se observa convergencia (calcula los valores de condiciones iniciales del problema, y ha de ser menor de  $10^{-7}$ ). Finalmente, se procede con el cálculo en el comando *Run Calculation*. En la siguiente figura se ven los valores residuales obtenidos para este caso, donde alrededor de la iteración 36 se cambió el modelo de resolución del de primer orden al de segundo, necesitando un total aproximado de 78 iteraciones para converger en un resultado.

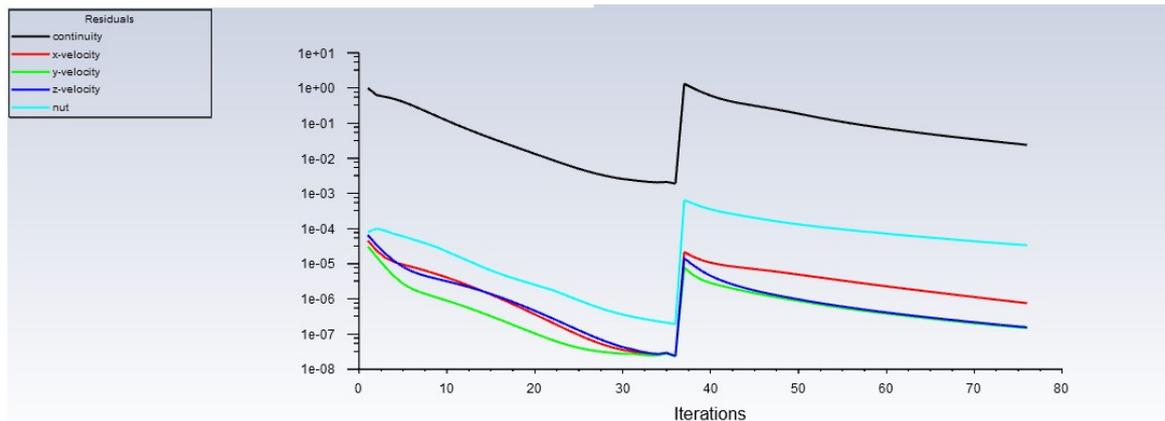


Figura 5.27. Residuales para la solución sin *winglet* [Creación propia]

### 5.4.2. Con winglet

Después de detallar el proceso de *Set up* del caso del ala con *winglet*, se procede a hacer el mismo análisis con *winglet*, pero obviando algunos conceptos más teóricos ya mencionados y explicados en el epígrafe anterior.

De nuevo se ha elegido un modo de resolución *Pressure Based*, con el método *coupled*, con un modelo viscoso para el cálculo de *Spalart-Allmaras*, manteniendo los valores de las constantes por defecto, con una producción basada en la vorticidad, como se veía en la imagen 5.25. El aire también se ha adaptado, como fluido, a lo detallado en el apartado 5.1 en cuanto a los valores de densidad para el vuelo,  $\rho = 0,364 \text{ kg/m}^3$ .

De nuevo hay que adaptar las condiciones tanto del inlet como del outlet para las condiciones de contorno del mismo modo del apartado anterior, es decir, para las condiciones de vuelo indicadas en el apartado 5.1, es decir, 0,8 Mach y ángulo de ataque de 6°, y con ayuda de las ecuaciones 5.16 y 5.17 se han obtenido los siguientes valores para *inlet*, adaptando de nuevo esas ecuaciones para la disposición de la geometría y ejes de este caso concreto:

Magnitud	Valor
Velocity specification method	Magnitude and direction
Velocity magnitude	230 m/s
X-Component of flow direction	-0.9945218
Y-Component of flow direction	0
Z-Component of flow direction	0.10453
Specification method	Turbulent viscosity ratio
Turbulent viscosity ratio	10

Tabla 5.18. Detalles *inlet* con *winglet* [Creación propia]

En cuanto a la definición de la salida, *outlet*, se define por presión, del mismo modo que en apartado anterior, cuyos detalles se adjuntan en la tabla 5.19:

Magnitud	Valor
Backflow Reference Frame	Absolute
Gauge Pressure	22648,81 Pa
Pressure Profile Multiplier	1
Backflow Direction Specification Method	Normal to boundary
Backflow Pressure Specification	Total pressure
Specification method	Turbulent viscosity ratio
Turbulent viscosity ratio	10

Tabla 5.19. Detalles *outlet* con *winglet* [Creación propia]

En cuanto a los valores de referencia, se han dejado los de la atmósfera estándar, ya que así el programa podrá saber cómo obtener la presión del problema a partir de la manométrica indicada y la de la atmósfera ISA.

Finalmente, el algoritmo de resolución elegido es *Coupled*, pues asegura buena solución con independencia de los pasos de tiempo que se elijan para su resolución. El método de discretización espacial será, al igual que en el apartado anterior, primero *First Order Upwind* y después, tras la convergencia del primer método, *Second Order Upwind*.

Además, como medida de gradiente de las variables, se elige de nuevo *Least Squares Cell-Based*, que se ha elegido por ser apropiado para cualquier tipo de régimen, además de ser el óptimo a nivel computacional. En cuanto al control de la convergencia, se elige de nuevo *Pseudo-Transient*, que calcula automáticamente tanto las velocidades como las dimensiones del control del volumen.

En la siguiente imagen se observa una captura de esta pestaña en la aplicación, teniendo en cuenta que tanto el momento como el modelo de viscosidad turbulenta fueron modificados a *Second Order Upwind* una vez se vea convergencia de los resultados.

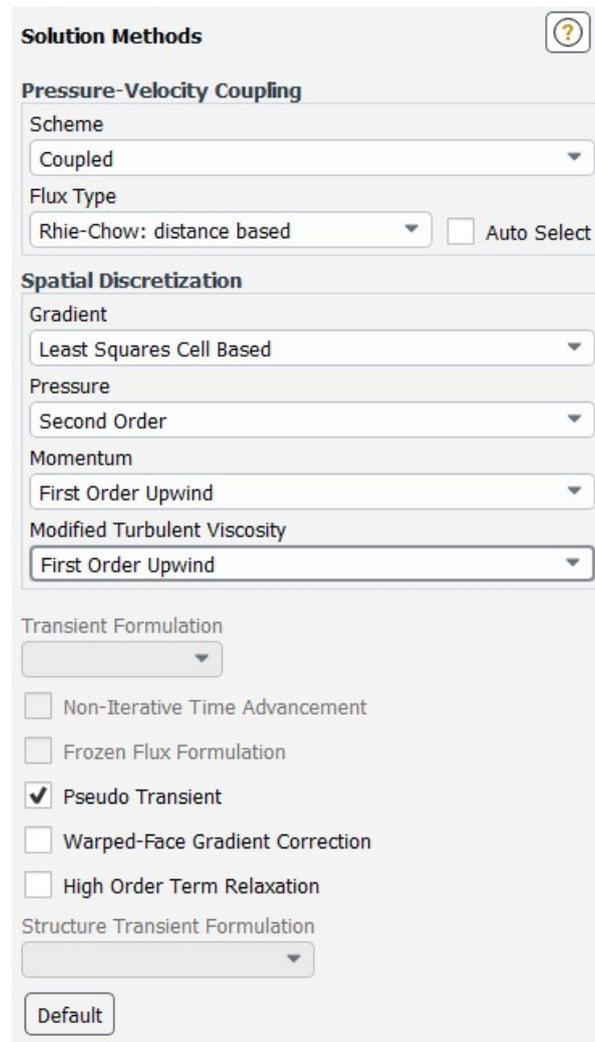


Figura 5.28. Método de resolución con *winglet* [Creación propia]

Tras esto, se realiza una inicialización de tipo híbrida, que se observa convergencia (calcula los valores de condiciones iniciales del problema, y ha de ser menor de  $10^{-7}$ ). Finalmente, se procede con el cálculo en el comando *Run Calculation*. En la siguiente figura se ven los valores residuales obtenidos para este caso, donde alrededor de la iteración 36 se cambió el modelo de resolución del de primer orden al de segundo, necesitando un total aproximado de 78 iteraciones para converger en un resultado.

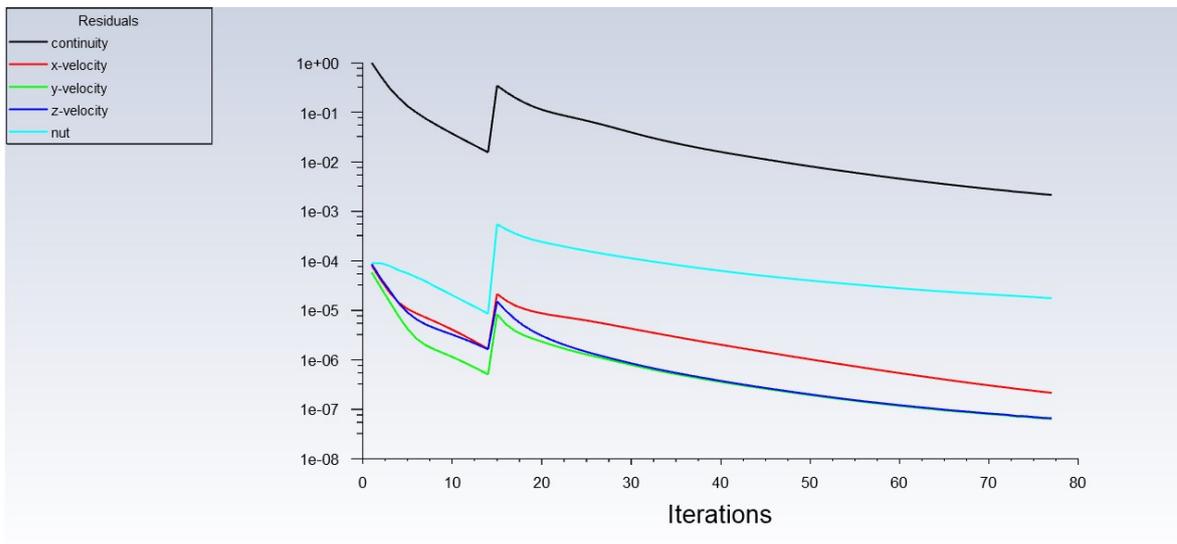


Figura 5.29. Residuales para la solución con *winglet* [Creación propia]

# 6. Resultados

Tras la ejecución de los cálculos, se procede a obtener algunos resultados que se consideran importantes para analizar estos dos casos concretos y poder así compararlos, determinando la utilidad, o no, del uso del winglet. Para ello, se van a recoger los datos de los contornos de presión, tanto dinámica como estática, y los de velocidad en los siguientes planos paralelos al eje de la cuerda del perfil, midiendo las distancias a partir del plano de simetría, es decir, el lado “plano” del volumen de control (ver figuras 5.3 y 5.5)

- Raíz
- 5 m
- 10 m
- Punta (16,8 m)

## 6.1. CONTORNOS DE PRESIÓN

Dentro de los contornos de presión elegidos, se han obtenido tanto los de estática como los de dinámica. Se recogen en los dos siguientes subapartados, de modo que se compara para cada plano de estudio la distribución en el caso sin winglet y posteriormente en el caso sin él.

### 6.1.1. Presión estática

Tal y como se comentó anteriormente, se adjuntan imágenes de los contornos de presión estática para los casos de raíz del ala, a 5 y 10 m de ella, y en la punta.

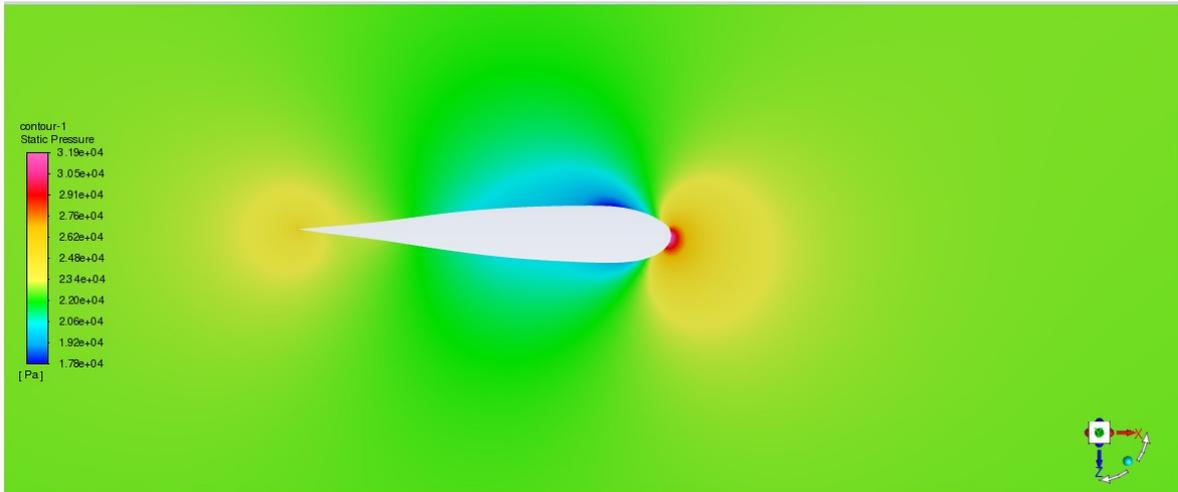


Figura 6.1. Distribución de presión estática sin *winglet* en la raíz [Creación propia]

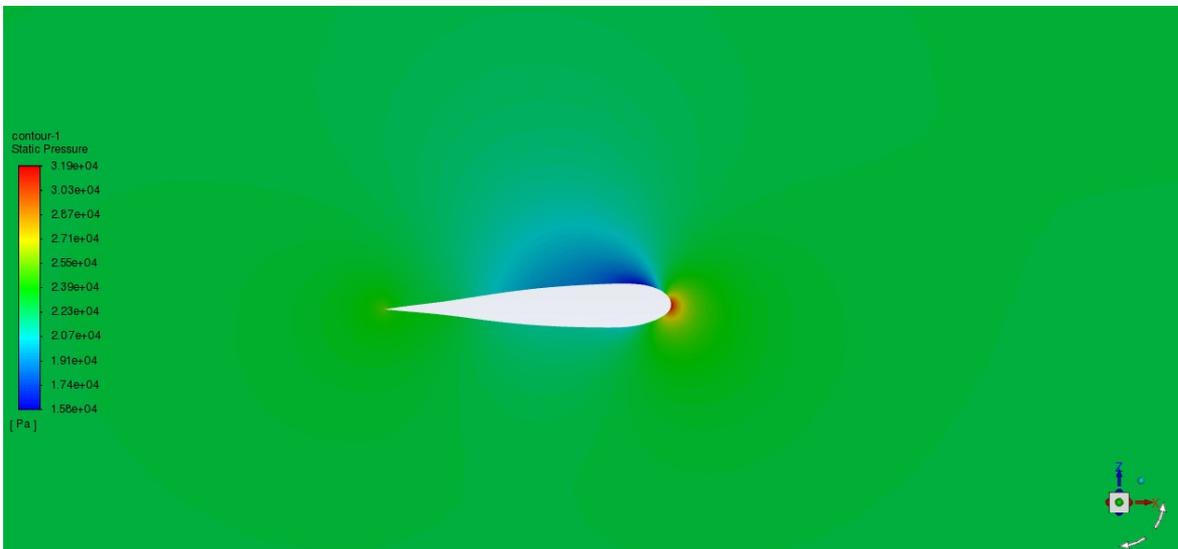


Figura 6.2. Distribución de presión estática con *winglet* en la raíz [Creación propia]

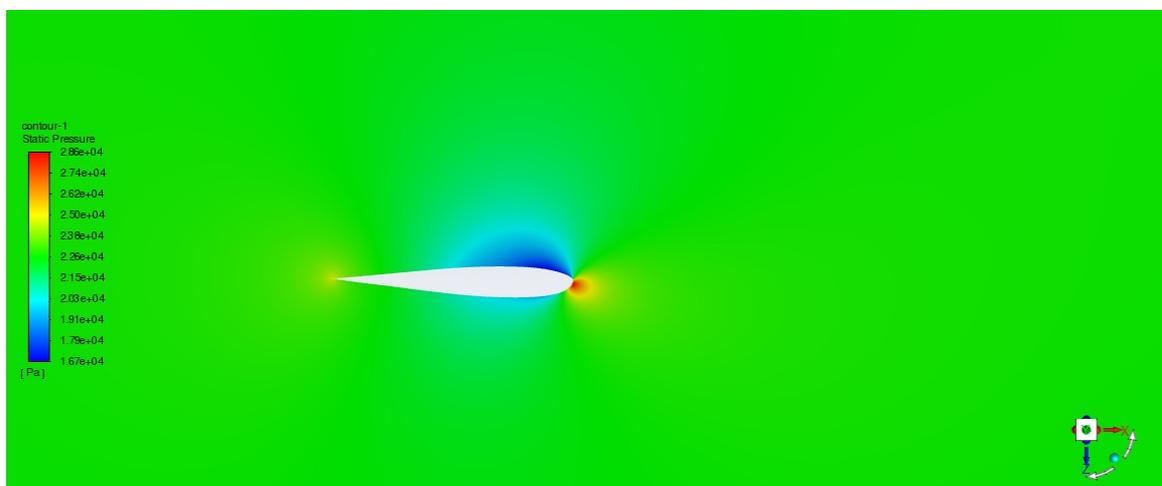


Figura 6.3. Distribución de presión estática sin *winglet* a 5 m [Creación propia]

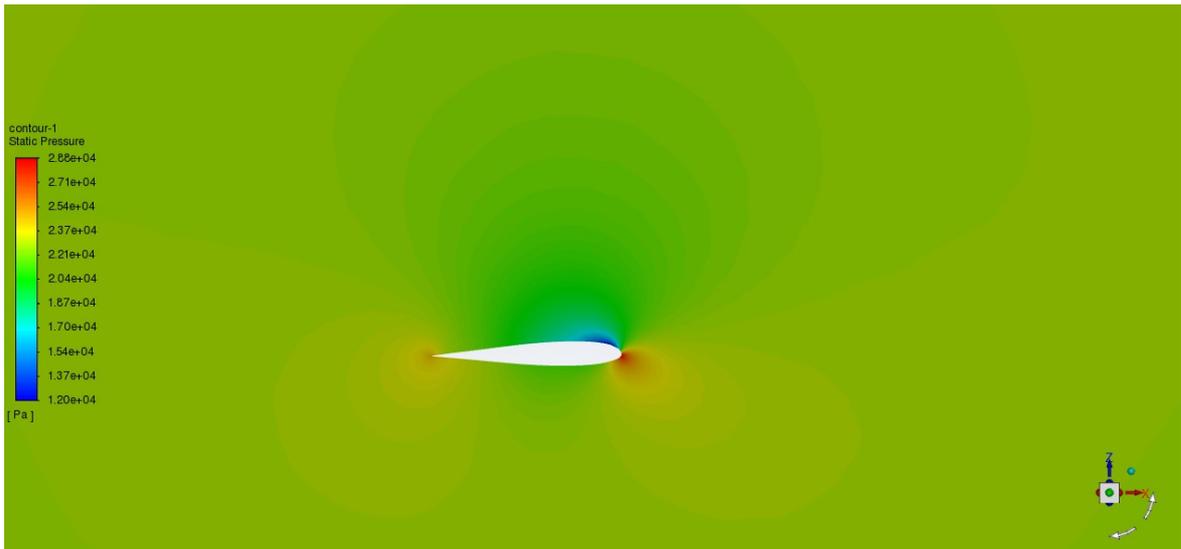


Figura 6.4. Distribución de presión estática con *winglet* a 5 m [Creación propia]

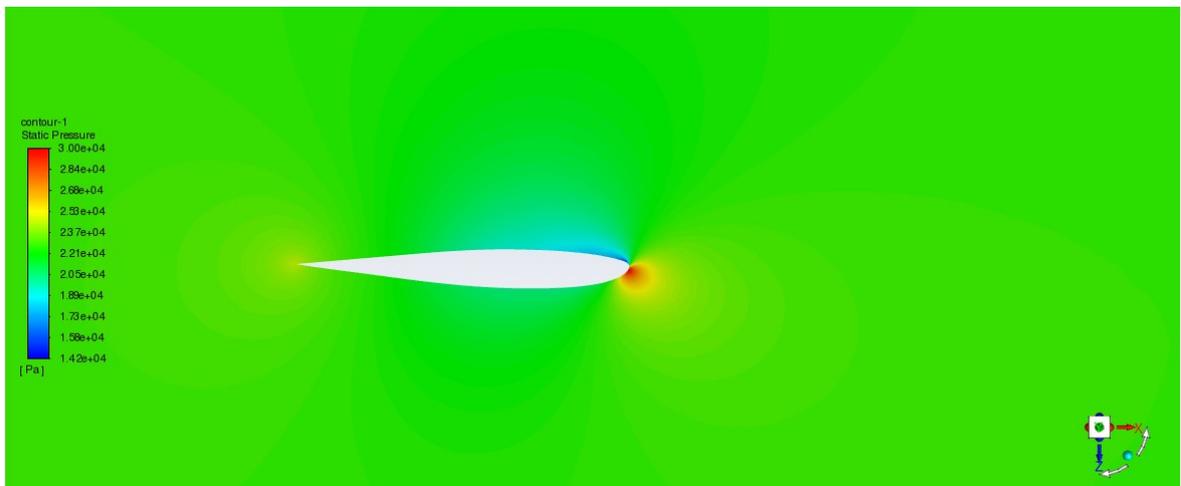


Figura 6.5. Distribución de presión estática sin *winglet* a 10 m [Creación propia]

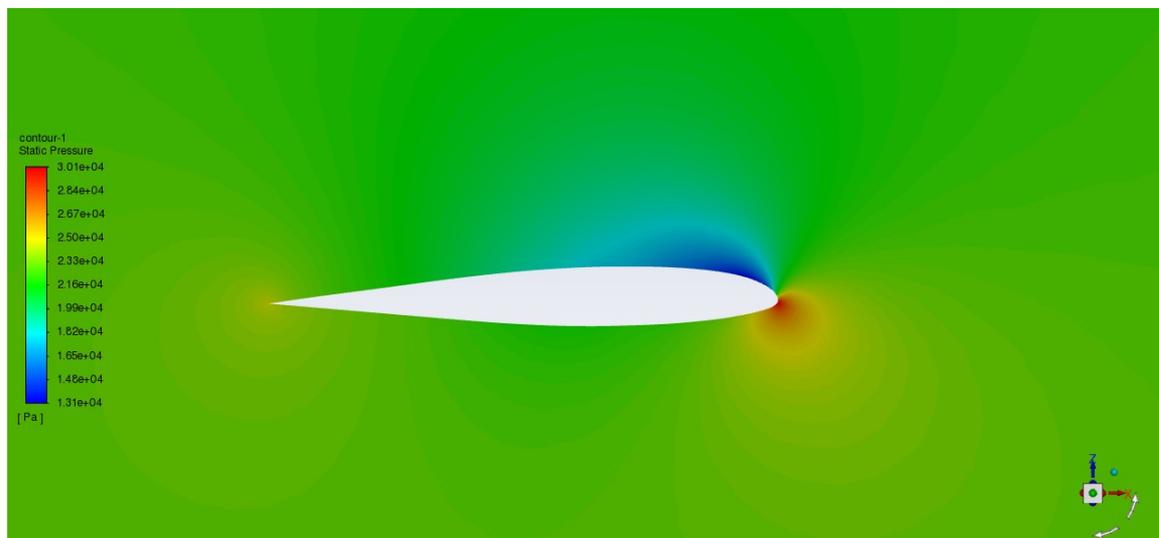


Figura 6.6. Distribución de presión estática con *winglet* a 10 m [Creación propia]

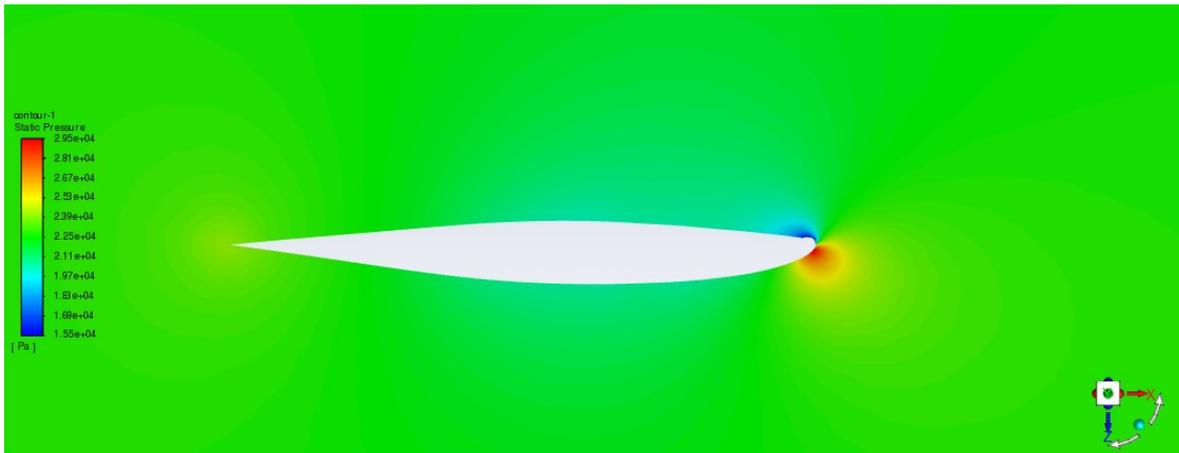


Figura 6.7. Distribución de presión estática sin *winglet* en la punta [Creación propia]

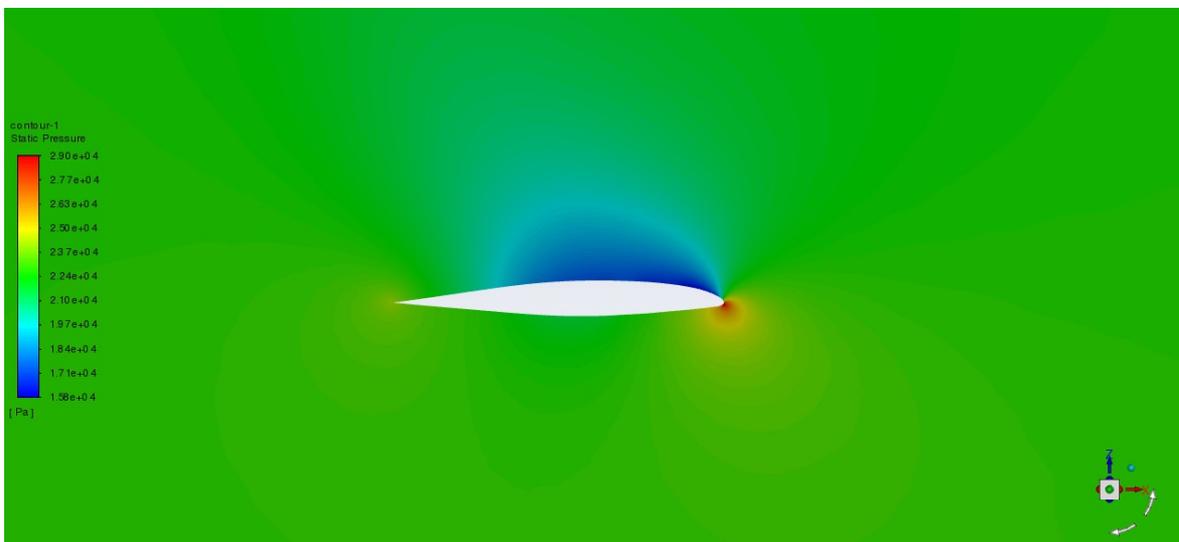


Figura 6.8. Distribución de presión estática con *winglet* en la punta [Creación propia]

Se observa que para cada par de parejas se cumple que las presiones son menores en la parte superior, intradós, que en la parte inferior, extradós, por lo que el modelo cumple la ecuación de Bernoulli en cuanto a presiones estáticas, correspondiéndose la distribución de las presiones con una forma similar a la teórica que se ve en la figura 2.14.

### 6.1.2. Presión dinámica

En este apartado se analiza cómo evoluciona la presión dinámica a lo largo del perfil para cada plano de simetría analizado en comparación dos a dos del caso sin *winglet* y con él. El objetivo sería analizar la diferencia de comportamiento de las presiones dinámicas.

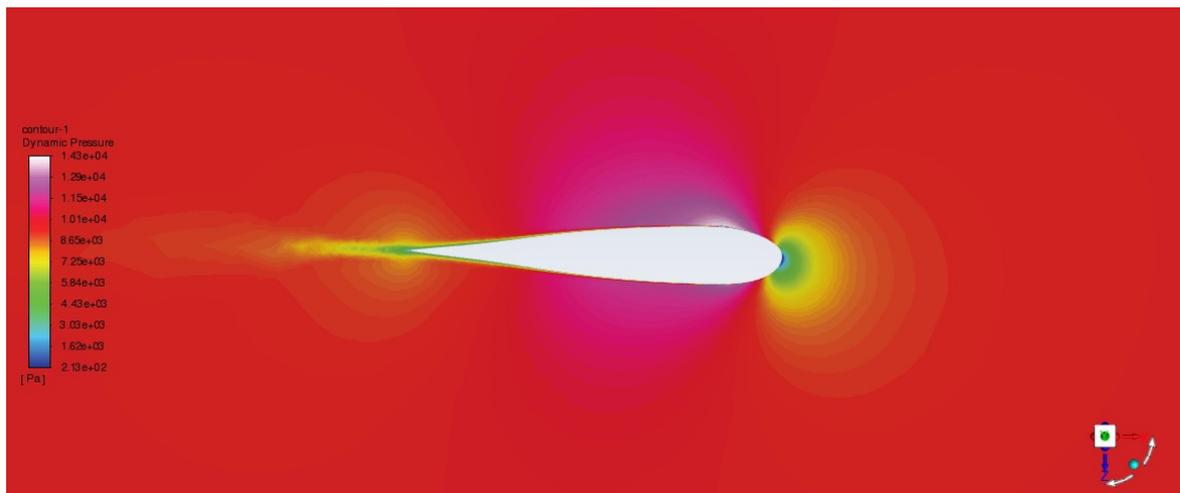


Figura 6.9. Distribución de presión dinámica sin *winglet* en la raíz [Creación propia]

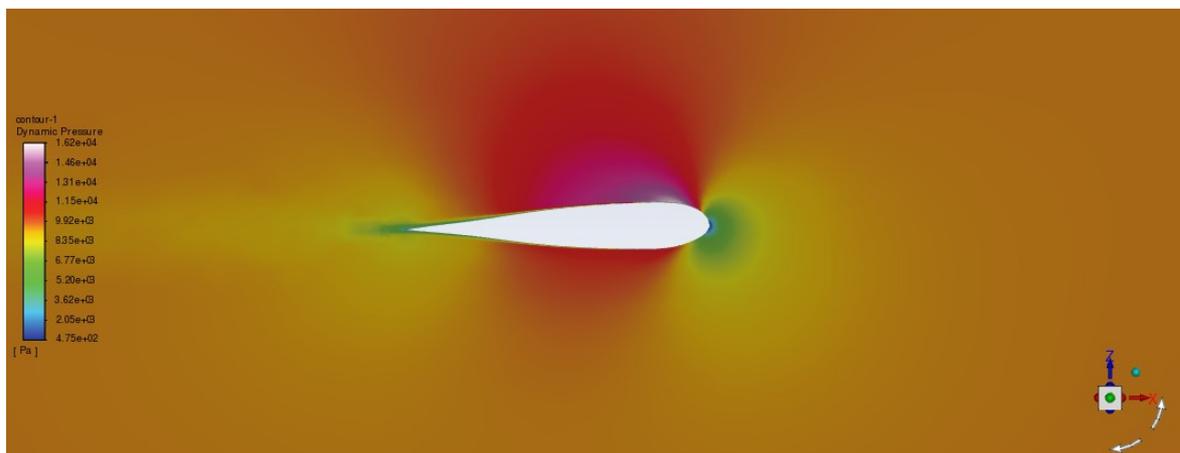


Figura 6.10. Distribución de presión dinámica con *winglet* en la raíz [Creación propia]

En esta primera pareja de perfiles, que cumplen que la presión dinámica en el intradós es mayor que la del extradós, confirmando lo expuesto en el apartado 2, se observa cómo la estela formada por el ala con *winglet* no solo es menor sino

que además es a menores presiones, ya que tiene mayor zona de color verde, que supone menores presiones que el color amarillo según la leyenda de colores. Por su parte, la forma de la distribución de presiones en el borde de ataque es bastante similar, y el punto de estancamiento está ligeramente hacia abajo debido al ángulo de ataque del vuelo, 6°.

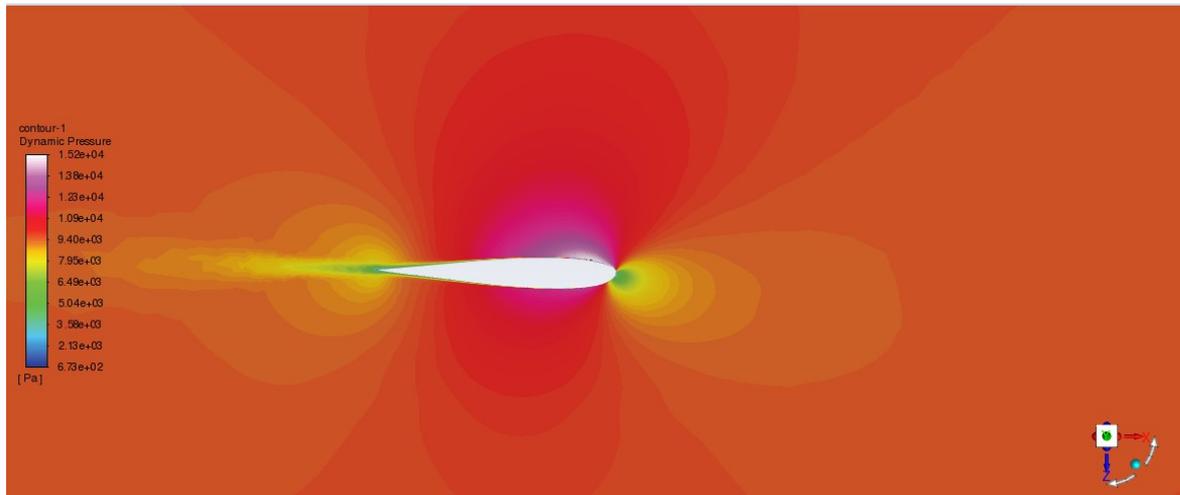


Figura 6.11. Distribución de presión dinámica sin *winglet* a 5 m [Creación propia]

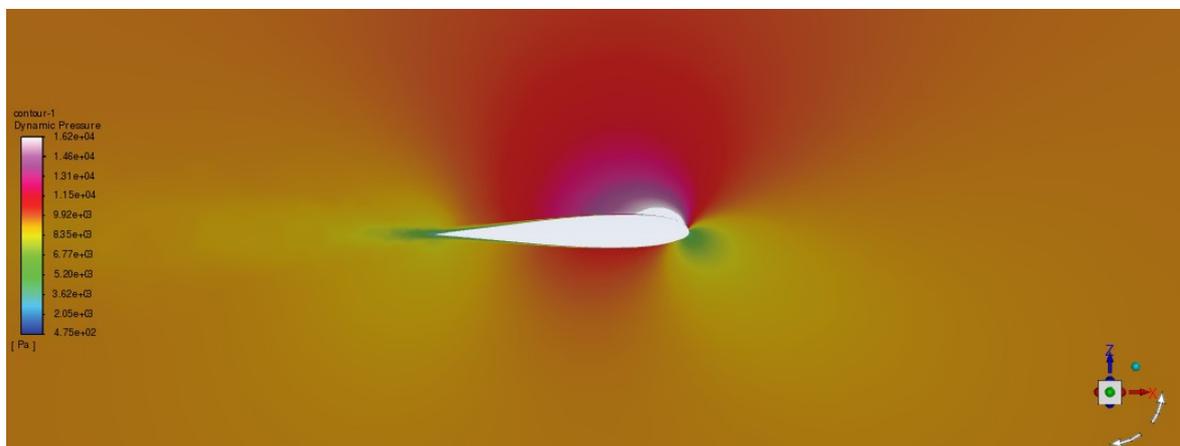


Figura 6.12. Distribución de presión dinámica con *winglet* a 5 m [Creación propia]

En esta pareja de perfiles, situados a 5 m del perfil de simetría del ala, se observa que de nuevo la estela formada para el caso sin *winglet* es mayor, siendo de nuevo superior la presión dinámica en el intradós que en el extradós para ambos casos.

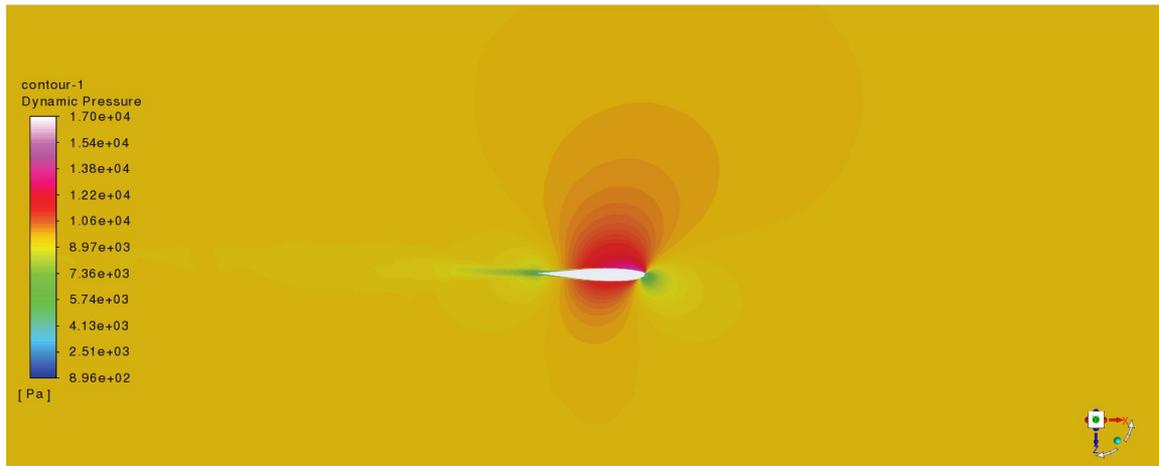


Figura 6.13. Distribución de presión dinámica sin *winglet* a 10 m [Creación propia]

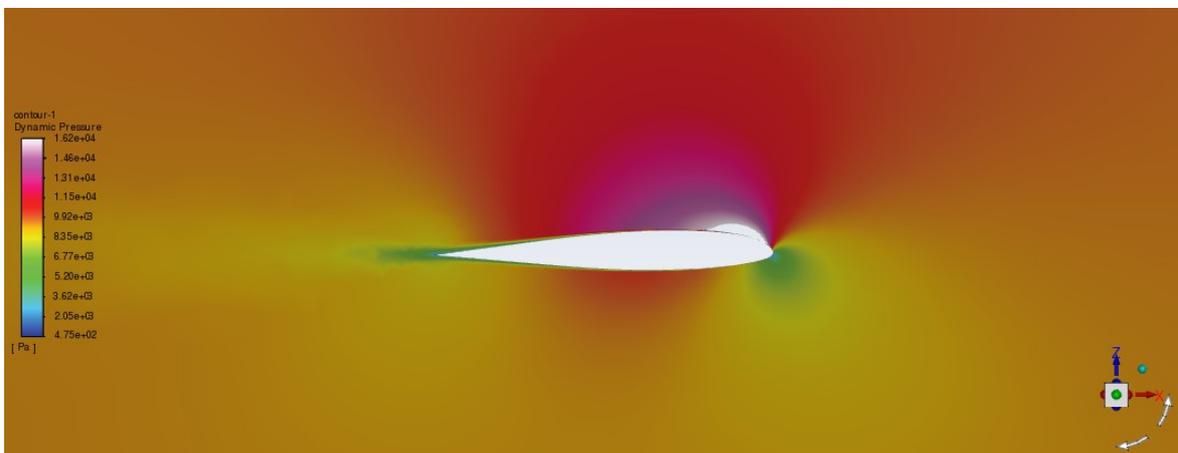


Figura 6.14. Distribución de presión dinámica con *winglet* a 10 m [Creación propia]

De nuevo para el caso del plano del contorno de presiones a 10 m del eje de simetría, la presión dinámica del extradós es menor que la del intradós, generando menor estela y de menores presiones el caso del ala sin *winglet*.

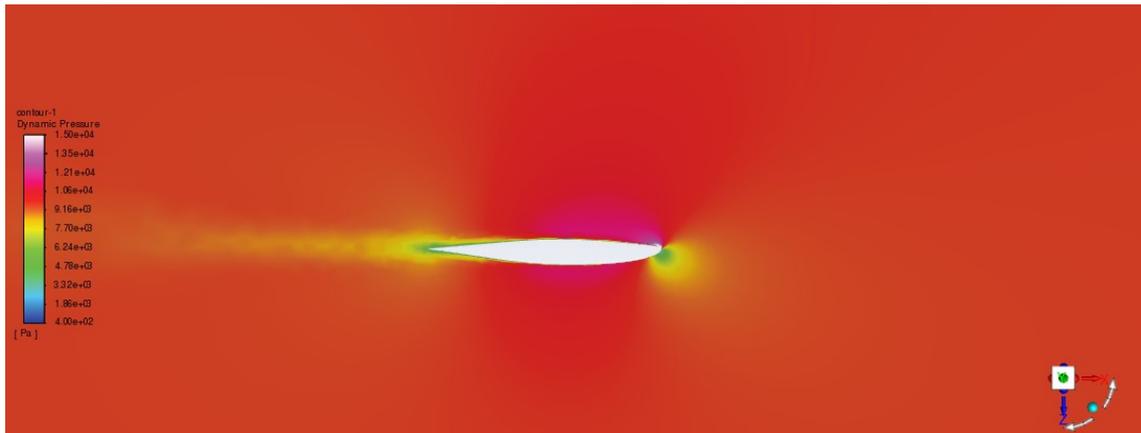


Figura 6.15. Distribución de presión dinámica sin *winglet* en la punta [Creación propia]

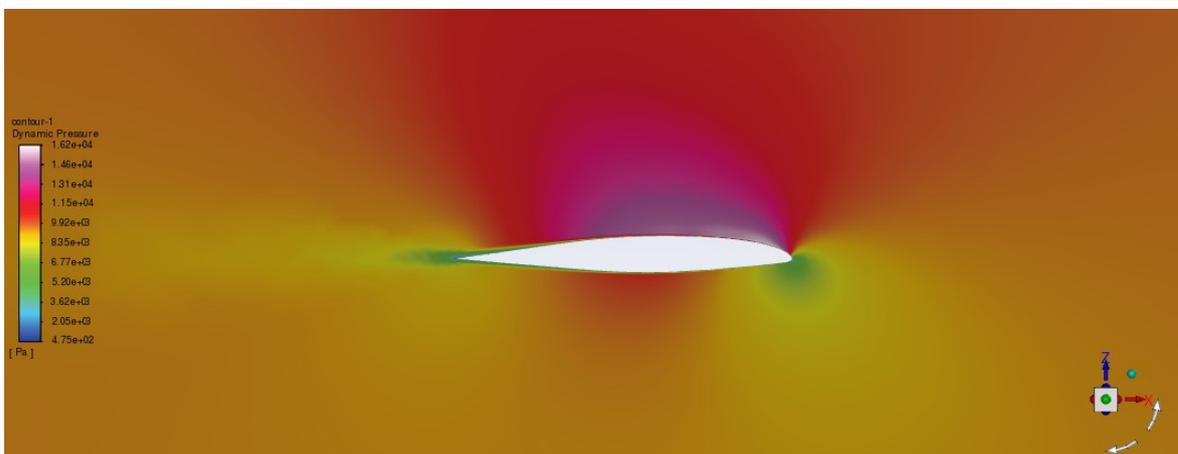


Figura 6.16. Distribución de presión dinámica con *winglet* en la punta [Creación propia]

Finalmente se observa de nuevo que la presión dinámica para el caso de estudio de plano de simetría situado en la punta cumple todo lo indicado anteriormente: presiones mayores en intradós que en extradós, con menor estela en el caso con *winglet* que en el que no lo tiene.

Importante reseñar aquí que la presión dinámica y la velocidad, cuyos resultados se estudian en el siguiente apartado, son conceptos que van de la mano, por lo que se prevé que los resultados en el caso de los contornos de velocidad sean, cuanto menos, “paralelos” a estos. Ambos indican el orden del número de Reynolds, por lo que se puede obtener de estos resultados de la distribución dinámica que el número de Reynolds es superior en el borde de salida para el caso sin *winglet* que para el caso con *winglet*, por lo que se puede concluir que se

producen desprendimientos de la capa límite antes en el caso sin *winglet* que con él.

## 6.2. CONTORNOS DE VELOCIDAD

Con los contornos de velocidad se pretende comprobar que la teoría expuesta en el apartado 2 en lo relativo a la ecuación de Bernoulli es correcta. Además se analiza especialmente la distribución de velocidades en el borde de salida en el plano de simetría de la punta, ya que será una manera de analizar los torbellinos de los que se explicó su origen en el apartado 2.

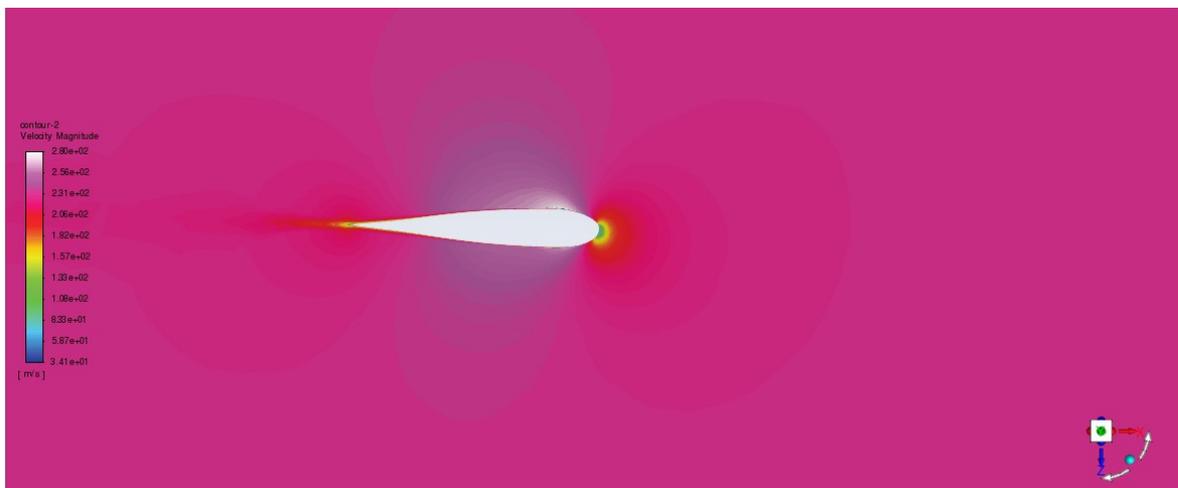


Figura 6.17. Distribución de velocidades sin *winglet* en la raíz [Creación propia]

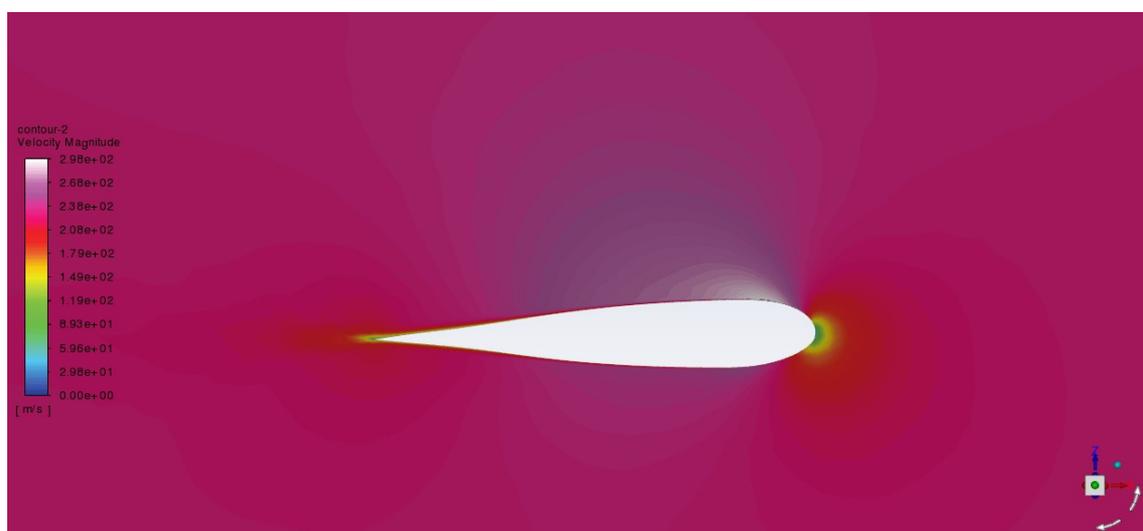


Figura 6.18. Distribución de velocidades con *winglet* en la raíz [Creación propia]

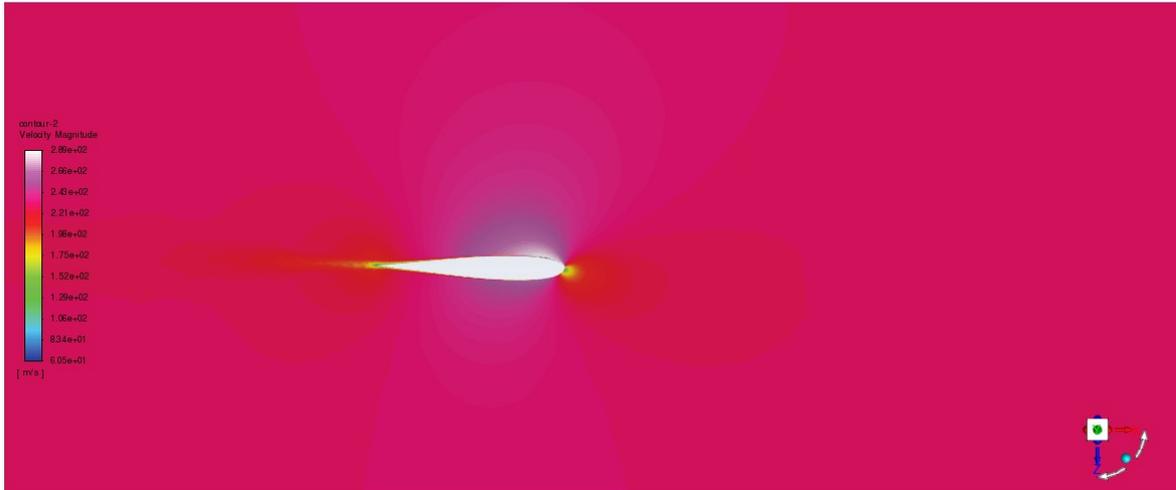


Figura 6.19. Distribución de velocidades sin *winglet* a 5 m [Creación propia]

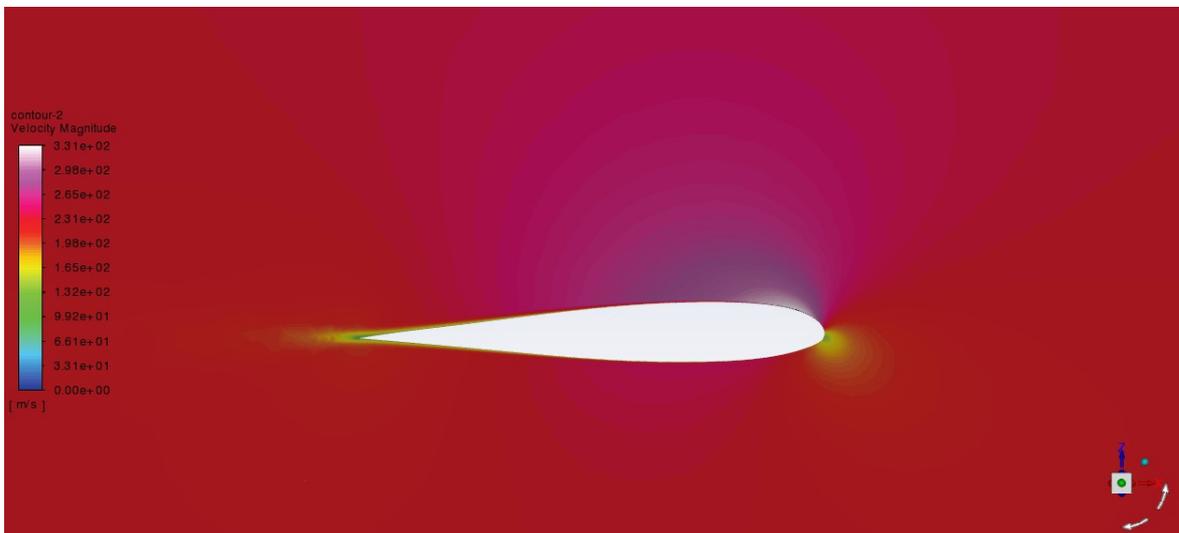


Figura 6.20. Distribución de velocidades con *winglet* a 5 m [Creación propia]

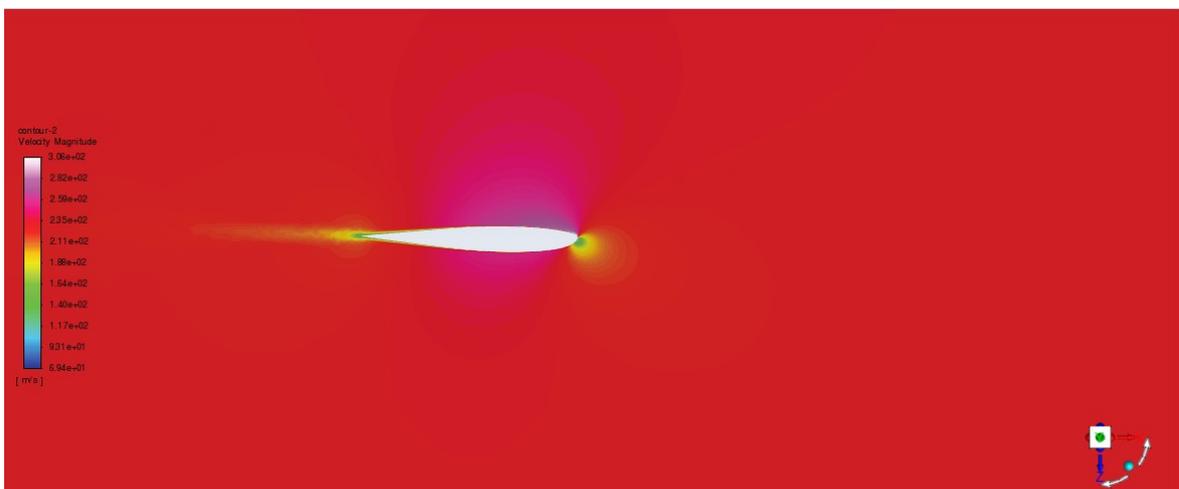


Figura 6.21. Distribución de velocidades sin *winglet* a 10 m [Creación propia]

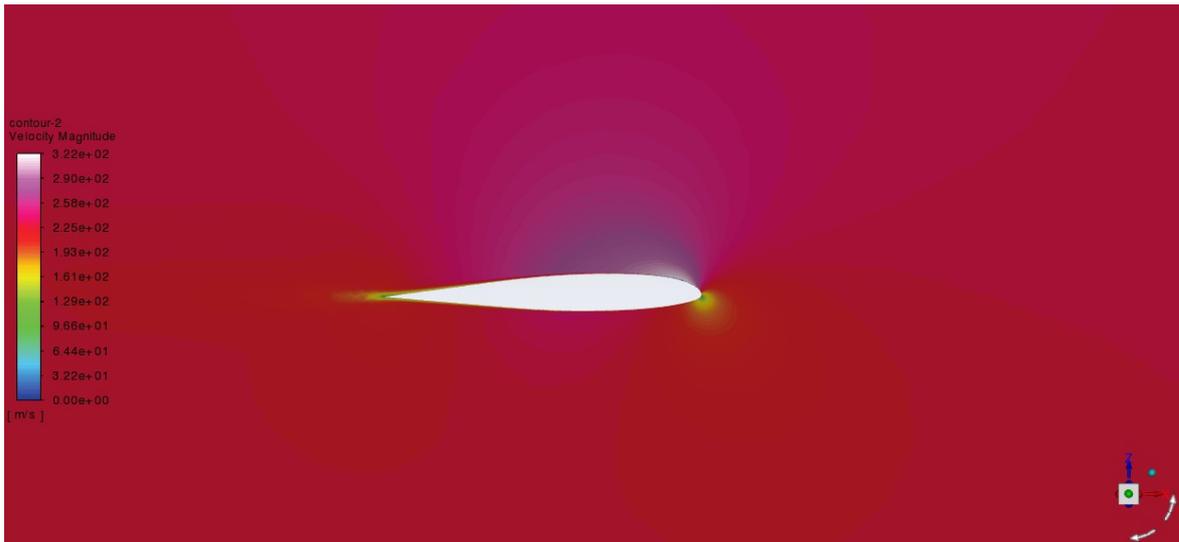


Figura 6.22. Distribución de velocidades con *winglet* a 10 m [Creación propia]

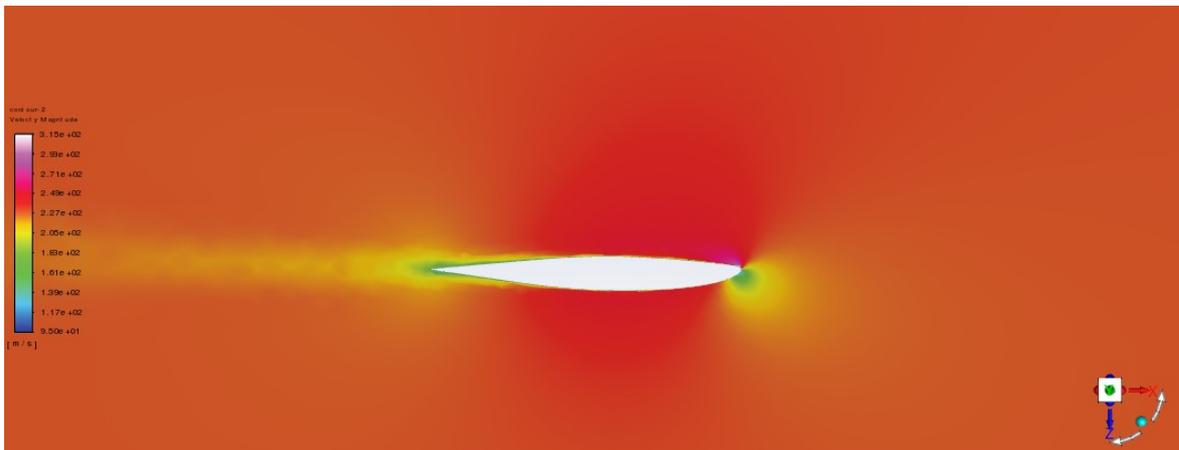


Figura 6.23. Distribución de velocidades sin *winglet* en la punta [Creación propia]

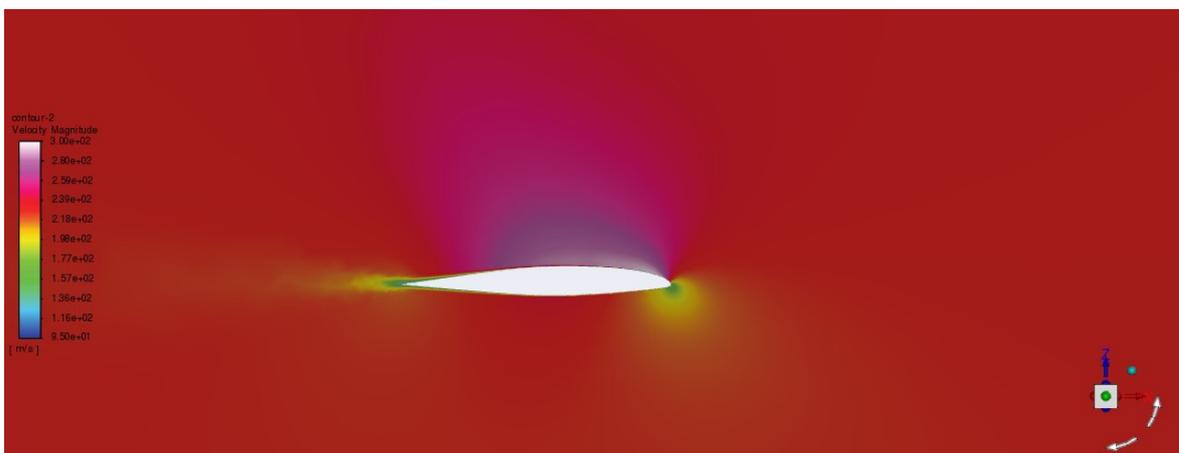


Figura 6.24. Distribución de velocidades con *winglet* en la punta [Creación propia]

En este caso, para los planos de simetría en raíz, a 5 y 10 m de ésta, no se observan grandes diferencias. Sin embargo, la diferencia es bastante evidente en el caso del plano de simetría en la punta, donde se observa que, para el caso sin *winglet*, el flujo comienza a desprenderse un poco después de la mitad del perfil alar, mientras que en el caso con *winglet* este desprendimiento se observa prácticamente en el borde de salida. Además, el grosor de esta estela, que serían los torbellinos o vórtices del apartado 2, de la figura 6.23 es bastante superior a la de la 6.24.

### 6.3. DESPRENDIMIENTO PUNTA DE ALA

Es importante reseñar en este punto que la versión con la que se ha trabajado de Ansys R21 no permite la obtención de las líneas de flujo, o *streamlines*, que permitirían ver el recorrido de cada línea de flujo según la velocidad, y en el cual se podría observar los torbellinos con toda claridad. Por eso, se ha buscado otra forma que, si bien no es tan clara, sí permite visualizar este concepto de otro modo, y es a través de los desprendimientos en punta de ala con la función *Swirling strength*.

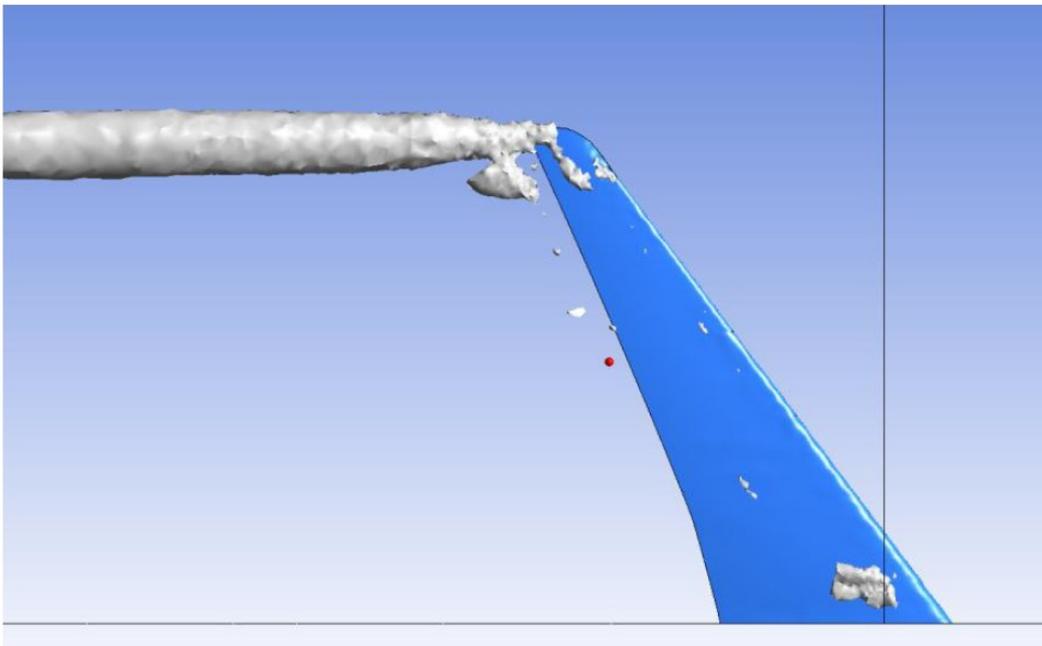


Figura 6.25. *Swirling strength* en la punta para ala sin *winglet* [Creación propia]

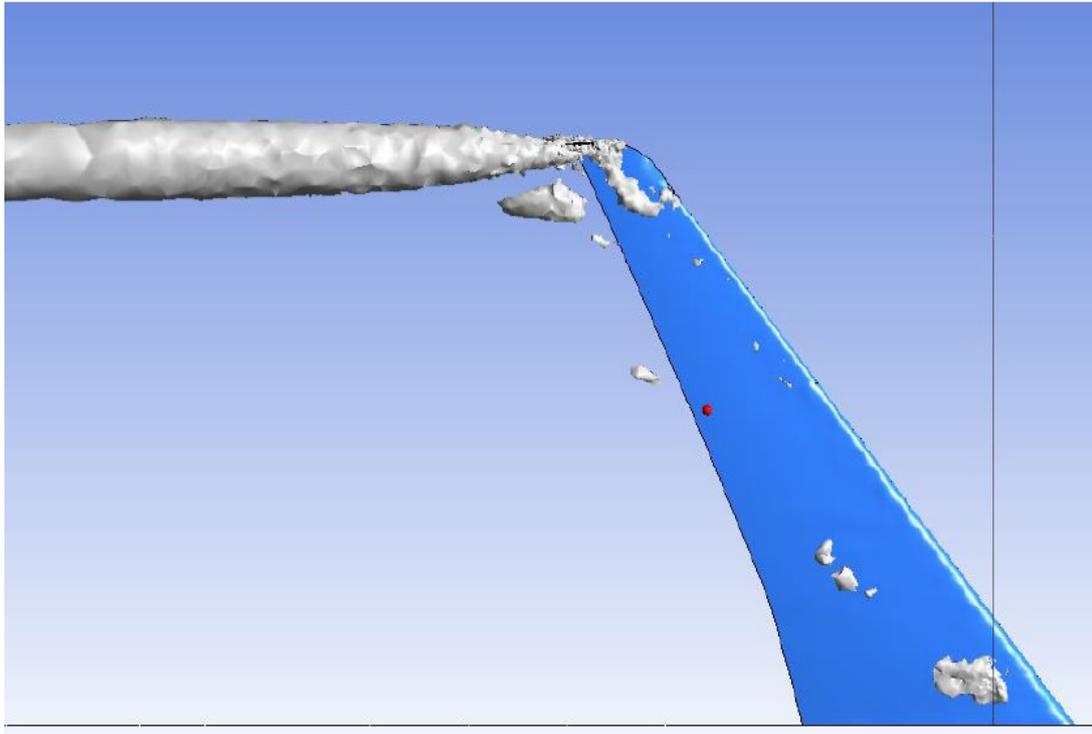


Figura 6.26. *Swirling strength* en la punta para ala con *winglet* [Creación propia]

Se observa que en la zona de la punta alar de la figura 6.25 el flujo tiene mayor grosor, mientras que en la figura 6.26 se observa un menor grosor de este flujo en la zona que justo sale del ala. Esto demuestra que los *winglet* permiten reducir los torbellinos o vórtices en puntas de ala.

## 7. Conclusiones

En este trabajo se han podido concluir lo siguiente:

- La teoría de Bernoulli, en su forma de ecuación, se cumple para una distribución alar concreta, tanto en presión como en velocidad, utilizando una herramienta de resolución numérica computacional
- Los perfiles alares, para generar sustentación, tienen que tener menores presiones estáticas en su parte superior (intradós) que en la parte inferior (extradós); la relación de presiones dinámicas es inversamente proporcional a las estáticas
- En la generación de sustentación, la magnitud de la velocidad es mayor en el intradós que en el extradós
- La generación de torbellinos en punta de ala se puede reducir con la introducción de un dispositivo alar tipo *winglet*, que evite que la depresión del intradós respecto del extradós provoque una redirección del flujo hacia arriba por la parte exterior, ya que este dispositivo hace las veces de “pared” para evitar dicha recirculación

## 8. Hitos futuros

A partir de las conclusiones y resultados aquí obtenidos, este trabajo se puede ampliar en las siguientes líneas de investigación:

- Con la solución obtenida en Ansys, se podría realizar un estudio a nivel cuantitativo de la generación de resistencia inducida
- Estudiar cómo afecta de un modo analítico los torbellinos generados en los consumos en despegue, aterrizaje y ruta.
- Realizar el mismo estudio para varios ángulos de ataque y condiciones de vuelo, como variaciones de velocidad, altitud o condiciones climatológicas
- Probar diferentes modificaciones alares para conseguir una mejora de la eficiencia óptima

# 9. Anexos

## 9.1. ANEXO 1: ESPECIFICACIONES TÉCNICAS BOEING 737

Family	Original's		Classic's			NG's				MAX's				
Series	100	200 Adv	300	400	500	600	700	800	900ER	MAX-7	MAX-7X	MAX-8	MAX-200	MAX-9
<b>Production:</b>														
First flight	9 Apr 1967	8 Aug 1967	24 Feb 1984	19 Feb 1988	30 Jun 1989	22 Jan 1998	9 Feb 1997	31 Jul 1997	3 Aug 2000	2017	2017	29 Jan 2016	2018	13 Apr 2017
First delivery	28 Dec 1967	29 Dec 1967	28 Nov 1984	15 Sep 1988	28 Feb 1990	18 Sep 1998	17 Dec 1997	22 Apr 1998	15 May 2001	2019	2019	22 May 2017	2019	2018
Launch customer	Lufthansa	United	US Air	Piedmont	Southwest	SAS	Southwest	Hapag Lloyd	Alaska	Southwest	?	Batik Air	Ryanair	Lion Air
Last delivery	2 Nov 1969	2 Aug 1988	17 Dec 1999	25 Feb 2000	21 Jul 1999	Current								
Units produced	30	1114	1113	489	388	66	1150	3486	339	0	0	4	0	2
Still in service	0	595	1002	460	367	66	1149	3485	339	0	0	0	0	0
On Order	-	-	-	-	-	3	422	669	80	0	0	3500	4	0
Hull losses	1	93	13	5	3	0	1	1	0	0	0	0	0	0
Fatal hull losses	0	46	9	5	2	0	0	0	0	0	0	0	0	0
Powerplant:														
Model	JT8D	JT8D	CFM56-3	CFM56-3	CFM56-3	CFM56-7	CFM56-7	CFM56-7	CFM56-7	CFM LEAP 1B				
Type	-7	-15A	-B2	C-1	-B1	7B18	7B20	7B24	7B26	27CB2			28B1	28B1
Static Thrust (kN)	64.4	71.2	88.9	104.5	82.3	82.0	89.0	107.0	117.3					
Static Thrust (Lb)	14,000	16,000	20,000	23,500	18,500	18,500	20,600	24,200	26,300					
Bypass Ratio	1.1	0.99	5.0	4.9	5.0	5.5	5.4	5.3	5.1					
EGT Margin (C)			50	45	90	145	148	125	85					
Fan tip diameter (in)	54	54	60	60	60	61	61	61	61	69.4	69.4	69.4	69.4	69.4
Max Nacelle Width (m)	1.50	1.50	2.00	2.00	2.00	2.06	2.06	2.06	2.06					
<b>Dimensions:</b>														
<b>Fuselage:</b>														
Aircraft length (m)	28.65	30.53	33.40	36.45	31.01	31.20	33.60	39.50	42.10	33.63	33.63	39.52	39.52	42.11
Fuselage length (m)	27.66	29.54	32.30	35.23	29.80	29.88	32.18	38.08	40.68	33.27	33.27	39.12	39.12	41.76
Height (m)	4.01	4.01	4.01	4.01	4.01	4.01	4.01	4.01	4.01	4.01	4.01	4.01	4.01	4.01
Width (m)	3.76	3.76	3.76	3.76	3.76	3.76	3.76	3.76	3.76	3.76	3.76	3.76	3.76	3.76
Cabin width (m)	3.53	3.53	3.53	3.53	3.53	3.53	3.53	3.53	3.53	3.53	3.53	3.53	3.53	3.53
Fines Ratio	7.42	7.92	8.66	9.46	8.02	8.01	8.63	10.21	10.91	8.63	8.63	10.21	10.21	10.91
<b>Wing:</b>														
Span (m)	28.35	28.35	28.88	28.88	28.88	34.32	34.32	34.32	34.32	35.90	35.90	35.90	35.90	35.90
Gross Area (m²)	102.0	102.0	105.4	105.4	105.4	124.58	124.58	124.58	124.58					
Aspect Ratio	8.83	8.83	9.16	9.16	9.16	9.45	9.45	9.45	9.45					
Taper Ratio	0.266	0.266	0.240	0.240	0.240	0.159	0.159	0.159	0.159					
Root Chord (m)	7.32	7.32	7.32	7.32	7.32	7.88	7.88	7.88	7.88					
Tip Chord (m)	1.60	1.60	1.62	1.62	1.62	1.25	1.25	1.25	1.25					
M.A.C.(m)	3.80	3.80	3.41	3.41	3.41	3.96	3.96	3.96	3.96					
Dihedral (°)	6	6	6	6	6	6	6	6	6					
¼ Chord Sweep (°)	25.00	25.00	25.00	25.00	25.00	25.02	25.02	25.02	25.02	25.03	25.03	25.03	25.03	25.03
<b>Wing High Lift Devices:</b>														

[22]

Flap Span/Wing Span	0.740	0.740	0.720	0.720	0.720	0.599	0.599	0.599	0.599	0.599	0.599	0.599	0.599	0.599
Flap Area/Wing Area	0.290	0.290	0.290	0.290	0.290	0.300	0.300	0.300	0.300	0.300	0.300	0.300	0.300	0.300
<i>Fin:</i>														
Aircraft Height (m)	11.23	11.23	11.13	11.13	11.13	12.6	12.6	12.6	12.6	12.42	12.42	12.42	12.42	12.42
Fin Height (m)	6.15	6.15	6.15	6.15	6.15	7.16	7.16	7.16	7.16	7.16	7.16	7.16	7.16	7.16
Fin Area (m <sup>2</sup> )	20.81	20.81	23.13	23.13	23.13	26.44	26.44	26.44	26.44	26.44	26.44	26.44	26.44	26.44
Rudder Area (m <sup>2</sup> )	5.22	5.22	5.22	5.22	5.22	5.22	5.22	5.22	5.22	5.22	5.22	5.22	5.22	5.22
Aspect Ratio	1.64	1.64	1.81	1.81	1.81	1.91	1.91	1.91	1.91	1.94	1.94	1.94	1.94	1.94
Taper Ratio	0.288	0.288	0.310	0.310	0.310	0.271	0.271	0.271	0.271	0.271	0.271	0.271	0.271	0.271
¼ Chord Sweep (°)	35	35	35	35	35	35	35	35	35	35	35	35	35	35
<i>Horiz Stabilizer:</i>														
Span (m)	10.97	10.97	12.70	12.70	12.70	14.35	14.35	14.35	14.35	14.35	14.35	14.35	14.35	14.35
Tailplane Area (m <sup>2</sup> )	28.99	28.99	31.40	31.40	31.40	32.78	32.78	32.78	32.78	32.78	32.78	32.78	32.78	32.78
Elevators Area (m <sup>2</sup> )	6.55	6.55	6.55	6.55	6.55	6.55	6.55	6.55	6.55	6.55	6.55	6.55	6.55	6.55
Aspect Ratio	4.15	4.15	4.04	4.04	4.04	6.16	6.16	6.16	6.16	6.16	6.16	6.16	6.16	6.16
Taper Ratio	0.260	0.260	0.260	0.260	0.260	0.203	0.203	0.203	0.203	0.203	0.203	0.203	0.203	0.203
Dihedral (°)	7	7	7	7	7	7	7	7	7	7	7	7	7	7
¼ Chord Sweep (°)	30	30	30	30	30	30	30	30	30	30	30	30	30	30
<i>Undercarriage:</i>														
Track (m)	5.23	5.23	5.25	5.25	5.25	5.76	5.76	5.76	5.76	5.72	5.72	5.72	5.72	5.72
Wheelbase (m)	10.46	11.38	12.40	14.27	11.07		12.60	15.60		12.60	12.60	15.60	15.60	17.17
Turning radius (m)	17.20	17.58	19.51	20.73	18.30		19.50			19.50	19.50	21.3	21.3	
No. of Nose Wheels	2	2	2	2	2	2	2	2	2	2	2	2	2	2
Nose Wheel Diameter (Inches)	24	24	27	27	27	27	27	27	27	27	27	27	27	27
Nose Wheel Tread Width (Inches)	7.75	7.75	7.75	7.75	7.75	7.75	7.75	7.75	7.75	7.75	7.75	7.75	7.75	7.75
Nose Tyre Pressure (psi)			160-165	173-184	186-194	146-208	142-208	123-208	?-208			185		
No. of Main Wheels	4	4	4	4	4	4	4	4	4	4	4	4	4	4
Main Wheel Diameter (Inches)	40	40	40 or 42	40 or 42	40 or 42	43.5 or 44.5	43.5 or 44.5	44.5	44.5	43.5 or 44.5	43.5 or 44.5	44.5	44.5	44.5
Main Wheel Tread Width (Inches)	14.5	14.5	14.5	14.5	14.5	14.5	14.5	14.5	14.5	14.5	14.5	14.5	14.5	14.5
Main Tyre Pressure (psi)	133	183	195-203	211-217	193-202	117-205	117-205	120-205	?-205			213		
<i>Operational Items:</i>														
<i>Accomodation:</i>														
Max certified seating	124	136	149	188	140	149	149	189	215	149	172	189	200	220
Typical seating	113	119	149	179	140	145	145	180	180	140	156	175	175	192
No. abreast	6	6	6	6	6	6	6	6	6	6	6	6	6	6
Cabin Width	3.53	3.53	3.53	3.53	3.53	3.53	3.53	3.53	3.53	3.53	3.53	3.53	3.53	3.53
Hold volume (m <sup>3</sup> )	18.40	24.78	30.20	38.90	23.30	23.30	30.20	47.10	52.40	30.20	30.20	43.7	43.7	52.40
Volume per Passenger	0.22	0.19	0.20	0.22	0.18	0.18	0.20	0.25	0.28	0.20	0.20	0.25	0.25	0.28
<i>Std Weights (kg):</i>														

[22]

Max. ramp	44361	52615	56700	63049	63049	66224	77791	79333	85366			82417		
Max. take-off	44225	52390	56472	62822	62823	65997	77564	79016	85139	72350	80286	82190	82191	88314
Max. landing	40687	46720	51710	54885	49895	55657	60781	66361	71350	61450	66043	69308		
Max. zero-fuel	38555	43091	47625	51256	46720	51709	57152	62732	67721	58350	62913	65952		
<b>IGW Weights:</b>														
Max. ramp	44361	58332	63502	68266	63049	66224	77791	79229	85366					
Max. take-off	44225	58105	63276	68039	62823	65997	77564	79002	85139	72303		82191	82191	88314
Max. landing	40687	48534	52889	56245	49895	54657	60781	66349	71350					
Max. zero-fuel	38555	44906	49668	53070	46720	51709	57153	62721	67721					
Fuel capacity (ltrs)	17865	19532	20103	20103	20103	26025	26025	26025	26025			25941		
Fuel capacity (kg)	14292	15750	16200	16200	16200	21000	21000	21000	21000			20826		
Typical DOW	25941	27646	32900	35100	31900	36440	37585	41480	42460					
Design payload	10925	12350	14250	16530	12540	12540	14155	17955	17955					
Max payload		15710	14805	18260	14770	14380	16505	20540	20240					
<b>Weight Ratios:</b>														
Ops Empty/Max T/O	0.622	0.528	0.523	0.516	0.609	0.560	0.542	0.530	0.537					
Payload/Max T/O	0.247	0.236	0.225	0.243	0.239	0.193	0.204	0.230	0.227					
Max Fuel/Max T/O	0.354	0.298	0.256	0.237	0.307	0.320	0.300	0.266	0.264					
<b>Fuel (litres):</b>														
Standard	17865	19532	20105	20105	20105	26035	26035	26035	26035	26035	26035	26035	26035	26035
Optional		22600	23829	23829	23829		37712 (BBJ)	37712 (BBJ2)						
<b>Performance:</b>														
<b>Loadings:</b>														
Thrust Loading (kg/kN)	343.17	367.91	353.48	325.35	318.28	396.89	389.89	365.51	336.79					
Wing Loading (kg/m²)	433.33	513.63	596.29	645.15	497.05	522.39	556.98	627.77	634.11					
Thrust/Weight Ratio	0.297	0.2771	0.2884	0.3133	0.3203	0.2568	0.2615	0.2789	0.3027					
<b>Take-off (m):</b>														
ISA s.l.	1829?	1990	1939	2540	1832									
ISA +20°C s.l.	1859?	2030	2109	2665	2003	1878	2042	2652						
ISA 5,000ft	2886?	3332	2432	2932	2316									
ISA +20°C 5,000ft	3292?	3749	2637	4005	2649									
<b>Landing (m):</b>														
ISA s.l.	?	1350	1396	1540	1357	1340	1415	1634	1704					
<b>Speeds (kt/Mach):</b>														
V2 F5 at MTOW	?	147	155	167	145									
Vref F40 at MLW	?	131	132	139	128									
Vmo/Mmo	350/0.84	350/0.84	340/0.82	340/0.82	340/0.82	340/0.82	340/0.82	340/0.82	340/0.82	340/0.82	340/0.82	340/0.82	340/0.82	340/0.82
CLmax (T/O @ MTOW)	1.75	2.07	2.16	2.02	2.06									
CLmax (Land @ MLW)	2.73	2.73	2.88	2.76	2.96									
<b>Long range cruise:</b>														
IAS / Mach	0.73	0.73	250/0.745	250/0.745	250/0.745	230/0.785	230/0.785	230/0.785	230/0.785	230/0.785	230/0.785	230/0.785	230/0.785	230/0.785
TAS (kt)	420	420	430	430	430	450	450	450	450	450	450	450	450	450
Ceiling (ft)	35000	37000	37000	37000	37000	41000	41000	41000	41000	41000	41000	41000	41000	41000

[22]

L.R. Fuel flow (kg/h)	?	2827	2250	2377	2100	1932	2070	2187	<2300					
Range with max payload (nm)	1720	2645	2950	2800	2950	4500	4400	4000	3200	3825	5000?	3620	3620	3595
<b>Design Parameters:</b>														
(W/S)/CLmax	1557	1845	2031	2296	1650									
W/SCLtoST	1997	2538	2683	2792	1962									
Seat x Range (seats.nm)	218500	247000	427500	469800	224400	421212	476353	547533	515592					

[22]

# 10. Referencias

- [1] S. A. KRISHNA, &K.SIRISHA, and A.E, “Airfoil Nomenclature.” .
- [2] J. D. Anderson, *Fundamentals of Aerodynamics (6th edition)*, vol. 1984, no. 3. 2011.
- [3] Elías Nicolás, “Impacto Acústico , Referida a La Etapa De Operación,” no. May, 2016, doi: 10.13140/RG.2.1.3309.2721.
- [4] S. Pinzón, “The airfoil and its NACA nomenclature.,” *Rev. Cienc. y Pod. Aéreo*, vol. 8, no. 1, pp. 26–32, 2013.
- [5] “[https://www.experimentoscientificos.es/principio-de-bernoulli/.](https://www.experimentoscientificos.es/principio-de-bernoulli/)” .
- [6] “[https://www.esa.int/ESA\\_Multimedia/Images/2002/09/Dynamic\\_lift\\_Pressure\\_distribution.](https://www.esa.int/ESA_Multimedia/Images/2002/09/Dynamic_lift_Pressure_distribution.)” .
- [7] “[https://phys.org/news/2018-05-wing-vortex.html.](https://phys.org/news/2018-05-wing-vortex.html)” .
- [8] P. Sforza, “Commercial Airplane Design Principles.” .
- [9] “[https://skybrary.aero/articles/flaps.](https://skybrary.aero/articles/flaps)” .
- [10] “[https://commons.wikimedia.org/wiki/File:High-lift-devices\\_annotated.svg.](https://commons.wikimedia.org/wiki/File:High-lift-devices_annotated.svg)” .
- [11] “[https://www.grc.nasa.gov/www/k-12/airplane/alr.html.](https://www.grc.nasa.gov/www/k-12/airplane/alr.html)” .
- [12] “[https://mediawiki.ivao.aero/index.php?title=Leading\\_Edge\\_Devices.](https://mediawiki.ivao.aero/index.php?title=Leading_Edge_Devices)” .
- [13] T. Oktay and Ö. Ö. Kanat, “A Review of Aerodynamic Active Flow Control,” *Int. Adv. Technol. Symp.*, no. October, pp. 1–7, 2017.
- [14] “[https://easbcn.com/sabes-que-son-los-winglets/.](https://easbcn.com/sabes-que-son-los-winglets/)” .
- [15] L. Espinosa, “Sistema de reducción de resistencia inducida de punta de ala,” pp. 20–23, 2017, [Online]. Available: <https://core.ac.uk/download/pdf/141674631.pdf>.
- [16] “[wikipedia.org/wiki/Boeing\\_737.](https://wikipedia.org/wiki/Boeing_737)” .
- [17] Boeing, “Boeing. (2006). Boeing 737 Airplane Characteristics for Airport Planning. The Economic Journal, 80(318), 307. <https://doi.org/10.2307/2230120> Boeing 737 Airplane Characteristics for Airport Planning,” *Econ. J.*, vol. 80, no. 318, p. 307, 2006.
- [18] “[boeing.com/history/products/737-classic.page.](https://boeing.com/history/products/737-classic.page)” .
- [19] “[wikipedia.org/wiki/Boeing\\_P-8\\_Poseidon.](https://wikipedia.org/wiki/Boeing_P-8_Poseidon)” .

- [20] "airways.com/2017/04/08/50o-aniversario-del-boeing-737/." .
- [21] "wikipedia.org/wiki/Boeing\_737\_Next\_Generation." .
- [22] "b737.org.uk/techspecsngs.htm." [Online]. Available:  
[http://www.737ng.co.uk/B\\_NG-Fire\\_Protection.pdf](http://www.737ng.co.uk/B_NG-Fire_Protection.pdf).
- [23] J. D. Anderson, *Computational fluid dynamics: the basics with applications*, vol. 9780521769. 2010.
- [24] T. R. Taha, *An Introduction to Parallel Computational Fluid Dynamics*, vol. 6, no. 4. 2005.
- [25] D. A. Caughey, *Computational fluid dynamics*. 2014.
- [26] P. D. Lax, *Computational fluid dynamics*, vol. 31, no. 1–2. 2007.
- [27] B. van Leer and K. G. Powell, "Introduction to Computational Fluid Dynamics," *Encycl. Aerosp. Eng.*, no. December 2010, 2010, doi: 10.1002/9780470686652.eae048.
- [28] "https://sunglass.io/tutorial-de-ansys-fluent-todo-lo-que-necesitas-saber/." .
- [29] C. G. Georgantopoulou and G. A. Georgantopoulos, "International Standard Atmosphere, in BS," *Fluid Mech. Channel, Pipe Aerodyn. Des. Geom.* 2, pp. 251–258, 2018, doi: 10.1002/9781119457008.app5.
- [30] D. A. N. Elmekawy, "Introduction to ANSYS Meshing Module 3: Global Mesh Controls," *Introd. to ANSYS Meshing*.
- [31] "http://www.aerospaceweb.org." .
- [32] ANSYS.Inc, "ANSYS FLUENT Solver Settings Training Material," *ANSYS Cust. Train. Mater.*, no. December, pp. 1–32, 2010.
- [33] "https://www.afs.enea.it/project/neptunius/docs/fluent/html/ug/node1022.htm." .
- [34] D. A. N. Elmekawy, "Introduction to ANSYS." pp. 1–37, 2012.