



UNIVERSITAT
POLITÈCNICA
DE VALÈNCIA



Escuela Técnica Superior de Ingeniería del Diseño

UNIVERSITAT POLITÈCNICA DE VALÈNCIA

Escuela Técnica Superior de Ingeniería del Diseño

TRABAJO FINAL DEL

REALIZADO POR

TUTORIZADO POR

CURSO ACADÉMICO: 2019/2020

Agradecimientos

” Cuando bebas agua, recuerda la fuente.”

Proverbio chino

Me gustaría agradecer a todas las personas que se han cruzado en mi vida y se han quedado en ella incluso en los momentos más difíciles ayudándome a ser la persona que soy hoy en día.

Resumen

Con el objetivo de reducir masa de un ala de aeronave estudiando las características especiales de un perfil supercrítico, se parte desde un diseño alar inicial con dicho perfil y se realiza un estudio CFD para obtener las cargas aerodinámicas que afectan al ala en condiciones de vuelo en crucero. Con las cargas a las que se ve sometida el ala, se realiza un análisis estructural mediante MEF, posibilitando el estudio de la deformada y tensiones sobre el ala. Dado estos estudios, se realiza una optimización paramétrica y mediante cambios en la geometría se consigue una estructura mucho más ligera que satisface los requisitos que capacitan su vuelo. Así, se consigue una optimización estructural de la geometría alar con perfil supercrítico.

Palabras clave: Optimización estructural, ANSYS, Perfil supercrítico, SC(2)-0714

Abstract

With the aim of reducing mass of an aircraft wing and studying the special characteristics of a supercritical profile, it is created a design with that kind of profile and a CFD study is conducted to obtain the aerodynamic loads that affect the wing in cruise conditions. From the loads to which it is subjected the wing, a structural analysis by MEF is performed, enabling the study of the deformations and stresses on the wing. Given these results, a parametric optimization is done, and through changes in the geometry it is obtained a much lighter structure that meets the requirements that enable the flight. In this manner, it is achieved a structural optimization of the wing geometry with supercritical profile.

Key words: Structural optimization, ANSYS, Supercritical airfoil, SC(2)-0714

Resum

Amb l'objectiu de reduir massa d'una ala d'aeronau estudiant les característiques especials d'un perfil supercrític, es partix des d'un disseny alar inicial i es realitza un estudi CFD per a obtindre les càrregues aerodinàmiques que afecten l'ala en condicions de vol en creuer. Amb les càrregues a què es veu sotmesa l'ala, es realitza una anàlisi estructural per mitjà de MEF, possibilitant l'estudi de les deformacions i tensions sobre l'ala. Dau estos estudis, es realitza una optimització paramètrica i per mitjà de canvis en la geometria s'aconsegueix una estructura molt més lleugera que satisfà els requisits necessaris que capaciten el seu vol. Així, s'aconsegueix una optimització estructural de la geometria alar amb perfil supercrític.

Paraules clau: Optimització estructural, ANSYS, Perfil supercrític, SC(2)-0714

Índice general

Índice general	VIII
Índice de figuras	X
Índice de cuadros	XII

Nomenclatura	XIV
--------------	-----

I	MEMORIA	2
1	Introducción	4
1.1	Escenario general	4
1.2	Objetivos	5
1.3	Motivación	6
1.4	Metodología	6
2	Definición de la geometría alar	9
2.1	Perfil alar elegido	9
2.2	Geometría alar inicial	11
2.3	Metodología para la reproducción del ala en el programa <i>ANSYS</i>	14
3	Análisis CFD	17
3.1	Base teórica general	17
3.2	Metodología	20
3.2.1	Pre-proceso	20
3.2.2	Solver	24
3.2.3	Post-proceso	24
3.3	Resultados y validación del estudio	29
4	Estudio estructural	33
4.1	Base teórica general	33
4.2	Metodología	35
4.3	Resultados	41
5	Optimización estructural	46
5.1	Metodología de optimización para el grosor del revestimiento	46
5.2	Resultados de la optimización paramétrica del grosor del revestimiento	49
5.3	Optimización con el grosor de las costillas	54
5.4	Optimización mediante huecos en las costillas	59
5.5	Optimización mediante huecos en los largueros	64
5.6	Optimización conjunta de los parámetros de entrada	69
6	Limitaciones, conclusiones y futuras líneas de investigación	75
6.1	Conclusiones	75
6.2	Limitaciones	76
6.3	Futuros trabajos	77
A	Estudio de viabilidad económica	80

II PLANOS	82
III PLIEGO DE CONDICIONES	90
A Pliego de condiciones	92
A.1 Estado de los materiales	92
A.2 Condiciones de ejecución	93
IV PRESUPUESTO	95
A Presupuesto	97
A.1 Coste del hardware	97
A.2 Coste del software	97
A.3 Coste de la mano de obra	97
A.4 Coste total	98
V Bibliografía	99
Bibliografía	101

Índice de figuras

1.1	Componentes de la estructura interna del ala	5
2.1	Separación de flujo estudiada en un túnel de viento	10
2.2	Perfil alar SC(2)-0714	10
2.3	Definición de la geometría de los largueros	12
2.4	Geometría desarrollada del perfil alar SC(2)-0714	13
2.5	Geometría inicial del interior del semiala	13
2.6	Detalle de los largueros y costillas del interior del semiala inicial	13
2.7	Geometría desarrollada de la configuración inicial del semiala	14
2.8	Procedimiento de trabajo en ANSYS Workbench para la creación de la geometría	14
3.1	Proceso completo para la realización de una simulación CFD	19
3.2	Procedimiento de trabajo en ANSYS Workbench para el estudio CFD	20
3.3	Vista frontal del dominio de cálculo para el estudio CFD	21
3.4	Definición del volumen donde se refina el mallado	22
3.5	Mallado inicial	26
3.6	Detalle del volumen alar en el mallado inicial	26
3.7	Convergencia de los coeficientes aerodinámicos	28
3.8	Residuales del caso de estudio con el paso de las iteraciones	28
3.9	Distribución de presión alrededor del ala para $\alpha = 6^\circ$	29
3.10	Distribución del coeficiente de presión en el ala para $\alpha = 6^\circ$	30
3.11	Distribución del coeficiente de presión para $\alpha = 3^\circ$	30
4.1	División de un sólido en elementos unidos por nodos	33
4.2	Procedimiento de trabajo en ANSYS Workbench para el estudio estructural	35
4.3	Mallado del revestimiento del ala	39
4.4	Mallado de los componentes internos del ala	39
4.5	Distribución de presiones sobre el ala con $\alpha=6^\circ$	40
4.6	Distribución de presiones sobre el ala con $\alpha=3^\circ$	40
4.7	Distribución de la deformada sobre el ala con $\alpha=6^\circ$	42
4.8	Distribución de la deformada sobre el ala con $\alpha=3^\circ$	42
4.9	Distribución de tensiones sobre el ala con $\alpha=6^\circ$	43
4.10	Distribución de tensiones sobre el ala con $\alpha=3^\circ$	43
5.1	Procedimiento de trabajo en ANSYS Workbench para la optimización paramétrica	46
5.2	Variación de la masa con el grosor del revestimiento	51
5.3	Variación de la tensión con el grosor del revestimiento	51
5.4	Variación de la deformada con el grosor del revestimiento	52
5.5	Distribución de la deformada óptima con el grosor del revestimiento para $\alpha=6^\circ$	52
5.6	Distribución de la tensión óptima con el grosor del revestimiento para $\alpha=6^\circ$	53
5.7	Distribución de la deformada óptima del grosor del revestimiento para $\alpha=3^\circ$	53

5.8	Distribución de la tensión óptima del grosor del revestimiento para $\alpha=3^\circ$	54
5.9	Variación de la masa con el grosor de las costillas	56
5.10	Variación de la tensión con el grosor de las costillas	56
5.11	Variación de la deformada con el grosor de las costillas	57
5.12	Distribución de la deformada óptima del grosor de las costillas para $\alpha=6^\circ$	57
5.13	Distribución de la tensión óptima del grosor de las costillas para $\alpha=6^\circ$	58
5.14	Distribución de la deformada óptima del grosor de las costillas para $\alpha=3^\circ$	58
5.15	Distribución de la tensión óptima del grosor de las costillas para $\alpha=3^\circ$	59
5.16	Geometría inicial de la estructura interna del ala con huecos en las costillas	59
5.17	Detalle de la geometría inicial de la estructura interna del ala con huecos en las costillas	60
5.18	Variación de la masa con el radio de los huecos de las costillas	62
5.19	Variación de la tensión con el radio de los huecos de las costillas	62
5.20	Variación de la deformada con el radio de los huecos de las costillas	62
5.21	Distribución de la deformada óptima del radio de los huecos de las costillas para $\alpha=6^\circ$	63
5.22	Distribución de la tensión óptima del radio de los huecos de las costillas para $\alpha=6^\circ$	63
5.23	Geometría inicial de la estructura interna del ala con huecos en los largueros	64
5.24	Detalle de la geometría inicial de la estructura interna del ala con huecos en los largueros	65
5.25	Máxima tensión con un radio del hueco de los largueros de 2.8 centímetros	66
5.26	Variación de la masa con el radio de los huecos de los largueros	67
5.27	Variación de la tensión con el radio de los huecos de los largueros	67
5.28	Variación de la deformada con el radio de los huecos de los largueros	68
5.29	Distribución de la deformada óptima del radio de los huecos de los largueros para $\alpha=6^\circ$	69
5.30	Distribución de la tensión óptima del radio de los huecos de los largueros para $\alpha=6^\circ$	69
5.31	Geometría óptima de la estructura externa del ala	71
5.32	Geometría óptima de la estructura interna del ala	71
5.33	Distribución de la deformada óptima para $\alpha=6^\circ$	71
5.34	Distribución de la deformada interior óptima para $\alpha=6^\circ$	72
5.35	Distribución de la tensión óptima para $\alpha=6^\circ$	72
5.36	Distribución de la tensión interior óptima para $\alpha=6^\circ$	72
6.1	Limitación debido a la licencia del software	76
A.1	Plano de diseño de la costilla inicial	84
A.2	Plano de diseño del larguero inicial	85
A.3	Plano de diseño del revestimiento inicial	86
A.4	Plano de diseño de la costilla óptima	87
A.5	Plano de diseño del larguero óptimo	88
A.6	Plano de diseño del revestimiento óptimo	89

Índice de cuadros

2.1	Características del perfil SC(2)-0714	10
2.2	Características de la geometría alar inicial	11
2.3	Geometría de las costillas	12
2.4	Geometría de los largueros	12
3.1	Formación de las ecuaciones de conservación a partir de la ecuación de transporte general	18
3.2	Definición del dominio computacional para el estudio CFD	21
3.3	Definición del volumen donde se refina el mallado	21
3.4	Propiedades del aire a una altitud de 3000 metros	22
3.5	Condiciones de vuelo seleccionadas para el estudio	24
3.6	Características del mallado inicial	25
3.7	Análisis de sensibilidad de malla para $\alpha = 6^\circ$	27
4.1	Serie de aleaciones de aluminio	36
4.2	Composición de la aleación de aluminio 7075	37
4.3	Propiedades físicas del aluminio 7075-T6	37
4.4	Masa inicial del semiala	37
4.5	Características del mallado interior de la geometría alar	38
5.1	Introducción de límites entre los que se debe encontrar el grosor del revestimiento	48
5.2	Valores limitantes de flecha y tensión	49
5.3	Configuración de la optimización en el bloque de trabajo Direct Optimization	49
5.4	Puntos candidatos de la optimización paramétrica del grosor del revestimiento	50
5.5	Valores óptimos variando el grosor del revestimiento para el caso de $\alpha=6^\circ$	53
5.6	Valores óptimos variando el grosor del revestimiento para el caso de $\alpha=3^\circ$	54
5.7	Introducción de límites entre los que se debe encontrar el grosor de las costillas	55
5.8	Puntos candidatos de la optimización paramétrica del grosor de las costillas	55
5.9	Valores óptimos variando el grosor de las costillas para el caso de $\alpha=6^\circ$	57
5.10	Valores óptimos variando el grosor de las costillas para el caso de $\alpha=3^\circ$	58
5.11	Valores iniciales obtenidos al introducir huecos en las costillas	60
5.12	Introducción de límites entre los que se debe encontrar el radio de los huecos de las costillas	60
5.13	Puntos candidatos para la optimización del ala con el radio de los huecos de las costillas con $\alpha=6^\circ$	61
5.14	Valores óptimos variando el radio de los huecos de las costillas para el caso de $\alpha=6^\circ$	63
5.15	Valores iniciales obtenidos al introducir huecos en los largueros	65
5.16	Introducción de límites entre los que se debe encontrar el radio de los huecos de los largueros	65
5.17	Puntos candidatos para la optimización del ala con el radio de los huecos de los largueros con $\alpha=6^\circ$	66
5.18	Valores óptimos variando el radio de los huecos de los largueros para el caso de $\alpha=6^\circ$	68
5.19	Intervalos permitidos de los parámetros de entrada en la optimización	70
5.20	Candidatos a valores óptimos de los parámetros estudiados para $\alpha=6^\circ$	70
5.21	Valores óptimos de los parámetros estudiados	73
A.1	Estudio económico de los costes del material necesario de las alas desarrolladas	80

A.1	Condiciones del sistema informático utilizado	92
A.1	Coste asociado al hardware	97
A.2	Coste asociado a la mano de obra	98
A.3	Coste total de la realización del trabajo	98

0. Nomenclatura

Letras griegas

α	Ángulo de ataque [°]
ϵ	Deformación normal [-]
η	Eficiencia [%]
γ	Deformación tangencial [-]
γ_c	Coefficiente de dilatación adiabática [-]
λ	Estrechamiento [-]
μ	Viscosidad dinámica [Pa·s]
ν	Coefficiente de Poisson [-]
ν_c	Viscosidad cinemática [m^2/s]
ϕ	Cantidad escalar [-]
ρ	Densidad [kg/m^3]
σ	Tensión normal [Pa]
τ	Tensión tangencial [Pa]
Γ	Circulación de la velocidad [-]

Letras latinas

\vec{u}	Vector de velocidad [m/s]
a	Velocidad del sonido [m/s]
AR	Relación de aspecto [-]
D	Matriz simétrica de rigideces del material [N/m]
E	Módulo de elasticidad [Pa]
e	Energía [J]
K	Matriz de rigidez [N/m]
k	Constante de Boltzmann [J/K]
L	Operador relacionando desplazamientos y deformaciones [-]
M	Número de Mach [-]
N	Factor de forma [-]
n	Número de procesadores [-]
P	Presión [Pa]

R	Constante universal de los gases [J/(mol·K)]
S	Término fuente [-]
T	Temperatura [K]
t	Tiempo [s]
u	Desplazamiento en la dirección "x" [N/m]
V	Velocidad de vuelo [m/s]
v	Desplazamiento en la dirección "y" [N/m]
w	Desplazamiento en la dirección "z" [N/m]

Subíndices

1	Referente a un procesador [-]
C	Coefficiente [-]
D	Referente a la fuerza de resistencia [-]
e	Referente a un elemento [-]
i	Componente dimensional [-]
L	Referente a la fuerza de sustentación [-]
n	Referente a n procesadores [-]
x	Referente a la dirección "x" [-]
xy	Referente al plano formado por las direcciones "x" e "y" [-]
y	Referente a la dirección "y" [-]
yz	Referente al plano formado por las direcciones "y" y "z" [-]
z	Referente a la dirección "z" [-]
zx	Referente al plano formado por las direcciones "z" y "x" [-]
F	Vector de fuerzas [N]
U	Vector de desplazamientos [m]

Parte I

MEMORIA

1. Introducción

En esta Sección se plantea una presentación del trabajo de fin de grado desarrollado. Para ello, pueden encontrarse un marco general donde se detalla de forma genérica el contexto en el que se extiende el actual trabajo y una breve introducción a los componentes alares que se van a tratar.

Además, se muestran los objetivos y motivación que han llevado a la realización del proyecto.

Por último, también se explicita la metodología utilizada para llevar a cabo el proyecto con los pasos seguidos que han llevado a la consecución de este trabajo.

1.1 Escenario general

Desde el comienzo de los tiempos, el ser humano siempre ha tenido la ambición de llegar más allá de sus capacidades. Es por ello que observando a las aves, la aptitud del vuelo es un sueño que siempre se ha intentado alcanzar. Así, al concepto de aviación no se le puede atribuir un origen específico ya que se han realizado numerosos intentos, muchos de ellos fallidos, de surcar los cielos durante toda la historia.

Pese a numerosos intentos previos fallidos, ya a finales del siglo XVIII gracias a los franceses Joseph-Michael y Jacques-Étienne Montgolfier, se empezó a conseguir mediante globos aeroestáticos sustentar a varias personas en el cielo a base de aire caliente para asombro de la humanidad.

A partir de este punto, el mundo de la aviación siguió evolucionando imparable, hasta que en 1903, se le atribuye a los hermanos Wright el primer vuelo con motor registrado durante 12 segundos. Y el desarrollo de las aeronaves no se detuvo ahí, siendo los aviones utilizados en la actualidad el fascinante resultado de todo el proceso histórico.

Centrando la atención en el ala de una aeronave genérica actual, la función principal es producir sustentación y soportar cargas, por lo que su forma y estructura se definen a partir de dicha misión. Los principales componentes resistentes del ala [1], como pueden verse en la Figura 1.1 son los siguientes:

- **Largueros:** son vigas cuya función primordial es otorgar resistencia a la flexión al ala. Es uno de los principales componentes estructurales del ala, atravesando toda la semienvigadura para cada semiala. La forma de la sección transversal es variable en cada ala dependiendo de diversos factores como son la forma del perfil o el material empleado.
- **Larguerillos:** vigas al igual que los largueros pero de menor tamaño localizados entre las costillas y cuya función principal es transferir las fuerzas producidas en el revestimiento a la estructura interna.
- **Costillas:** estructuras cuyas funciones principal son mantener la forma del perfil, separar los largueros y propinar resistencia a la torsión al ala. Se localizan perpendi-

culares a la semienvigadura del semiala. También actúan como barreras de retención de los tanques de combustible, por lo que deben estar preparadas químicamente.

- **Revestimiento:** parte externa del ala, visible sin necesidad de desmontaje del ala. La misión principal es aportar un soporte a los esfuerzos de tracción, compresión, flexión, torsión y corte. Mucha de las cargas a soportar por el revestimiento son transmitidas a la estructura interna principal por medio de los larguerillos. En la actualidad, se utiliza chapa metálica para este componente aunque la inclusión de cierto grado de materiales compuestos para reducir el peso es un hecho sobre el que cada día se investiga más debido a los beneficios que genera.

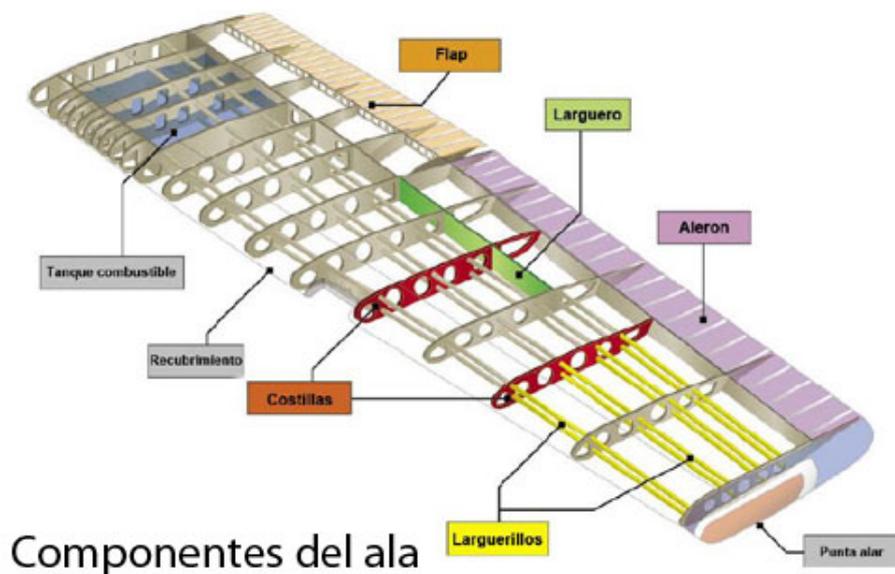


Figura 1.1: Componentes de la estructura interna del ala

También es de suma importancia para el presente trabajo la definición del perfil alar como la forma de la superficie transversal del ala. Es un hecho común que en la mayoría de alas, las costillas que definen la estructura interna tengan la misma forma específica del perfil alar. En el presente documento se trabaja con un perfil supercrítico debido a sus interesantes características particulares como se detalla más a fondo en la Sección 2.

1.2 Objetivos

El principal objetivo del presente documento es el estudio de la optimización estructural de un ala con perfil supercrítico con el fin de aspirar a reducir la masa y mejorar el rendimiento ante las cargas aerodinámicas a soportar durante un vuelo convencional.

Para conseguir dicho objetivo, se hace uso de una herramienta de gran importancia: la utilización de *ANSYS* tanto para la elaboración de la geometría alar que se estudia, como para realizar un estudio CFD de las cargas aerodinámicas a resistir en vuelo convencional así como también para llevar a cabo un estudio estructural y de optimización de la geometría seleccionada. De esta forma, se pretende como objetivo secundario que el

autor desarrolle una cierta familiaridad y pericia con un programa de gran relevancia en el ámbito aeroespacial.

En consecuencia, con el trabajo de fin de grado realizado, se pretende alcanzar una serie de logros como son:

- La reducción de masa de una geometría alar con perfil supercrítico manteniendo unos niveles aceptables de flecha y tensión en la estructura.
- Fomentar futuros proyectos académicos con la línea de investigación desarrollada en el presente trabajo con la posibilidad de partir del presente documento para futuros TFG o TFM debido a su utilidad para la vida profesional como ingeniero.
- El aprendizaje y manejo de las herramientas disponibles en *ANSYS* permitiendo ganar experiencia en utilidades imprescindibles para un ingeniero aeroespacial.

1.3 Motivación

Una de las principales motivaciones en el desarrollo del presente trabajo es la potencial reducción de masa que se podría conseguir en la estructura alar por medio de la optimización estructural.

Al desglosar los pesos de los distintos componentes de una aeronave, el ala supone una gran parte del mismo. Una reducción de su peso por medio de técnicas de optimización (siempre que se resistan las cargas a las que está sometida en vuelo acorde a la normativa vigente), podría llegar a suponer una gran reducción de costes de explotación. Dicha reducción de masa supone la posibilidad de ser usada para alcanzar mayores rangos de vuelo o ampliar la capacidad de carga, lo que en términos económicos implica gran provecho para las aerolíneas o propietarios de aeronaves y la capacidad de diseñar misiones de vuelo mucho más ambiciosas.

Además, otra de las motivaciones es el estudio de un ala con perfil supercrítico por sus características especiales en cuanto a la reducción de resistencia aerodinámica, facilitando la posibilidad de un vuelo mucho más eficiente.

1.4 Metodología

La metodología seguida para elaborar este trabajo de fin de grado se puede desglosar en distintos pasos que se detallan a continuación y que se explica minuciosamente a lo largo de las diversas Secciones en las que se divide el trabajo:

1. Desarrollo de la geometría en *Ansys Workbench* utilizando *Design Modeler* como herramienta de Diseño Asistido por Computadora.
2. Análisis de cargas aerodinámicas que debe soportar la estructura alar en condiciones habituales de vuelo utilizando *ANSYS Fluent*, herramienta de Mecánica de Fluidos Computacional.

3. Análisis y estudio estructural utilizando la herramienta *ANSYS Structural* a través del Método de los Elementos Finitos con la finalidad de obtener la distribución de tensiones y desplazamientos en el ala.
4. Optimización de la geometría con la finalidad de reducir masa y mejorar rendimiento por medio de opciones presentes en *ANSYS* y conocimiento ingenieril.
5. Extracción de las conclusiones oportunas acerca de la optimización alar y cómo afectan los cambios efectuados.

2. Definición de la geometría alar

Puesto que el objetivo del presente trabajo es el análisis y optimización estructural de un ala con perfil supercrítico, el primer paso a seguir es obtener la geometría sobre la que se ejecutará dicho estudio.

Para ello, se puede encontrar una Subsección en la que se detalla el perfil aerodinámico elegido de tipo supercrítico con sus características principales y posibles aplicaciones y se explica el porqué de la elección de dicho tipo de perfil.

También se puede encontrar otra Subsección en la que se precisa la geometría alar analizada así como su estructura interna y externa y finalmente, se explicitan los pasos seguidos para obtener el diseño en el programa *ANSYS*.

2.1 Perfil alar elegido

Primeramente, cabe concretar algunas definiciones que es necesario conocer para entender la elección de un perfil supercrítico por encima del resto de opciones.

El *número de Mach* se define como una medida de velocidad adimensional que se obtiene mediante la relación entre la velocidad de vuelo con respecto a la velocidad del sonido como se puede observar en la Ecuación 2.1a. Es importante concretar que es un valor variable con la altitud ya que la velocidad del sonido depende directamente de la temperatura (véase la Ecuación 2.1b), que es función de la altitud a la que se encuentre volando la aeronave según el modelo ISA ("International Standard Atmosphere") [2].

$$M = \frac{V}{a} \quad (2.1a)$$

$$a = \sqrt{\gamma c \times R \times T} \quad (2.1b)$$

Por su parte, el *número de Mach de divergencia* es el máximo valor de número de Mach que puede alcanzar una aeronave previo a que el valor de resistencia aerodinámica crezca de forma abrupta ante pequeñas variaciones de la velocidad de vuelo. Normalmente alcanza valores típicos de régimen transónico, con números de Mach cercanos a 0.7.

Este aumento de resistencia aerodinámica se debe a la aparición de una onda de choque sobre la superficie del extradós del ala (zona de menor presión), que a su vez, ocasiona un acusado gradiente adverso de presión que puede dar lugar incluso al desprendimiento del flujo de la superficie alar. Es por ello que el aumento de la resistencia aerodinámica que se genera se define como resistencia de onda.

Aunque el Mach de vuelo sea aproximadamente de 0.7, se pueden llegar a generar ondas de choque ya que debido a la curvatura que presenta el ala, el flujo se acelera sobre el extradós, pudiendo llegar a condiciones sónicas de Mach 1 provocando ondas de choque normales a la superficie.

Simplemente a efectos de facilitar el entendimiento del fenómeno de separación de flujo, en la Figura 2.1 [3], puede observarse cómo el flujo se desprende del perfil.

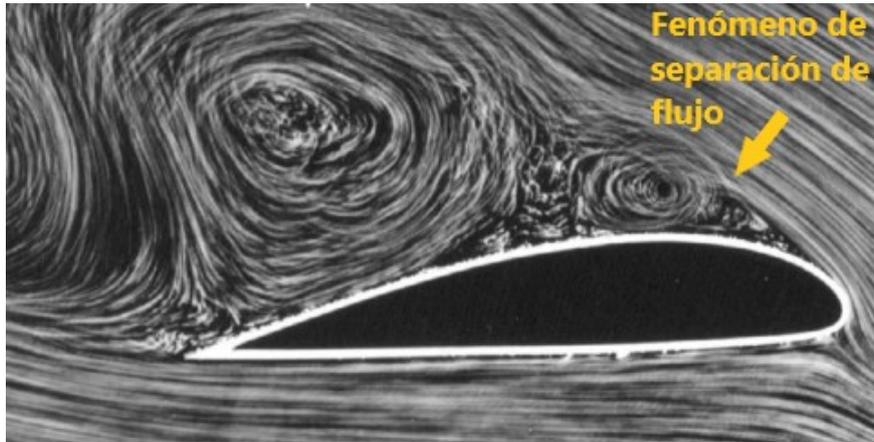


Figura 2.1: Separación de flujo estudiada en un túnel de viento

Es importante tener en cuenta que el fenómeno de separación de flujo sobre una geometría alar también puede producirse ante ángulos de ataque muy elevados en lo que se conoce como "entrada en pérdida" de la aeronave en la cual la sustentación se reduce de forma drástica por la separación de la capa límite de flujo sobre el perfil alar.

Un *perfil supercrítico* tiene la particularidad de que debido a la forma que presenta, la amplitud de la onda de choque que aparece a números de Mach elevados se reduce considerablemente por lo que no aumenta de una forma tan brusca la resistencia aerodinámica. Así, el valor del Mach de divergencia es mucho mayor. De esta forma, se permite a las aeronaves volar a una mayor velocidad sin alcanzar este fenómeno por lo que queda justificada la utilidad de la elección de este tipo de perfil.

En este caso se ha optado por el perfil SC(2)-0714 [4] que puede observarse en la Figura 2.2 y cuyas características principales se presentan en la Tabla 2.1.

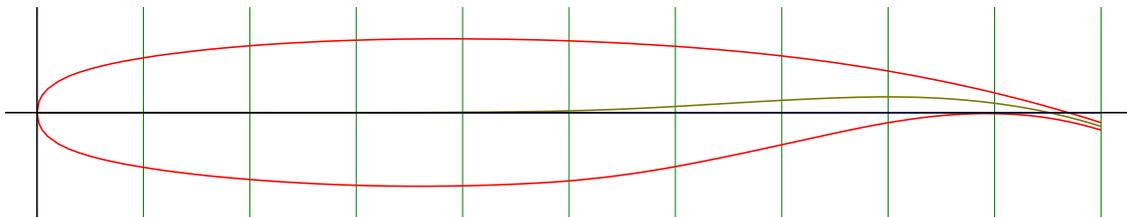


Figura 2.2: Perfil alar SC(2)-0714

Detalles del perfil SC(2)-0714

Longitud de la cuerda [m]	1
Máximo grosor [%]	14
Localización del máximo grosor respecto de la cuerda [%]	37
Máxima curvatura [%]	2.5
Localización de la máxima curvatura respecto a la cuerda [%]	81

Cuadro 2.1: Características del perfil SC(2)-0714

Las principales diferencias con respecto a un perfil NACA de 4 dígitos convencional son:

- La superficie del extradós está más aplanada para reducir la aceleración de flujo y así necesitar mayor velocidad para la aparición de ondas de choque retrasando la llegada del Mach de divergencia.
- Gran curvatura en la sección trasera del perfil para generar la mayor proporción de sustentación en esta zona.

Por tanto, este tipo de perfil podría ser usado en aeronaves cuyo objetivo es el vuelo a velocidades transónicas o altas velocidades subsónicas ya que se retrasaría la aparición del fenómeno de divergencia y por tanto se necesitarían mayores velocidades para que aumentara de forma brusca la resistencia aerodinámica.

2.2 Geometría alar inicial

La geometría alar que se utiliza para el estudio, se ha obtenido a partir del perfil supercrítico siguiendo el proceso que se detalla en la Subsección 2.3.

El ala se ha modelado como un ala recta de cuerda constante ya que se trata de una geometría simplificada de fácil modelaje y optimización. Se ha escogido de esta forma ya que el objetivo del presente trabajo es la optimización de un ala con perfil supercrítico y no la diferencia entre distintas geometrías alares aunque dicho estudio puede conllevar un futuro trabajo como se explicita en la Subsección 6.3. Las características principales de la geometría alar inicial se presentan en la Tabla 2.2.

Detalles de la geometría alar inicial	
Semienvergadura [m]	2
Semisuperficie del ala [m^2]	2
AR [-]	2
λ [-]	1

Cuadro 2.2: Características de la geometría alar inicial

En un primer instante, se pensó en una semienvergadura de 8 metros. Sin embargo, como se detalla de una forma más extensa en la Subsección 6.2, se ha optado por una semienvergadura mucho menor. El principal motivo de esta decisión reside en la limitación de la licencia estudiantil del programa *ANSYS*. Debido a que una semienvergadura mayor supone un mayor número de celdas para obtener una solución de calidad adecuada en las Secciones 3 y 4, la limitación de un máximo de 512000 celdas en el caso de *ANSYS Fluent* y de 32000 elementos en *ANSYS Structural*, debido a licencia, supone la necesidad de reducir la semienvergadura alar para que el estudio obtenga resultados con un error prudente al realizar el mallado y se pueda llevar a cabo estudios estructurales y optimizaciones posteriores.

El ala se ha modelado con costillas y largueros como componentes internos únicamente como simplificación para este problema. Este hecho se puede explicar ya que son los componentes internos más importantes estructuralmente de cualquier ala de aeronave.

En las Tablas 2.3 y 2.4 se muestra la cantidad y dimensiones de los largueros y las costillas que constituyen la geometría interna del ala.

Geometría de las costillas

Cantidad [-]	9
Separación [m]	0.25

Cuadro 2.3: Geometría de las costillas

Geometría de los largueros

Cantidad [-]	3
Separación [m]	0.2
Dimensión horizontal [m]	0.03
Dimensión vertical [m]	0.06

Cuadro 2.4: Geometría de los largueros

Además, en la Figura 2.3 se observan las medidas y el modo de creación de los largueros. Simplemente se trata de un "Sketch", en el que se dimensiona un rectángulo que se extrude a lo largo de toda la semienvigadura alar. Una explicación más detallada de la obtención de los largueros se encuentra en la Subsección 2.3.

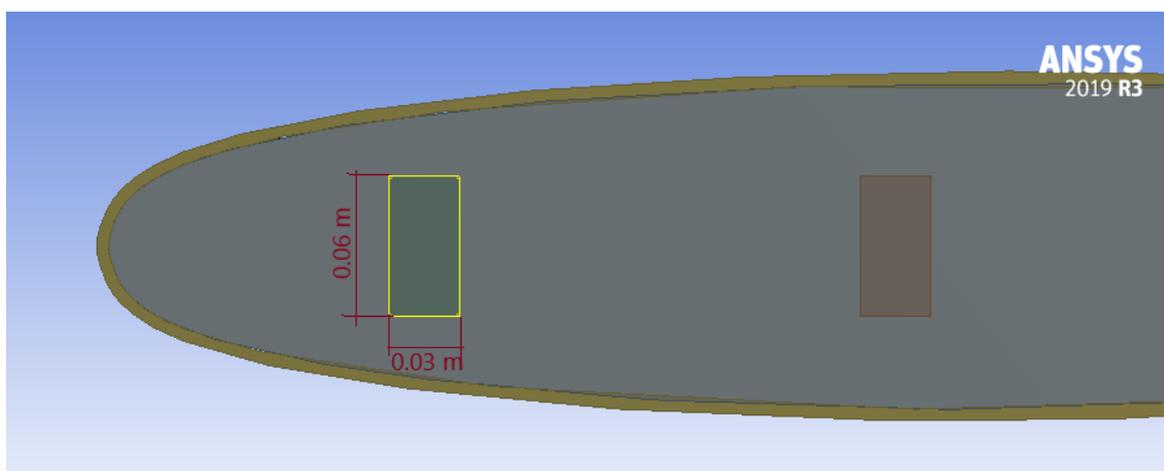


Figura 2.3: Definición de la geometría de los largueros

La geometría con todo detalle, tanto interno como externo, se puede observar en las Figuras 2.4, 2.5, 2.6 y 2.7. En ellas, se puede ver de forma precisa el modo en que evoluciona la geometría inicial desarrollada donde aparece el perfil alar SC(2)-0714 modelado, la geometría interna del ala con las costillas y largueros y la geometría externa del ala donde se observa el revestimiento cubriendo toda la estructura interna que aparece en las Figuras anteriores.

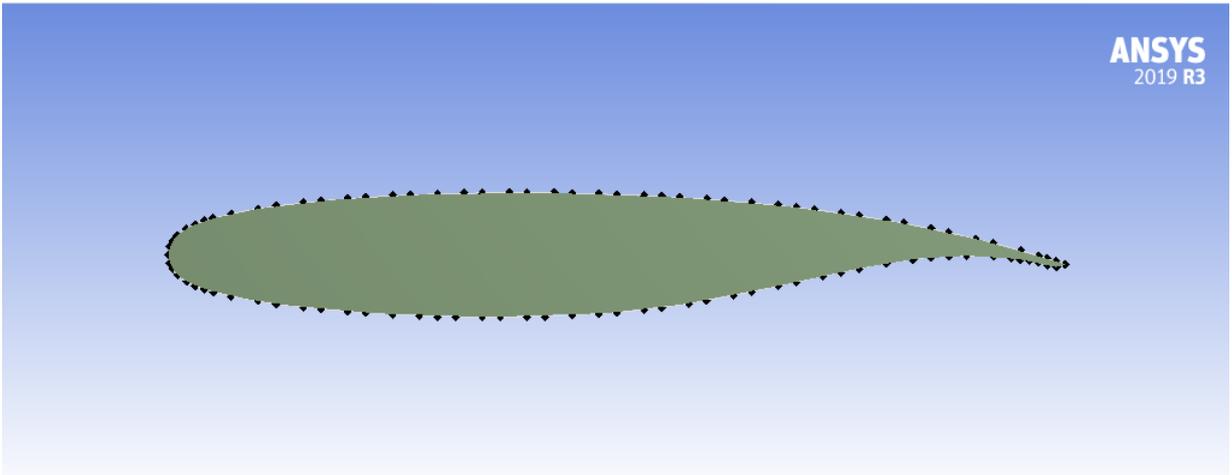


Figura 2.4: Geometría desarrollada del perfil alar SC(2)-0714

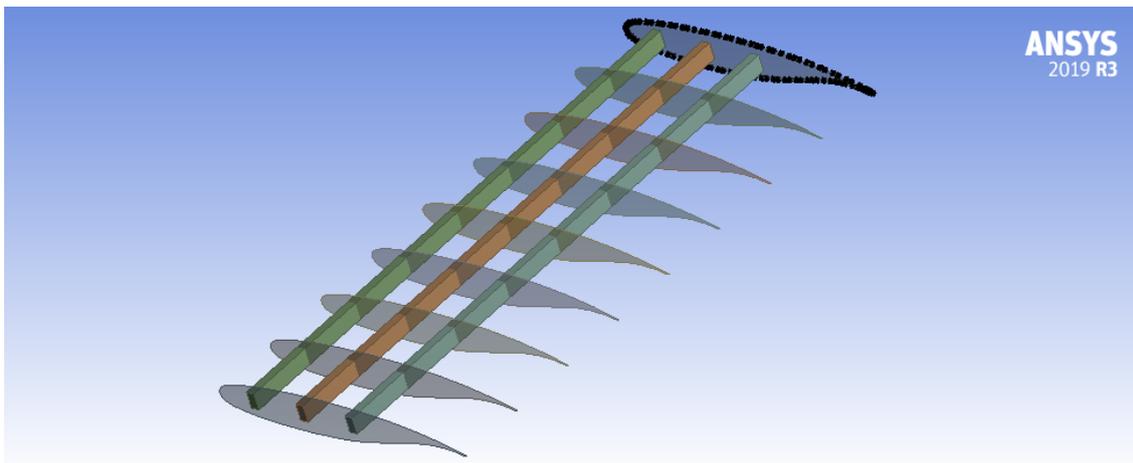


Figura 2.5: Geometría inicial del interior del semiala

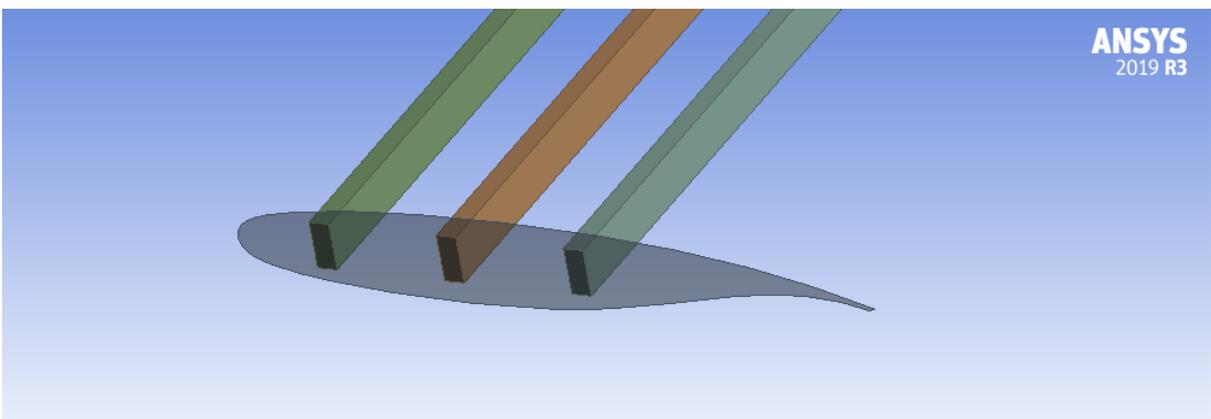


Figura 2.6: Detalle de los largueros y costillas del interior del semiala inicial

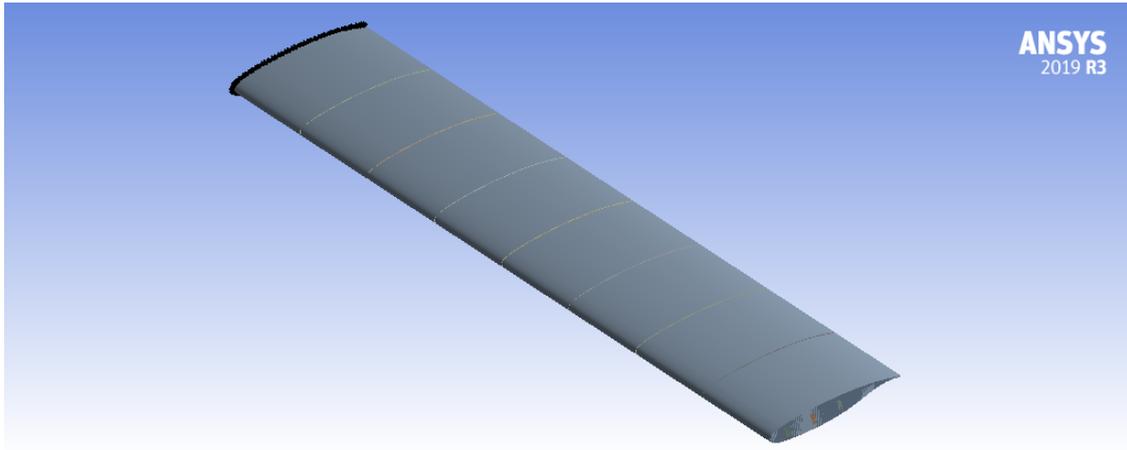


Figura 2.7: Geometría desarrollada de la configuración inicial del semiala

2.3 Metodología para la reproducción del ala en el programa ANSYS

Los pasos a seguir para obtener la geometría final que se ha utilizado para el presente trabajo, mediante la herramienta *ANSYS Design Modeler* son los enumerados a continuación. En la Figura 2.8 se representa el bloque de trabajo *Geometry* que se utiliza en *ANSYS Workbench* con el que se modificará la interfaz de *Design Modeler* para el desarrollo de la geometría.

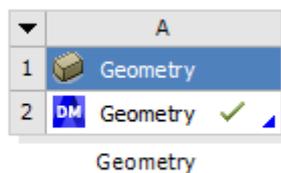


Figura 2.8: Procedimiento de trabajo en ANSYS Workbench para la creación de la geometría

1. Inserción de la nube de puntos correspondientes al perfil alar desde el comando *Point* como puntos de construcción definidos desde un archivo de coordenadas generado, en el que se explicita la coordenada de los ejes "x" e "y" así como la identificación de cada uno de los puntos.
2. Unión de los puntos mediante el comando *3D Curve* para obtener el perfil alar como se observa en la Figura 2.2.
3. Creación de la superficie del perfil alar usando *Surfaces From Edges* y seleccionando la curva formada en el paso anterior a través de los puntos que definen el perfil alar. Se impone un espesor para las costillas de 0.02 metros.

4. Utilizando la herramienta *Linear Pattern* se obtienen 8 copias idénticas del perfil con una separación de 0.25 metros entre ellas en el que será el eje del ala, consiguiendo así las costillas de la arquitectura interna del ala.
5. Se dibuja mediante *Sketch* un rectángulo que se corresponderá con la superficie transversal de un larguero y se extruye con el comando *Extrude* con una longitud de 2 metros para que ocupe toda la longitud interna del ala.
6. Nuevamente, haciendo uso de *Linear Pattern* se copia la geometría del larguero obtenida en el paso anterior en el eje transversal del ala, para obtener de esta forma todos los largueros que forman la geometría interna del ala.
7. Se realiza el revestimiento del ala con uso de *Skin/Loft* donde se selecciona la superficie del perfil alar primero y último para que todo el ala tenga su correspondiente piel. El espesor elegido inicialmente es de 0.005 metros hacia fuera de la estructura.

3. Análisis CFD

En esta Sección se presenta el análisis CFD del semiala desarrollada en la sección 2, necesario para poder determinar las fuerzas aerodinámicas que se deben soportar en condiciones de vuelo.

Para ello, se presentan distintas Subsecciones en las que se define un marco teórico inicial sobre el CFD, la metodología y los pasos seguidos para realizar el estudio diferenciando el pre-proceso, el solver y el post-proceso y finalmente, se comentan los resultados obtenidos.

3.1 Base teórica general

El CFD (Dinámica de Fluidos Computacional) [5] es una ciencia que se utiliza para analizar una simulación numérica de flujos de fluidos. Se utiliza en gran medida en el ámbito aeroespacial ya que el modo en el que se comporta el fluido ante un cuerpo es un concepto crucial en este sector.

Se trata de una herramienta que presenta gran interés, ya que la información que se obtiene es muy detallada, sin necesidad alguna de utilizar ensayos no destructivos o destructivos con geometrías reales por lo que se minimizan las medidas intrusivas. Además, cuenta con la ventaja de la reducción de costes que supone con respecto a un ensayo sobre una geometría real en un túnel de viento, en la que se deberían considerar los costes indirectos asociados a la realización del mismo así como también los costes equivalentes a la privación de uso de dicha parte de la aeronave durante la duración del ensayo.

Debido a las ventajas que presenta dicha herramienta, normalmente en empresas que se encargan del diseño de ciertos componentes aeroespaciales, se realiza un estudio previo a la construcción utilizando programas de CFD para observar si el comportamiento en condiciones de vuelo es el esperado o hay alguna característica que es conveniente modificar. Otro de los usos que se le puede dar a esta herramienta es la capacidad de explicar un fenómeno que se ha observado experimentalmente mediante una simulación del comportamiento del fluido alrededor del cuerpo.

Sin embargo, presenta ciertas limitaciones importantes, entre las que destaca la complejidad que supone su uso y la necesidad de conocimientos referentes a la mecánica de fluidos, a los métodos numéricos, a herramientas de dibujo asistido por ordenador, a informática y un gran nivel de experiencia para resolver los potenciales problemas que se pueden generar. Además, es necesario comentar el gran coste computacional, ya que se realizan cálculos muy potentes simultáneamente por lo que son simulaciones que conllevan un gran tiempo y la necesidad de un equipo informático que tenga capacidad para soportar los cálculos requeridos. Por otra parte, puesto que se está llevando a cabo una simulación, hay una serie de hipótesis que deben ser asumidas y que no aparecen en una experimentación real, por lo que los resultados que se obtengan mediante simulación CFD diferirán en mayor o menor medida de valores reales en función de la influencia de las hipótesis aceptadas.

De forma muy breve y simplificada, se puede expresar que un código CFD funciona de la siguiente manera:

- Se descompone el fluido que envuelve a la geometría en pequeñas celdas (mallado).
- Se plantean las ecuaciones de conservación propias de la mecánica de fluidos para cada una de las celdas en las que se ha dividido la geometría una vez se han aplicado las condiciones de contorno específicas definiendo el problema.
- El sistema de ecuaciones en derivadas parciales se discretiza utilizando la malla y dando lugar a un sistema de ecuaciones algebraicas que se puede resolver usando métodos matemáticos.

En la Subsección 3.2 se expone de forma más detallada y visual cada una de los pasos mencionados para obtener un análisis CFD.

Una simulación CFD puede dividirse en tres partes bien diferenciadas donde se asignan ciertos procesos a cada una de esas partes. Estas divisiones son: pre-proceso, solver y post-proceso.

El **pre-proceso** es la parte en la que se prepara la resolución del problema introduciendo las condiciones necesarias para completar la simulación. Se debe definir además de la geometría presentada en la Sección 2, el dominio computacional sobre el que se realizará el estudio, ya que las condiciones de contorno se deben imponer lo suficientemente lejos de la geometría estudiada. También se realiza el mallado inicial, separando todo el dominio de estudio en pequeñas celdas y se definen los modelos y propiedades del fluido así como las condiciones de contorno para definir completamente el problema.

El **solver** es la parte en la que se realizan los cálculos de las ecuaciones de conservación, obtenidas a partir de las ecuaciones de Navier-Stokes. Dichas ecuaciones de conservación son tres (aunque cabe diferenciar que la ecuación de conservación del momento presenta 3 formas, una para cada uno de los ejes): ecuación de conservación de la masa, ecuación de conservación del momento y ecuación de conservación de la energía. Las ecuaciones de Navier-Stokes se pueden representar de forma genérica, mediante la Ecuación de transporte general que puede observarse en la Ecuación 3.1. Los términos que aparecen varían en función de la ecuación de conservación que se esté utilizando como se presenta en la Tabla 3.1.

$$\overbrace{\frac{\partial(\rho \times \phi)}{\partial t}}^{\text{Variación temporal}} + \overbrace{\text{div}(\rho \times \phi \times \vec{u})}^{\text{Término convectivo}} = \overbrace{\text{div}(\Gamma_\phi \times \text{grad}(\phi))}^{\text{Término difusivo}} + \overbrace{S_\phi}^{\text{Término fuente}} \quad (3.1)$$

Ecuación	ϕ	Γ_ϕ	S_ϕ
Masa	1		
Momento	u_i	μ	$-\frac{\partial P}{\partial x_i}$, fuerzas másicas y viscosidad
Energía	e	k	$-P\nabla \cdot \vec{u}$, energías másicas y viscosidad

Cuadro 3.1: Formación de las ecuaciones de conservación a partir de la ecuación de transporte general

En la Ecuación 3.1 aparecen diversos términos diferenciados:

- El término de variación temporal representa cómo varía ϕ con el tiempo por lo que en problemas estacionarios (en los que el tiempo no afecta a la situación del sistema), este término es nulo.
- El término convectivo representa el flujo de ϕ entre las celdas de división del dominio computacional debido a la propia velocidad del fluido.
- El término difusivo muestra el flujo de ϕ entre celdas debido a la diferencia de concentración.
- El término fuente, representa la generación de ϕ dentro de la propia celda además de otros fenómenos como efectos viscosos o fuerzas másicas, entre otros.

Por último, el **post-proceso** es la parte en la que se obtienen los resultados finales y se preparan para su presentación. Una de las tareas más importantes es realizar un estudio de sensibilidad de malla para asegurar que la calidad de la malla no es un factor determinante en el resultado obtenido. Para ello, es muy importante considerar un equilibrio entre coste computacional y precisión de los resultados. Finalmente, también es de suma importancia validar los resultados obtenidos por medio de la bibliografía o un proceso experimental. Otro de los procesos que se realizan en esta parte es la creación de los contornos y gráficos que representen la solución obtenida para el problema, es decir, la preparación gráfica de los resultados.

En la Figura 3.1 se presenta un resumen de los pasos a seguir para llevar a cabo en una simulación CFD general. Los procedimientos seguidos para la obtención de la simulación CFD para el presente caso se detallan en la Subsección 3.2.

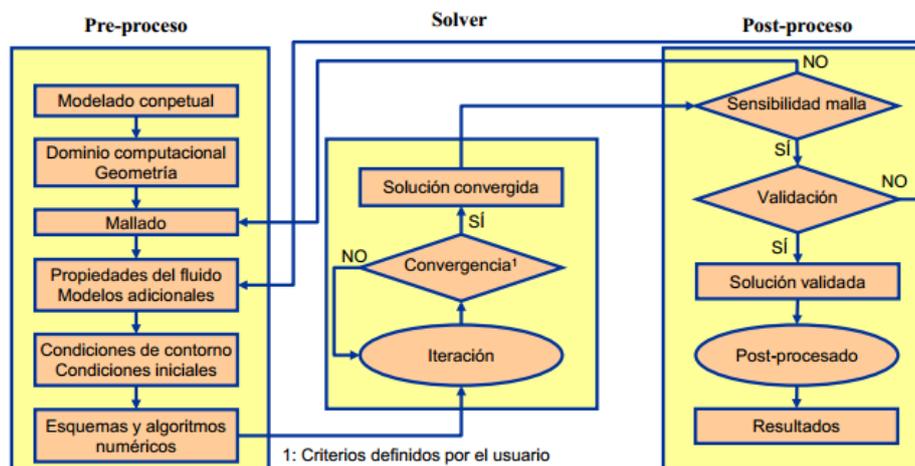


Figura 3.1: Proceso completo para la realización de una simulación CFD

3.2 Metodología

Durante esta Subsección, se expone el procedimiento seguido para el estudio de las cargas aerodinámicas sobre el ala analizada. Para ello, se han dividido los procesos en las tres partes correspondientes en las que se puede dividir un estudio CFD. La herramienta utilizada ha sido *ANSYS Fluent* para unificar todo el trabajo del presente documento en un único programa informático.

Primeramente, se debe crear el bloque de trabajo en la interfaz de *Ansys Workbench* y se debe transferir la geometría creada en la Sección anterior (véase Figura 2.8) al bloque de *ANSYS Fluent* con el que se trabajará en esta Sección. El detalle de la relación entre bloques dentro del programa se representa en la Figura 3.2.

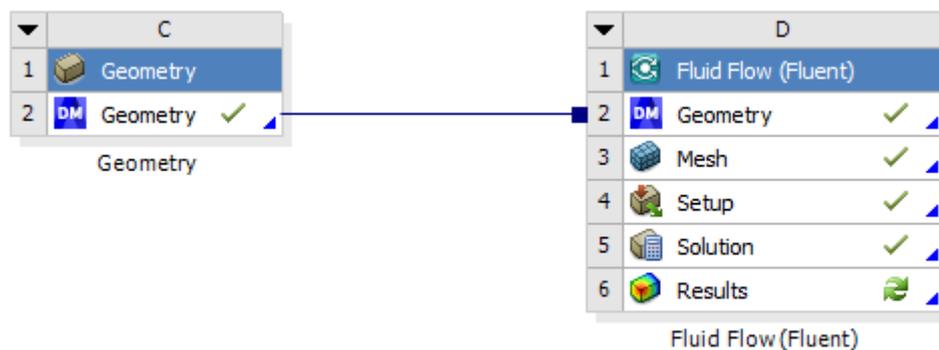


Figura 3.2: Procedimiento de trabajo en ANSYS Workbench para el estudio CFD

3.2.1. Pre-proceso

Primeramente, se define la geometría utilizada. En este caso, consiste en el ala que se ha presentado en la Sección 2, con su forma 3D como se observa en la Figura 2.7. Es importante tener en cuenta que para el análisis CFD no se utiliza la geometría como tal ya que se modelará el comportamiento fluido alrededor del ala, por lo que los cálculos tienen lugar en el entorno de la geometría alar y no en el propio ala.

Sin embargo, es necesario realizar modificaciones en la geometría para identificar el dominio de cálculo. Debe definirse de modo que las condiciones de contorno estén lo suficientemente alejadas de la zona de interés para el estudio (en este caso el ala). Además, tiene que ser convenientemente grande para que el flujo llegue totalmente desarrollado a la geometría, asegurando así que el entorno de estudio no afecta al resultado para las condiciones de vuelo estipuladas. Para el estudio del problema, se ha definido un dominio con las características que se presentan en la Tabla 3.2:

Definición del dominio de cálculo

Longitud por encima de la geometría [m]	5
Longitud por debajo de la geometría [m]	5
Longitud aguas arriba de la geometría [m]	5
Longitud aguas abajo de la geometría [m]	10
Profundidad del volumen del dominio [m]	2

Cuadro 3.2: Definición del dominio computacional para el estudio CFD

Las características del dominio utilizado se puede observar de forma más clara en la Figura 3.3:

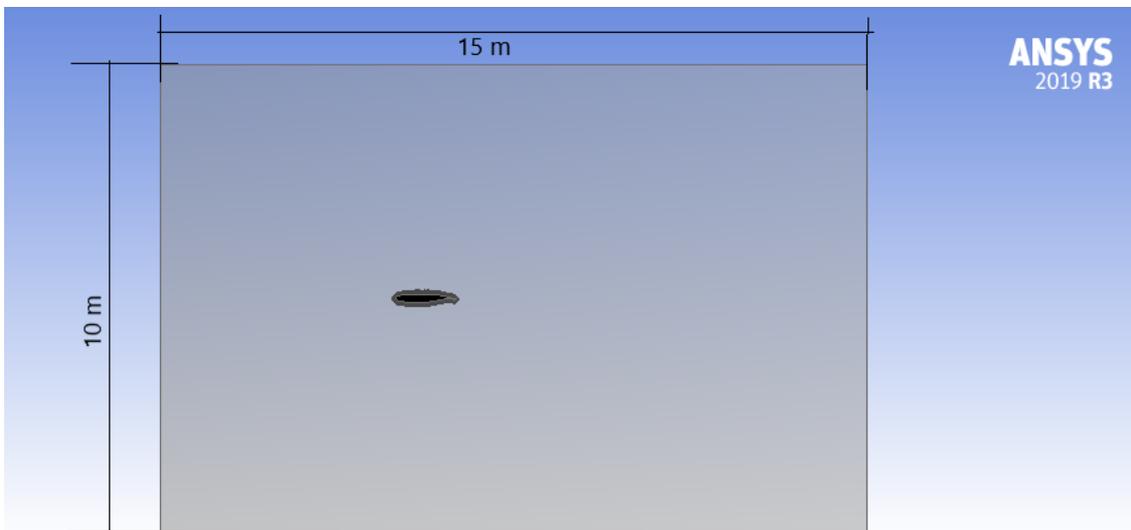


Figura 3.3: Vista frontal del dominio de cálculo para el estudio CFD

Otra de las tareas a llevar a cabo en el pre-proceso es el mallado y discretización del dominio computacional utilizado. Así, para obtener resultados adecuados, se añade otra modificación en la geometría: un volumen rectangular aguas abajo de la geometría para refinar la malla en dicha zona ya que el resultado es crucial y es conveniente el uso de celdas más pequeñas en esta región para que la solución resultante tenga una calidad apropiada. Dicho volumen tiene unas dimensiones definidas en la Tabla 3.3 y se puede observar en la Figura 3.4.

Definición del volumen en el que se refina el mallado

Altura por encima de la geometría [m]	0.2
Altura por debajo de la geometría [m]	0.2
Profundidad del volumen a refinar [m]	2

Cuadro 3.3: Definición del volumen donde se refina el mallado

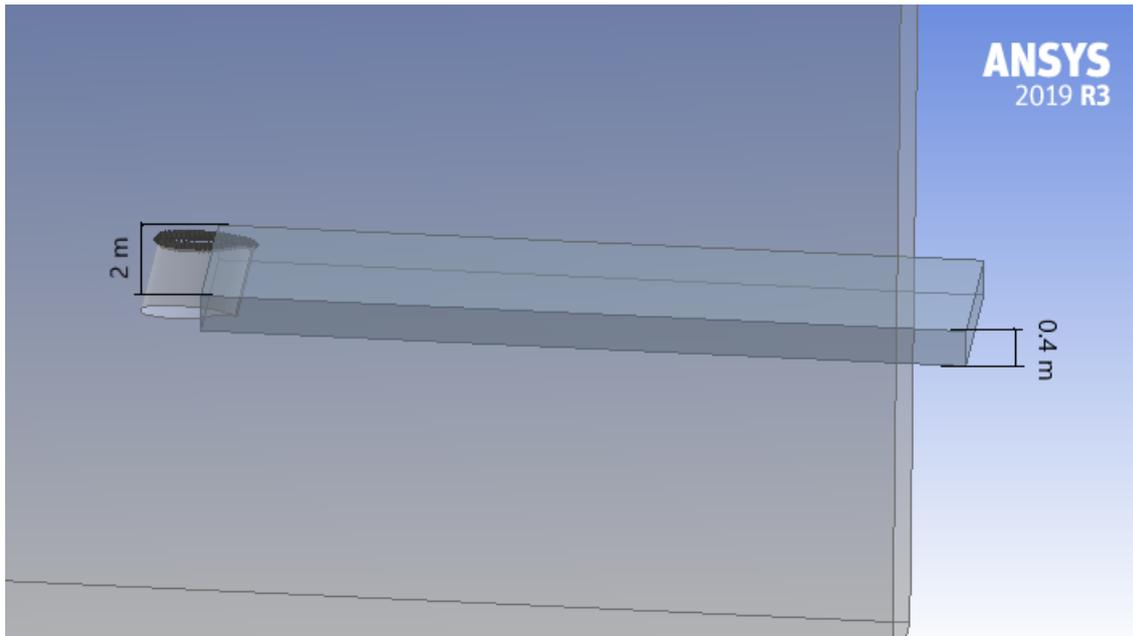


Figura 3.4: Definición del volumen donde se refina el mallado

Además, como se mencionó anteriormente, se está ejecutando un estudio del comportamiento del fluido alrededor del ala. Por tanto, se debe discretizar la geometría del dominio computacional, pero el ala como tal debe suprimirse para analizar el fluido alrededor del hueco con la forma correspondiente al ala 3D de la Sección 2. Para lograr este objetivo, se hace uso de la herramienta *Boolean*, en la que se sustrae el volumen del dominio al volumen perteneciente a la geometría alar.

En la zona de interés cercana al volumen alar la solución también es crucial, por lo que la discretización también debe ser mucho más refinada con un mayor número de celdas.

Así, teniendo en cuenta las tres partes diferenciadas del volumen de control (dominio computacional general, volumen rectangular a refinar y alrededor cercano del volumen alar a refinar), se realiza un mallado inicial. Sin embargo, las características de la malla se definen en la Subsección 3.2.3, ya que el mallado no debe ser determinante para el resultado final, por lo que una vez que se ha realizado todo el estudio, se debe probar que la malla creada no supone modificaciones en los resultados comparando con otros mallados con variación del número de celdas.

La siguiente tarea es determinar las propiedades del fluido. Obviamente, en este caso se trata de aire y se define una altitud de vuelo de 3000 metros, dato importante ya que las propiedades son dependientes de dicho valor. Así, para esta altitud de vuelo se obtienen las propiedades del fluido presentes en la Tabla 3.4, según la norma ISA [2]:

Propiedades del fluido	
ρ [kg/m^3]	0.909
νc [m^2/s]	$1.863 \cdot 10^{-5}$
T [K]	268.65
P [Pa]	70108.50
a [m/s]	328.578

Cuadro 3.4: Propiedades del aire a una altitud de 3000 metros

Además, el fluido se considera incompresible ya que las condiciones de vuelo son tales que $M < 0.3$ (véase la Ecuación 2.1a) como se define en la Tabla 3.5.

En cuanto al modelo de turbulencia, se utiliza un modelo RANS (*Direct Numerical Simulation*) en el que se modelan todas las escalas de turbulencia presentes en el problema. En este caso, se utiliza un modelo en el que la turbulencia se define mediante dos ecuaciones: el modelo **k- ω SST** [6]. Este modelo se presenta como una combinación de los modelos **k- ω** y **k- ϵ** , por lo que presenta las ventajas de ambos métodos y ofrece un gran comportamiento ante gradientes de presión adversa y separación de flujo. Para entender de forma correcta el modelo de turbulencia usado, es importante definir los modelos **k- ω** y **k- ϵ** .

- El modelo **k- ω** incluye 2 ecuaciones de transporte para modelar las propiedades turbulentas del fluido: **k** que hace referencia a la energía cinética turbulenta y ω que referencia la disipación específica y determina la escala de turbulencia.
- El modelo **k- ϵ** incluye 2 ecuaciones de transporte para modelar las propiedades turbulentas del fluido: **k** que hace referencia a la energía cinética turbulenta y ϵ que referencia la disipación turbulenta y determina la escala de turbulencia.

De esta forma, el modelo **k- ω SST** utiliza el modelo **k- ϵ** para las secciones en las que el fluido no está perturbado y el modelo **k- ω** para secciones de flujo perturbado por la geometría alar.

Por último en el pre-proceso se definen las condiciones de contorno para cada una de las fronteras del dominio por lo que de esta forma el problema presentará una solución única. Para este análisis CFD se han considerado las siguientes:

- *Velocity inlet* para la zona inicial del dominio, situado aguas arriba de la geometría. Se define la magnitud y dirección de la velocidad así como las variables turbulentas y se extrapola del interior la presión. Para este análisis, se impone que la velocidad de entrada sea de 80 m/s y las componentes de dicha velocidad se eligen en función del ángulo de ataque con el que se está estudiando el problema, utilizando la función coseno del ángulo de ataque en la dirección "x" y la función seno del ángulo de ataque en la dirección "y".
- *Pressure outlet* para la zona final del dominio, situado aguas abajo de la geometría. Se impone únicamente la presión y se extrapola del interior el resto de variables. En este caso se impone que la presión a la salida sea la presión correspondiente a la altitud de vuelo según la norma ISA como se observa en la Tabla 3.4.
- *Wall* para el borde del volumen alar, considerando velocidad normal al ala como nula.
- *Symmetry* todas las zonas restantes del dominio se definen como condición de simetría. Es decir, la superficie superior e inferior, así como también la superficie frontal y posterior quedan definidas con esta condición de contorno. En estas superficies, la velocidad normal es nula y permite un menor coste computacional ya que el dominio a modelar queda reducido a la mitad.

De esta forma, quedan definidas en el programa las condiciones de vuelo en crucero seleccionadas para la geometría alar a estudiar. Se han utilizado valores propios de vuelo de una aeronave convencional como queda definido en la Tabla 3.5:

Condiciones de vuelo	
Altitud [m]	3000
Velocidad de vuelo [m/s]	80
Mach de vuelo [-]	0.243
Reynolds de vuelo [-]	4294149.22

Cuadro 3.5: Condiciones de vuelo seleccionadas para el estudio

3.2.2. Solver

En primer lugar, se define el método con el que se llevará a cabo la resolución del sistema de ecuaciones. En este caso, se utiliza el método "Coupled" donde todas las ecuaciones de estado se resuelven de forma simultánea. Se hace uso de este método por la reducción de coste computacional que supone ya que obtiene una solución robusta y eficiente para flujos estacionarios como es el caso. Además, generalmente supone una reducción del coste computacional por la necesidad de menor memoria RAM que en el caso del método de Solver conocido como "Segregated".

En esta parte también se deben definir los criterios de convergencia ya que el proceso iterativo que supone un estudio CFD se interrumpe al alcanzar la convergencia, cuando los sistemas de ecuaciones algebraicas son resueltos con una cierta tolerancia definida por el usuario.

La resolución se define en paralelo con 2 procesadores de tal forma que la malla se subdivide en 2 particiones de forma automática. De esta forma cada procesador resuelve su partición de malla y al final hay una comunicación entre los procesadores para unificar valores en celdas contiguas que han sido resueltas por distinto procesador. De esta forma, la eficiencia de cálculo aumenta considerablemente según la Ecuación 3.2:

$$\eta = \frac{t_1/n}{t_n} \quad (3.2)$$

Así, el criterio que se ha escogido para definir que la solución ha alcanzado la convergencia es:

1. Principalmente, se debe cumplir que los valores de los *reports* de los coeficientes de sustentación, resistencia y presión creados no difieran entre sí más del 0.1% entre una iteración y la siguiente.
2. Además del criterio anterior, los errores residuales deben ser bajos, alcanzando valores menores a 10^{-2} en el caso del error residual de continuidad y 10^{-4} para el resto de errores residuales.

3.2.3. Post-proceso

En primer lugar, para validar que el estudio CFD ha sido realizado de forma correcta, se elabora un análisis de sensibilidad de malla. Con respecto al mallado, es importante

comprender que se debe alcanzar un cierto equilibrio entre el error que genera la discretización y el coste computacional que genera una malla con un mayor número de elementos.

En un inicio, en el pre-proceso, como se anunció en la Subsección 3.2.1, se define una primera estimación de malla obtenida a partir de la experiencia en proyectos anteriores.

Las condiciones del mallado inicial son las que aparecen en la Tabla 3.6.

Volumen rectangular aguas abajo

Tamaño base [m]	0.1
Tasa de crecimiento [-]	1.2

(a) Mallado del volumen definido aguas abajo

Volumen alrededor del ala

Número de divisiones [-]	300
Tasa de crecimiento [-]	1.2
Capas del "prism layer" [-]	10
Espesor del "prism layer" [m]	0.012

(b) Mallado del volumen alrededor del ala

Dominio computacional

Tamaño base [m]	0.25
Tasa de crecimiento [-]	1.2

(c) Mallado del dominio computacional

Cuadro 3.6: Características del mallado inicial

El procedimiento seguido en *ANSYS Fluent*, dentro del apartado "Mesh" para obtener una malla de dichas características se define a continuación:

1. En la sección "Mesh" se define un tamaño de elemento base y tamaño de elemento máximo de 0.25 metros.
2. Se inserta un "Edge Sizing" en el borde externo del hueco de la geometría alar donde se define que el número de divisiones en esta zona sea 300.
3. Se inserta nuevamente un "Edge Sizing", pero en esta ocasión para el borde interno del hueco de la geometría alar, definiendo en esta zona 210 divisiones.
4. Se inserta la opción "Inflation" para la creación de la capa límite alrededor del hueco de la zona de interés. Esta capa límite puede observarse claramente en la Figura 2.6, definiendo 10 capas con un grosor máximo de 0.012 metros.
5. Se inserta un "Face Sizing" sobre el hueco de la geometría alar definiendo un tamaño de elemento base de 0.04 metros.
6. Finalmente, se inserta un "Body Sizing" seleccionando todo el dominio computacional y como cuerpo de influencia el volumen rectangular situado aguas abajo de la geometría alar, donde se impone un tamaño de elemento base de 0.1 metros.

Sin embargo, esta malla inicial puede suponer un error de discretización demasiado elevado por lo que una vez se ha llevado a cabo el estudio, se debe variar el número de elementos y comprobar si la solución se altera de una forma muy significativa. La malla inicial puede observarse en las Figuras 3.5 y 3.6 donde se puede comprobar que la

zona alrededor del ala y el volumen rectangular definido aguas abajo de la geometría alar tienen un tamaño de celda mucho menor y por tanto hay una mayor cantidad de celdas. El mallado es poliédrico y no estructurado ya que no se puede definir una conectividad regular entre elementos contiguos.

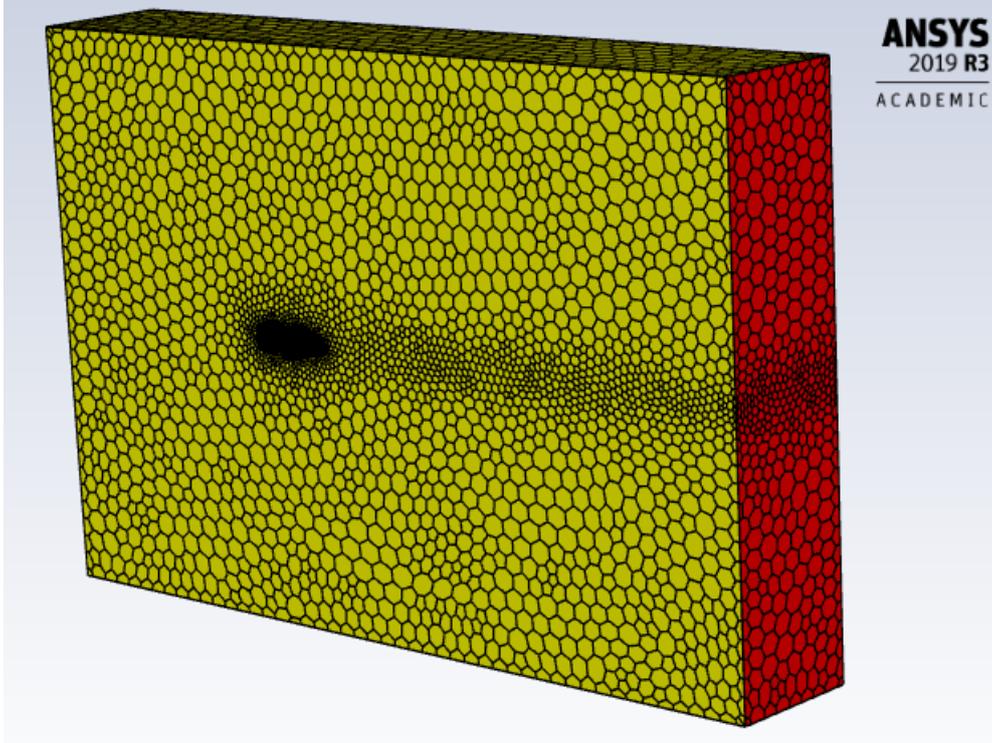


Figura 3.5: Mallado inicial

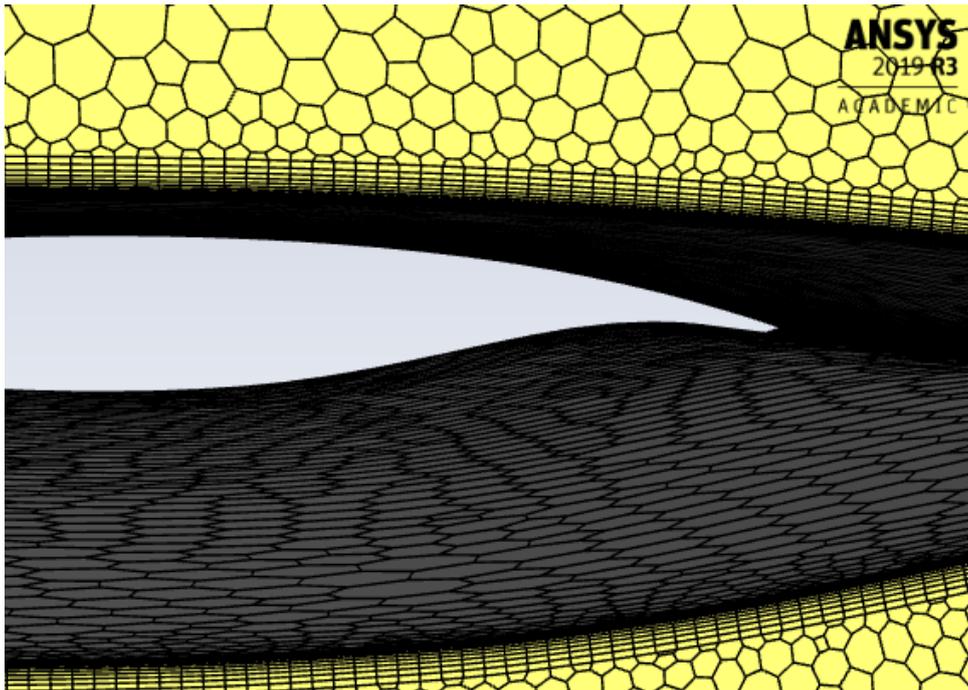


Figura 3.6: Detalle del volumen alar en el mallado inicial

Para analizar la sensibilidad de malla, se ha definido un primer caso en la que el aire llega a la zona de interés con un ángulo de ataque de 6° . Se toma el parámetro del coeficiente de sustentación para definir si la variación que se produce en los valores es suficientemente grande o no. Así, se varía el número de elementos hasta que no haya una diferencia relevante en el parámetro de coeficiente de sustentación una vez que la solución ha convergido. En cada paso sucesivo del análisis de sensibilidad de malla, para realizar un estudio efectivo, se modifica 1.5 veces aproximadamente el número de elementos en cada dirección, es decir, en este caso en el que se lleva a cabo un estudio 3D, se varía alrededor de 3.375 veces la cantidad de celdas.

Realizando el mallado inicial de la Figura 3.5, se obtiene una división del dominio computacional de 505222 celdas. A la hora de realizar un análisis de sensibilidad de malla, es muy importante considerar una de las limitaciones que aparecieron en la realización del presente trabajo. Debido a la licencia estudiantil del programa *ANSYS*, se inhabilita la opción de realizar estudios CFD con geometrías cuyo mallado tenga más de 512000 celdas. Dicha limitación se aclara de una forma más minuciosa en la Subsección 6.2 ya que se torna muy significativo en la obtención de resultados.

Es por ello que para realizar el análisis de sensibilidad de malla, se compara con un mallado menos ajustado, con un menor número de celdas. En este caso se ha conseguido un mallado de 144726 celdas para comparar en primer lugar. Además, se ha realizado un mallado intermedio de 308736 celdas ya que había una gran diferenciación en el valor del coeficiente de sustentación como se puede observar en la Tabla 3.7:

Análisis de sensibilidad de malla		
Nº de celdas [-]	C_L [-]	C_D [-]
505222	0.869	0.0234
308736	0.365	0.0226
144726	0.298	0.0387

Cuadro 3.7: Análisis de sensibilidad de malla para $\alpha = 6^\circ$

Como se puede observar en la Tabla 3.7, no se puede asegurar que se haya alcanzado la independencia de malla ya que los valores varían significativamente entre sí. Sin embargo, debido a la limitación de licencia del programa *ANSYS*, se toma como válido el resultado alcanzado con el mallado de 505222 celdas y será la solución utilizada para continuar con el trabajo ya que incapacita analizar la sensibilidad de la malla con un mayor número de elementos de discretización.

Para validar si se han cumplido los criterios de convergencia impuestos, se presenta en la Figura 3.7 la evolución de los valores de coeficiente de sustentación y coeficiente de resistencia con el paso de las iteraciones. Para asegurar que la convergencia se ha alcanzado, dichos valores deben estabilizarse con una diferenciación menor a 0.1% entre iteraciones.

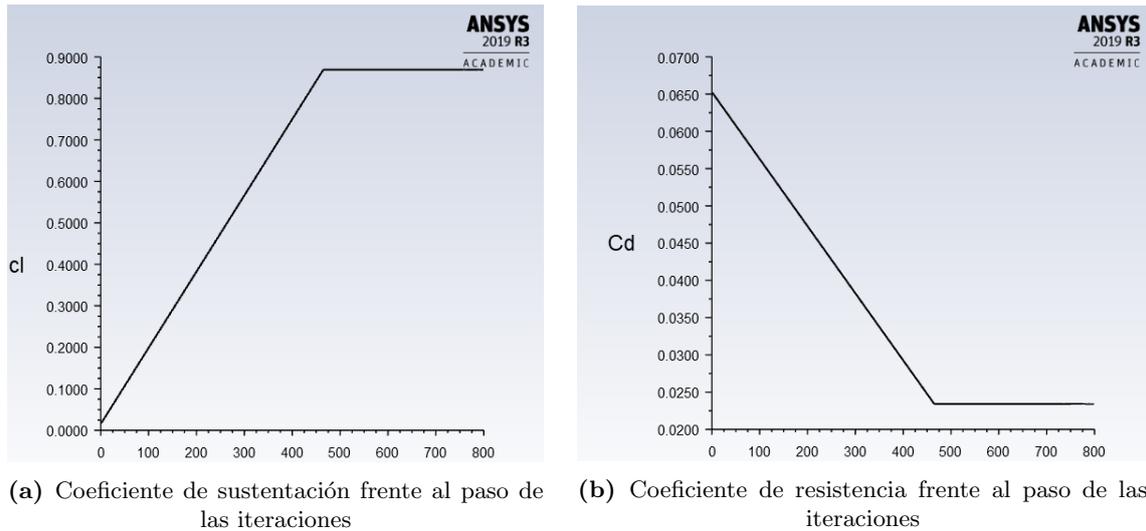


Figura 3.7: Convergencia de los coeficientes aerodinámicos

Se puede observar que los parámetros se han estabilizado por lo que el criterio principal de convergencia se cumple y se puede afirmar que el estudio ha convergido con la solución presente en la Tabla 3.7.

Además, se muestra en la Figura 3.8 la variación de los errores residuales con el paso de las iteraciones. El objetivo es que dichos errores se minimicen tanto como sea posible. Como se puede observar, el criterio establecido anteriormente no se cumple de manera efectiva, sin embargo, examinando la Figura, los residuales se han estabilizado en valores suficientemente bajos, y puesto que se cumple el criterio principal de convergencia, se puede declarar el caso como convergido.

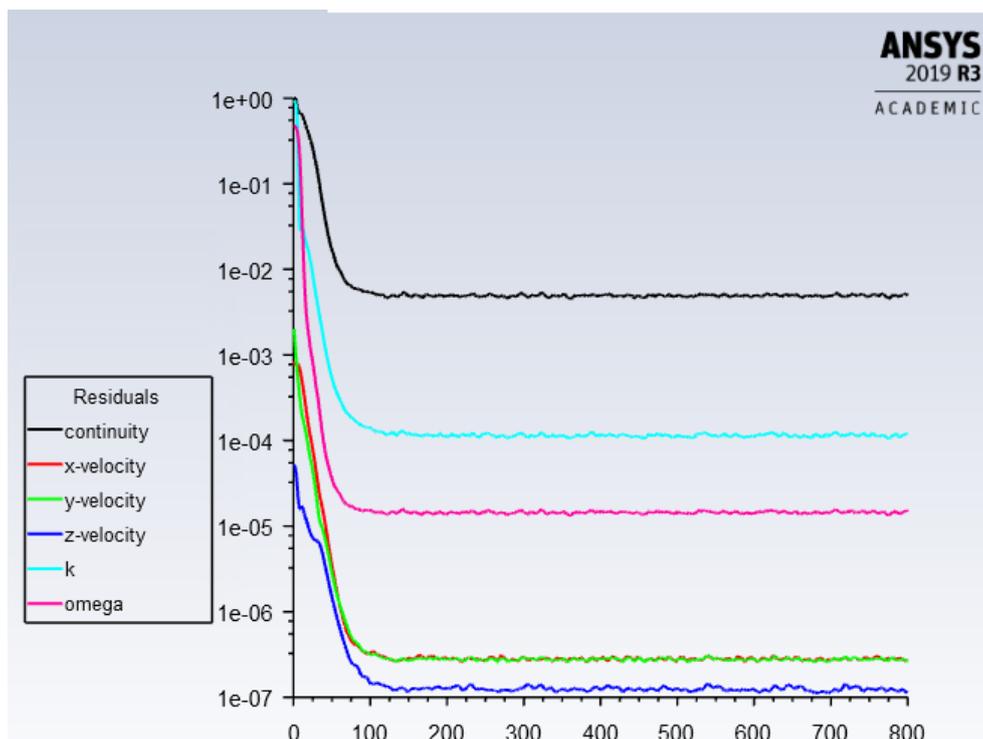


Figura 3.8: Residuales del caso de estudio con el paso de las iteraciones

3.3 Resultados y validación del estudio

En esta Subsección se presentan los resultados obtenidos con el estudio CFD con el mallado de 505222 celdas ya que es el más refinado que se puede usar debido a las limitaciones presentes. Además, se valida si el resultado del estudio es correcto por medio de comparación con varios medios de la bibliografía.

En la Figura 3.9 se observa el contorno que representa la distribución de presiones sobre la vista frontal de la geometría alar 3D. Es un concepto importante ya que para el análisis estructural se harán uso de las presiones que afectan al ala debido al vuelo.

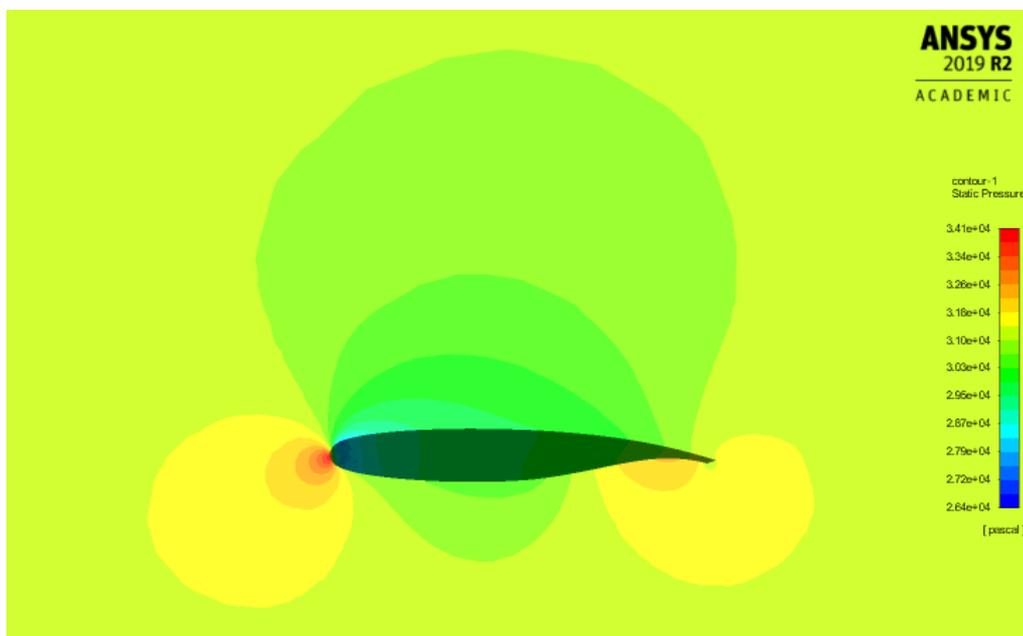


Figura 3.9: Distribución de presión alrededor del ala para $\alpha = 6^\circ$

Esta forma de la distribución de presiones sobre el ala es validada por un estudio por "International Journal of Advanced Technology in Engineering and Science" [7]. Este hecho reafirma que el estudio CFD llevado a cabo es correcto porque el contorno de la distribución de presiones es la que se esperaba para esta forma alar, situándose los picos máximos y mínimos de presión en las zonas esperadas de la geometría alar.

Este fenómeno puede verse de una forma más clara haciendo uso de la Figura 3.10 en la que se observa cómo evoluciona el coeficiente de presiones alrededor del extradós y el intradós con los datos obtenidos desde el CFD.

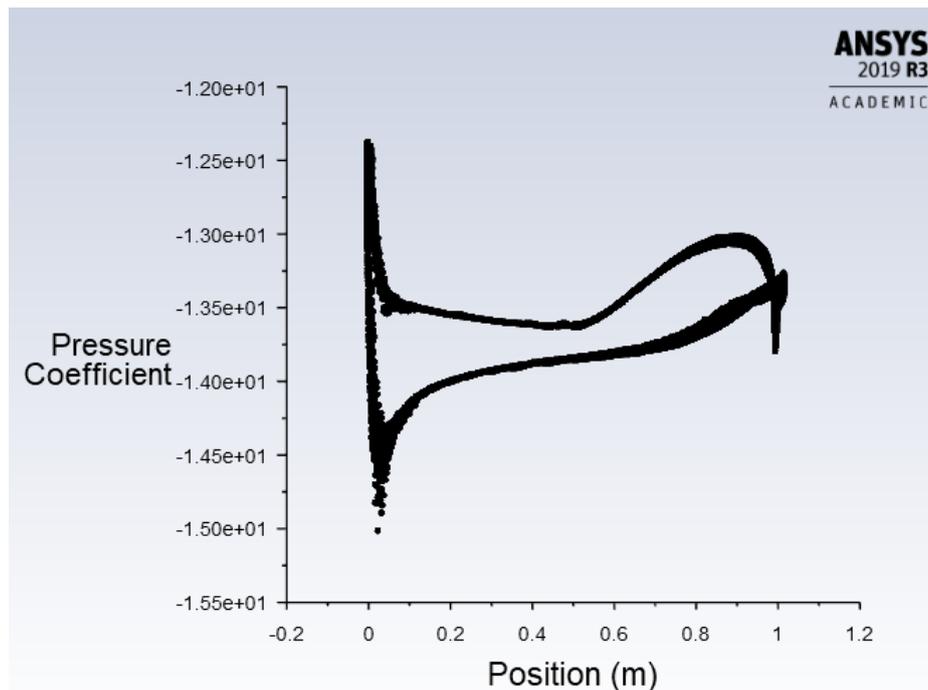


Figura 3.10: Distribución del coeficiente de presión en el ala para $\alpha = 6^\circ$

Comparando con la distribución del coeficiente de presión teórica, obtenida de un informe técnico elaborado por la NASA [8] en la que se estudió el tipo de perfil supercrítico SC(2)-0714, se observa que la forma es la misma. Los valores difieren en gran medida ya que el problema se ha modelado para que la presión de salida sea la correspondiente a la altitud de 3000 metros en la Tabla 3.4 a diferencia de muchos otros modelos en los que se supone que la presión de salida es la presión atmosférica.

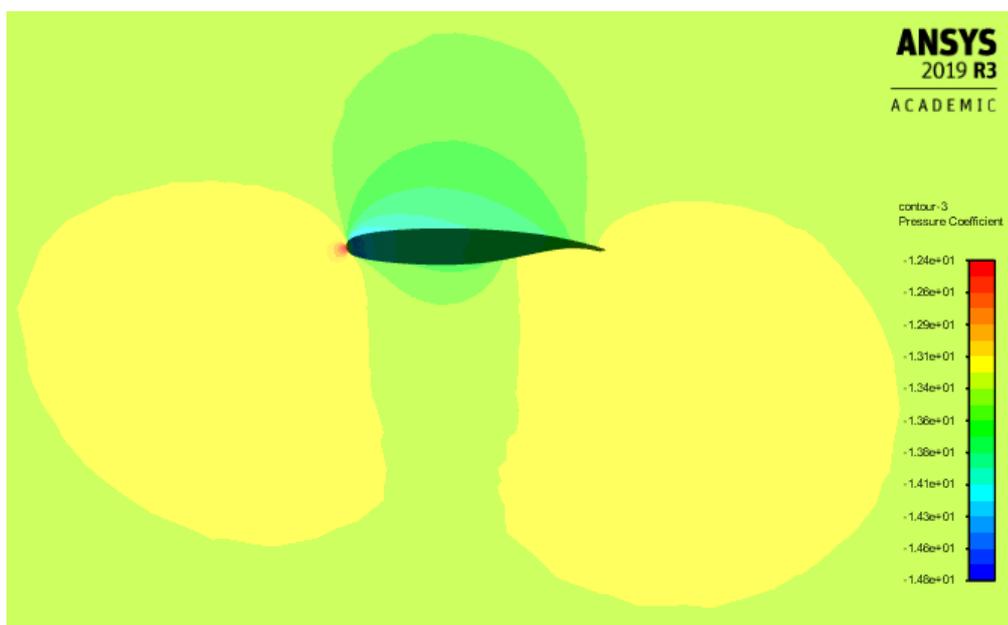


Figura 3.11: Distribución del coeficiente de presión para $\alpha = 3^\circ$

A su vez, también se ha obtenido la solución para el caso en el que el ángulo de ataque fuera de 3 grados, obteniendo la distribución del coeficiente de presiones que se puede observar en la Figura 3.11. Como se puede ver, la distribución tiene la forma esperada, similar al caso de 6 grados y los valores vuelven a ser anómalos por la misma razón que en el caso anterior.

Por tanto, se puede concluir que el análisis CFD desarrollado es correcto, sin embargo debido a la limitación que se explica de forma extensa en la Subsección 6.2, los valores numéricos obtenidos no tienen la calidad esperada, sin embargo, se utilizarán para el análisis estructural del ala que se llevará a cabo a continuación en la Sección 4.

4. Estudio estructural

En esta Sección se presenta el estudio de esfuerzos y tensiones de la estructura interna de la geometría alar. Para esta tarea, se muestra primeramente un marco teórico general sobre la herramienta que se utiliza para obtener resultados del estudio. Más adelante, se exponen todos los procedimientos seguidos para la obtención de los resultados iniciales de esfuerzos sobre la estructura interna y finalmente se presentan dichos resultados.

Este proceso es necesario para cumplir el objetivo del presente documento, la realización de una optimización de la estructura alar. Un estudio inicial de las cargas estructurales a las que está sometida la geometría alar es necesario para obtener un punto de partida y optimizar en base a ello.

4.1 Base teórica general

El análisis de las cargas a las que está sometida el ala es llevado a cabo por una herramienta conocida como MEF (Método de Elementos Finitos) [9]. Se trata de un instrumento con suma importancia en el ámbito ingenieril para la resolución de problemas de contorno (aquellos problemas definidos por una o varias ecuaciones diferenciales dentro de un dominio y las condiciones de frontera presentes en el extremo del dominio). El MEF consiste en la resolución de problemas mediante un método numérico aproximado con el error acotado y permitiendo, de esta manera, obtener la solución de infinidad de problemas con gran precisión.

El funcionamiento de este tipo de herramientas se puede resumir de forma muy básica de la siguiente manera:

1. Un sólido sometido a ciertas cargas y condicionado por ciertas condiciones de frontera se divide en pequeñas partes (elementos) que están conectadas entre sí por medio de nodos. En la Figura 4.1 se puede observar la división en nodos y elementos.

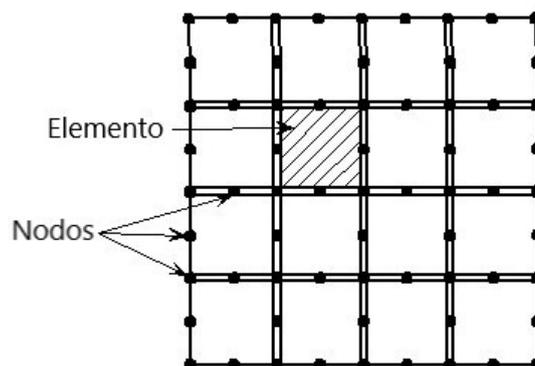


Figura 4.1: División de un sólido en elementos unidos por nodos

2. Se realiza la suposición de que los desplazamientos en un elemento se expresan en función del desplazamiento de los nodos que lo limitan como se muestra en la Ecuación 4.1.

$$u = \sum N_i \cdot u_i^e \quad (4.1)$$

3. Se define la matriz de rigidez de cada uno de los elementos en los que ha quedado dividido el sistema mediante la Ecuación 4.2a.

$$[k_e] = \int_{V_e} B^T \cdot D \cdot B \cdot dV \quad (4.2a)$$

$$B = \overbrace{\begin{bmatrix} \frac{\partial}{\partial x} & 0 & 0 \\ 0 & \frac{\partial}{\partial y} & 0 \\ 0 & 0 & \frac{\partial}{\partial z} \\ \frac{\partial}{\partial y} & \frac{\partial}{\partial x} & 0 \\ 0 & \frac{\partial}{\partial z} & \frac{\partial}{\partial y} \\ \frac{\partial}{\partial z} & 0 & \frac{\partial}{\partial x} \end{bmatrix}}^L \cdot N \quad (4.2b)$$

$$D = \begin{bmatrix} \frac{E(1-\nu)}{(1+\nu)(1-2\nu)} & \frac{E\nu}{(1+\nu)(1-2\nu)} & \frac{E\nu}{(1+\nu)(1-2\nu)} & 0 & 0 & 0 \\ \frac{E\nu}{(1+\nu)(1-2\nu)} & \frac{E(1-\nu)}{(1+\nu)(1-2\nu)} & \frac{E\nu}{(1+\nu)(1-2\nu)} & 0 & 0 & 0 \\ \frac{E\nu}{(1+\nu)(1-2\nu)} & \frac{E\nu}{(1+\nu)(1-2\nu)} & \frac{E(1-\nu)}{(1+\nu)(1-2\nu)} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & \frac{E}{2(1+\nu)} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & \frac{E}{2(1+\nu)} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & \frac{E}{2(1+\nu)} \end{bmatrix} \quad (4.2c)$$

4. Las matrices de rigidez obtenidas en el paso anterior se ensamblan buscando definir el comportamiento global del sistema en base al comportamiento de cada uno de los elementos como se observa en la Ecuación 4.3a. Ocurre lo mismo con las fuerzas aplicadas en cada elemento como se define en la Ecuación 4.3b.

$$[K] = \oplus [k]^e \quad (4.3a)$$

$$[F] = \oplus [f]^e \quad (4.3b)$$

5. Los procedimientos seguidos permiten obtener los desplazamientos en los nodos del sistema al resolver el sistema de ecuaciones algebraicas de acuerdo a la Ecuación 4.4 tras aplicar las condiciones de contorno de desplazamientos impuestos.

$$K \cdot U = F \quad (4.4)$$

6. A través de la función que definía el desplazamiento de los elementos en función de los nodos, se puede hallar, de manera aproximada, el desplazamiento de cada elemento y con ello las tensiones y deformada del sistema, siguiendo las Ecuaciones 4.5a y 4.5b.

$$\{\epsilon^e\} = [B] \cdot \{u^e\} \quad (4.5a)$$

$$\{\sigma^e\} = [D] \cdot \{\epsilon^e\} \quad (4.5b)$$

Por las características del MEF, son muchos y muy diversos los usos que se le pueden dar a esta herramienta. Como se ha mencionado, se puede utilizar para obtener desplazamientos, tensiones y deformaciones ante ciertas cargas en cualquier análisis estructural, tanto en el ámbito aeroespacial como en muchos otros, pero también puede modelar otros problemas como el comportamiento de una estructura ante las vibraciones producidas por un movimiento sísmico o un análisis térmico de una pieza para estudiar que partes se ven más afectada por altas temperaturas. Así, este método es útil para evaluar el rendimiento ante situaciones de fatiga o tensión máxima que una estructura puede resistir y el factor de seguridad necesario en el proceso del diseño para no comprometer la seguridad en el componente que se fabrica.

Es por ello, que al igual que con el CFD, su uso está justificado previo al comienzo de manufactura de una pieza con el fin de valorar si el diseño se ajusta al rendimiento mínimo esperado. Otro de los usos es el que se expone en el presente documento: la optimización de una estructura para que satisfaga los requisitos mínimos esperados mejorando alguna de sus características como una reducción de peso.

4.2 Metodología

En esta Subsección se comentan los pasos seguidos en la herramienta *ANSYS Static Structural* para obtener el análisis estructural del ala con el perfil SC(2)-0714. El primer paso es trabajar con los bloques correspondientes en el entorno de *ANSYS Workbench* como se puede observar en la Figura 4.2. La geometría utilizada será la misma que la presentada en la Sección 2, y se debe unir para que se cargue en este nuevo bloque llamado *Static Structural*. En la Figura, se observa que el bloque de geometría que se comparte no es el mismo que el utilizado para el CFD. Este hecho se debe a que en la geometría del CFD se ha trabajado con el dominio de cálculo y en el apartado estructural esta parte de la geometría no es relevante. Sin embargo, se puede realizar de esta manera ya que la geometría alar con la que se trabaja es la misma. Además, las cargas a las que está sometida el ala se corresponden con las cargas de presión que afectan a la estructura en condiciones de vuelo normal. Estas cargas han sido calculadas mediante la herramienta *ANSYS Fluent* como se explicita en la Sección 3. Para ello, se une la solución obtenida con el proceso de *Set-up* correspondiente de *ANSYS Static Structural* para cargar estas presiones como se detalla más adelante en la presente Subsección.

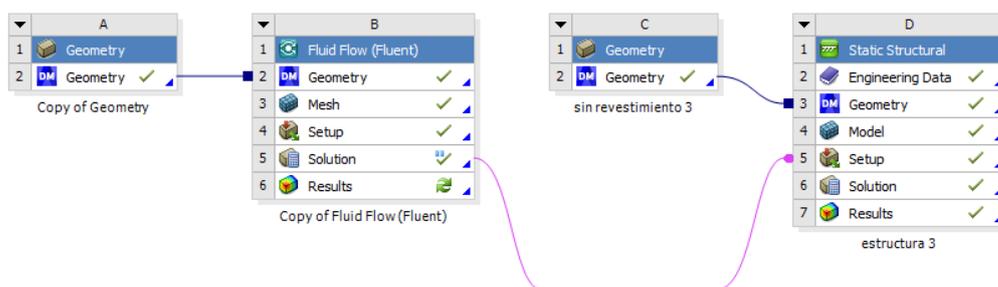


Figura 4.2: Procedimiento de trabajo en ANSYS Workbench para el estudio estructural

Con respecto a la Figura 4.2, el primer paso es definir el apartado conocido como "EngineeringData", en el que se definen los materiales de los que está compuesta la estructura. En la industria real, el ala de las aeronaves se fabrica con una combinación de distintos materiales como son varias aleaciones de aluminio, titanio y materiales compuestos que han supuesto un gran avance en la aviación moderna. Para el presente estudio, como simplificación se considera que el ala está constituida por una aleación de aluminio ya que es el material que se encuentra en mayor proporción en la fabricación de componentes alares. Para seleccionar la aleación de aluminio más adecuada, es conveniente observar las características especiales de cada una de las aleaciones de aluminio [10], como puede verse en la Tabla 4.1.

Aleaciones de aluminio		
Serie	Aleante principal	Características principales
1000	99 % aluminio puro	Excelente resistencia a la corrosión Alta conductividad Bajas propiedades mecánicas
2000	Cobre	Buena resistencia mecánica Gran resistencia a temperaturas
3000	Manganeso	Buena maleabilidad 20 % más resistentes que la serie 1000
4000	Silicio	Bajo coeficiente de expansión térmica Alta resistencia al desgaste
5000	Magnesio	Buenas características de soldadura Buena resistencia a la corrosión
6000	Silicio y magnesio	Buena soldabilidad y maquinabilidad Alta resistencia a la corrosión
7000	Zinc	Reducida resistencia a la corrosión bajo tensión Alta resistencia mecánica

Cuadro 4.1: Series de aleaciones de aluminio

En el caso de un ala de avión, es necesario que la aleación de aluminio seleccionada posea una gran resistencia ante las cargas a las que se ve sometida en vuelo y a la fatiga, así como también una buena maquinabilidad, sin embargo, una resistencia a temperaturas altas no es tan importante en este caso como en otros componentes como ciertos elementos de los motores.

Es por ello, que para el ala se selecciona una aleación de aluminio de la serie 7000, en concreto la aleación 7075, que se conoce como zicral [11] comúnmente. Los aleantes de esta aleación de aluminio son los que pueden observarse en la Tabla 4.2.

Composición del aluminio 7075

Aluminio [%]	88-91.6
Zinc [%]	5.1-6.1
Magnesio [%]	2.1-2.9
Cobre [%]	1.2-2.0
Silicio, hierro, cromo... [%]	0-1.0

Cuadro 4.2: Composición de la aleación de aluminio 7075

Además, se le aplica un tratamiento de templado al material conocido como T6, otorgando una muy superior resistencia a la tracción que en el caso en el que no se le ha aplicado el tratamiento térmico, por lo que se torna un proceso imperativo para la construcción de un ala por los requerimientos de este componente del avión. Las propiedades principales de esta aleación se presentan en la Tabla 4.3.

Propiedades del aluminio 7075-T6

Densidad [kg/m^3]	2804
Modulo elástico [Pa]	$7,2 \cdot 10^{10}$
Límite de elasticidad [Pa]	$5,03 \cdot 10^8$
Intervalo de fusión [K]	748-903
Coefficiente de Poisson [-]	0.33

Cuadro 4.3: Propiedades físicas del aluminio 7075-T6

De esta forma, en el apartado *Engineering Data*, se selecciona en "*ExplicitMaterials*" la aleación de aluminio que se utiliza para el análisis estructural de este problema. En esta parte se deben indicar algunos datos indicativos de la elasticidad de dicho material como son el módulo elástico o el coeficiente de Poisson, presentes en la tabla 4.3.

En la sección "*Model*" que aparece en el bloque *ANSYS Static Structural*, se selecciona que el material tanto del revestimiento como de los componentes internos sea aluminio 7075-T6. De esta forma, ya se puede obtener un valor de masa para cada uno de los componentes y para el semiala completa como aparece en la Tabla 4.4:

Masa inicial del semiala

Masa del larguero [kg]	10.09
Masa de la costilla [kg]	5.21
Masa del revestimiento [kg]	56.83
Masa total [kg]	134.03

Cuadro 4.4: Masa inicial del semiala

El siguiente paso es, todavía en el apartado "*Model*" realizar el mallado del revestimiento y componentes internos del semiala. Antes de llevar a cabo esta operación, cabe destacar otra de las limitaciones importantes del trabajo que se ha llevado a cabo. Como se explica de forma más extensa en la Subsección 6.2 y al igual que ocurría en la Sección 3, la licencia estudiantil del programa *ANSYS* impone un límite de elementos en el mallado estructural. El límite es de 32000 elementos por lo que el mallado realizado será lo más

cercano posible a dicho límite de forma que la calidad del mallado sea máxima con las condiciones en las que se puede realizar el trabajo.

Así, para mallar la geometría, se realiza un mallado inicial en el que, más tarde, se refina la malla en el revestimiento. Este hecho se debe a que las cargas obtenidas mediante el estudio CFD se cargan para cada una de los elementos en las que el revestimiento del ala queda dividida. Por ello, una mayor calidad de mallado en esta superficie producirá que las cargas sean lo más cercanas a la realidad como sea posible otorgando una mayor calidad en la transferencia desde *ANSYS Fluent* de las cargas a las que se ve sometida el ala.

Las características del mallado final se pueden observar en la Tabla 4.5.

Mallado del revestimiento del ala	
Tamaño base [m]	0.03
Tamaño máximo [m]	0.03
Tasa de crecimiento [-]	1.2

(a) Características del mallado del revestimiento del ala

Mallado de la geometría interna del ala	
Tamaño base [m]	0.038
Tasa de crecimiento [-]	1.2

(b) Características del mallado interno del ala

Estadísticas del mallado	
Máximo número de elementos permitido [-]	32000
Número de elementos en el problema [-]	22542

(c) Estadísticas de la discretización

Cuadro 4.5: Características del mallado interior de la geometría alar

El procedimiento seguido en el apartado "Model" dentro del bloque *Static Structural*, es el que se detalla a continuación:

1. En la sección "Mesh", se elige un tamaño de elemento base y tamaño de elemento máximo de 0.038 metros.
2. Se inserta un "Face Sizing" donde se selecciona la cara externa del revestimiento y se ajusta el tamaño de elemento base a 0.03 metros.

De la Tabla 4.5c, se deduce que el número de elementos es mucho menor al máximo que se puede configurar con la licencia de *ANSYS* disponible para este trabajo. Sin embargo, el número de elementos en el que se divide el problema es mayor al valor que aparece en la Tabla, puesto que en los contactos (que se definen más adelante), muchos de los elementos que se forman en el mallado no aparecen reflejadas en las estadísticas por formar parte de dos componentes distintos al mismo tiempo.

Las características del mallado interno, tanto del revestimiento como de los componentes internos, definidas a partir de la información presente en la Tabla 4.5, pueden observarse en las Figuras 4.3 y 4.4 respectivamente. Como se puede observar, el mallado es más refinado en el revestimiento que en la estructura interna.

Además, los largueros deben tener al menos dos elementos en la dirección perpendicular al ala como se puede ver en la Figura 4.4. Esto es debido a que modelar el problema con una discretización del larguero de únicamente un elemento en dicha dirección genera un error en el problema ya que no se puede analizar el comportamiento de ese componente

en dicha dirección ante el sometimiento de las cargas correspondientes. Para los largueros, debido a los contactos que sufren con las costillas no se han utilizado elementos tipo placa (en los que se desprecia la deformación por cortante transversal debido al reducido espesor en comparación con el resto de dimensiones), por lo que es importante hacer esta consideración. El resto de componentes formando el ala se han discretizado con elementos tipo placa.

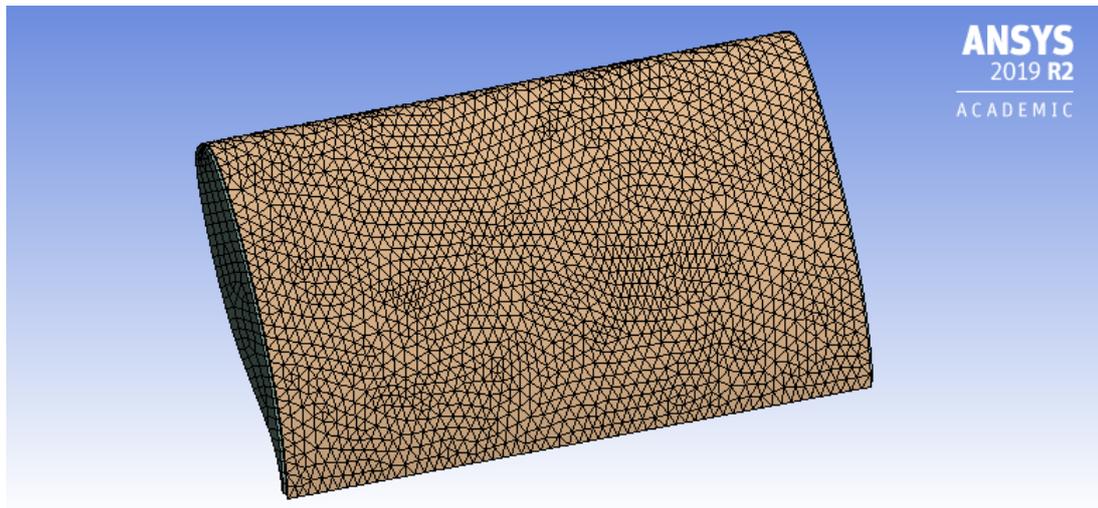


Figura 4.3: Mallado del revestimiento del ala

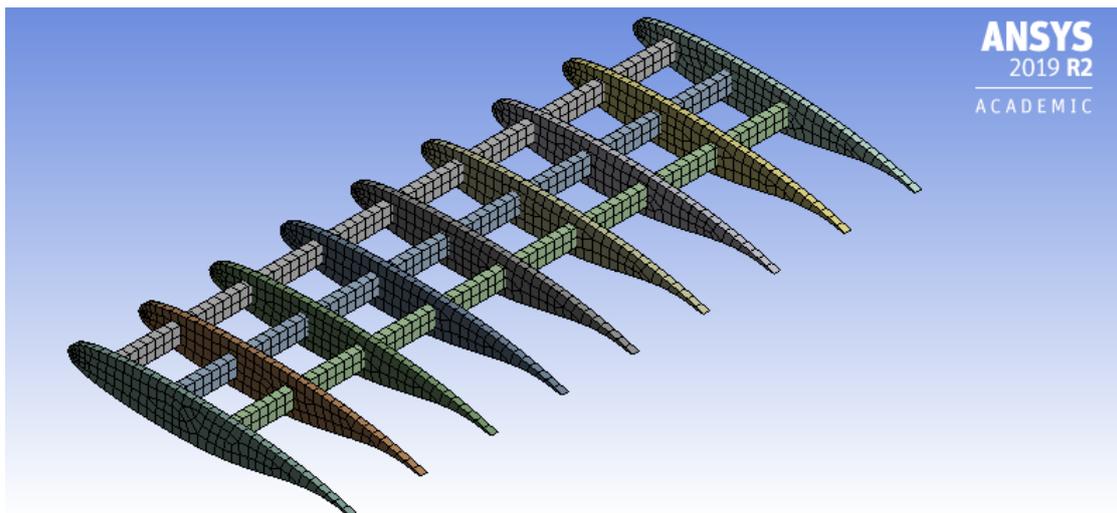


Figura 4.4: Mallado de los componentes internos del ala

Una vez se ha discretizado la geometría, es importante incluir las cargas que afectan a la geometría para el estudio estructural. Estas cargas serán las correspondientes al análisis CFD que se cargarán en el apartado *Set-up*. Para ello, se transfiere la solución del bloque

ANSYS Fluent con el apartado correspondiente al montaje del problema estructural del bloque *Static Structural*.

Se debe seleccionar el tipo de carga como cargas de presión y las caras externas correspondiente al revestimiento como la geometría que se ve afectada por las cargas. Además, se selecciona que las cargas de presión se corresponden únicamente con la geometría alar de los resultados obtenido en *ANSYS Fluent* y no se debe añadir la presión obtenida en el dominio computacional.

Siguiendo este procedimiento, se obtienen las cargas que afectarán a la geometría alar en el bloque de *Static Structural* por lo que se podrá llevar a cabo el análisis estructural. La distribución de presiones sobre el semiala para ángulos de ataque de 6° y 3° pueden observarse en las Figuras 4.5 y 4.6 respectivamente.

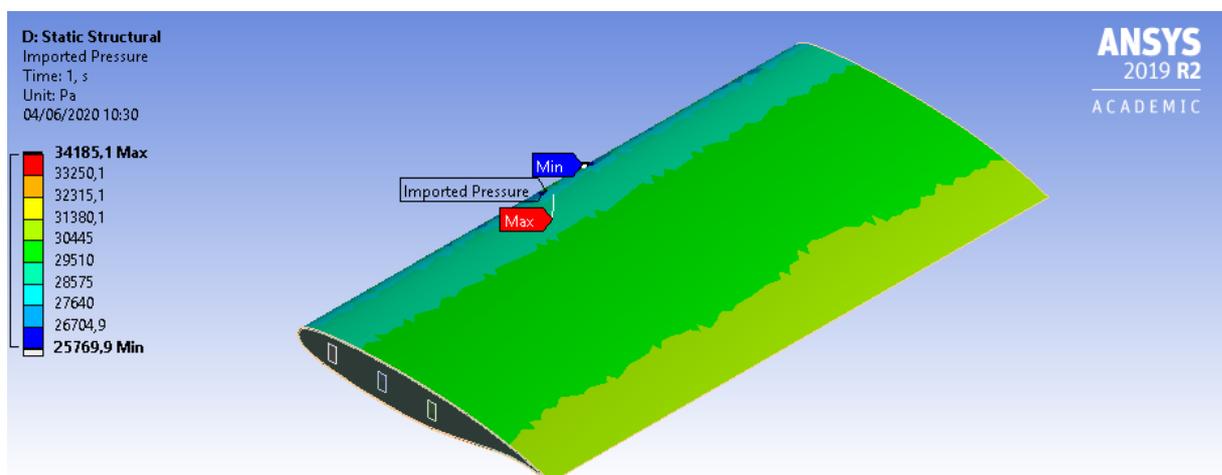


Figura 4.5: Distribución de presiones sobre el ala con $\alpha=6^\circ$

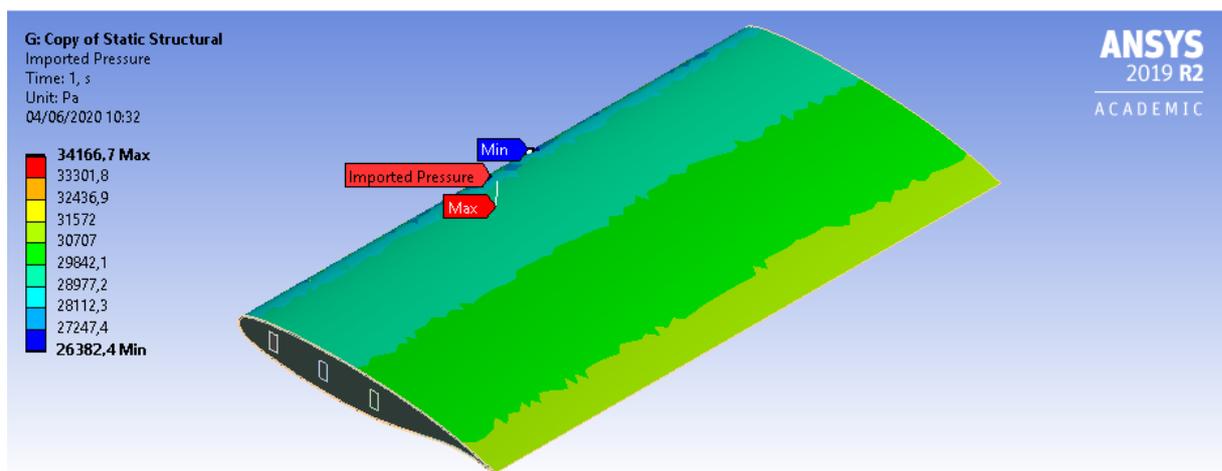


Figura 4.6: Distribución de presiones sobre el ala con $\alpha=3^\circ$

Como se muestra en las Figuras anteriores, la distribución de presiones es muy similar en ambos casos, siendo ligeramente superiores a mayor ángulo de ataque, como cabía esperar. Debido a la calidad de malla, el cambio entre las distintas franjas en las que aparecen diferencias de presiones no es uniforme. Sin embargo, es necesario encontrar una concesión entre el coste computacional, las limitaciones debido a licencia y la calidad del

resultado. Es por ello que una discretización con mayor número de elementos, en primer lugar llevaría a un error debido a la licencia de estudiante como se comenta en la Subsección 6.2, y por otra parte aumentaría considerablemente el coste computacional necesario para obtener el resultado en la que se debe considerar el equipo del que se dispone como se detalla en la Parte III, en la Tabla A.1.

Por último, se deben realizar unas últimas configuraciones para determinar el problema estructural que se va a resolver.

Se determina como condición de contorno un empotramiento en uno de los extremos de la geometría alar, simulando el encastre ente el fuselaje y el ala. Para ello, se incluye un *Fixed Support* en uno de los extremos restringiendo todos los grados de libertad de este extremo por lo que se espera que en la Subsección 4.3, la deformada sea nula en dicha zona.

También, se delimitan los contactos entre los distintos componentes del ala. En caso de no fijar contactos entre las distintas partes, no hay comunicación entre los distintos componentes que quedan libres en el espacio ante las cargas a las que están sometidas. Así, al resolver el problema, ocurren fenómenos indeseados como las costillas atravesando el revestimiento ya que el problema se resuelve para cada uno de los componentes de forma independiente.

Para configurar totalmente el problema y obtener las soluciones deseadas, se debe asegurar que existen contactos entre los distintos componentes, entre los que se incluyen contactos entre:

- Cada una de las costillas con cada uno de los largueros, incluyendo las costillas iniciales y finales de la geometría que tienen contacto con los extremos de los largueros.
- El borde de cada una de las costillas con la cara interna del revestimiento, incluyendo la costilla inicial y la costilla final con los extremos del revestimiento.

Siguiendo estos pasos, se obtiene un total de 36 contactos en el problema, por lo que se explica el hecho que se comentó anteriormente en cuanto al mallado, en el que las estadísticas no muestran el número total de elementos del problema ya que hay muchos contactos para la definición de este estudio.

De esta forma, el problema queda totalmente definido y se puede resolver para obtener los resultados con los que se pueda estudiar estructuralmente el ala que se presentan en la Subsección 4.3.

4.3 Resultados

En esta Subsección se presentan diversos resultados sobre la geometría alar tanto para un ángulo de ataque de 6° como para un ángulo de ataque de 3° , obtenidos tras estructurar el problema siguiendo la metodología detallada en la Subsección 4.2.

Con respecto a la deformada del ala para los ángulos de ataque de 6° y 3° , se muestran las Figuras 4.7 y 4.8 respectivamente:

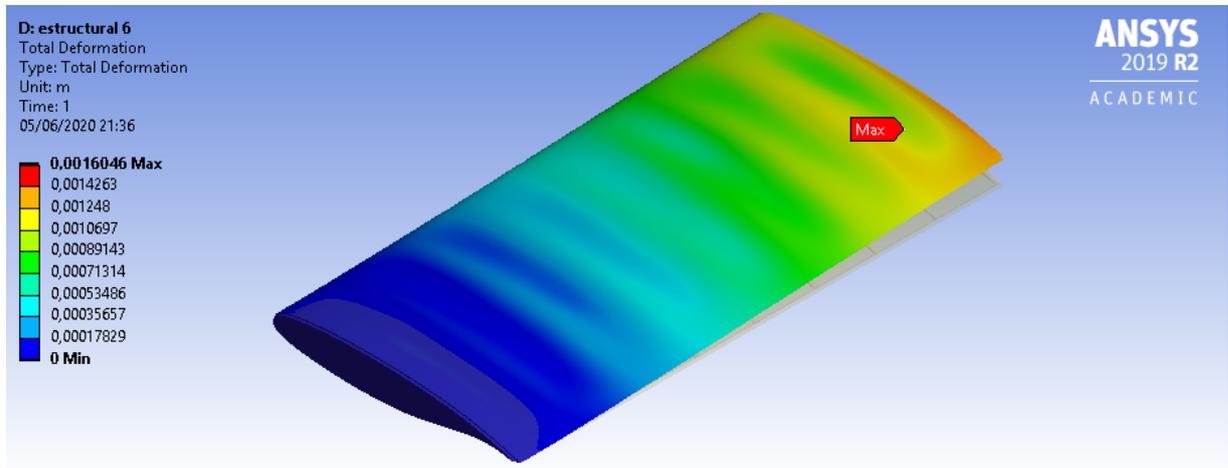


Figura 4.7: Distribución de la deformada sobre el ala con $\alpha=6^\circ$

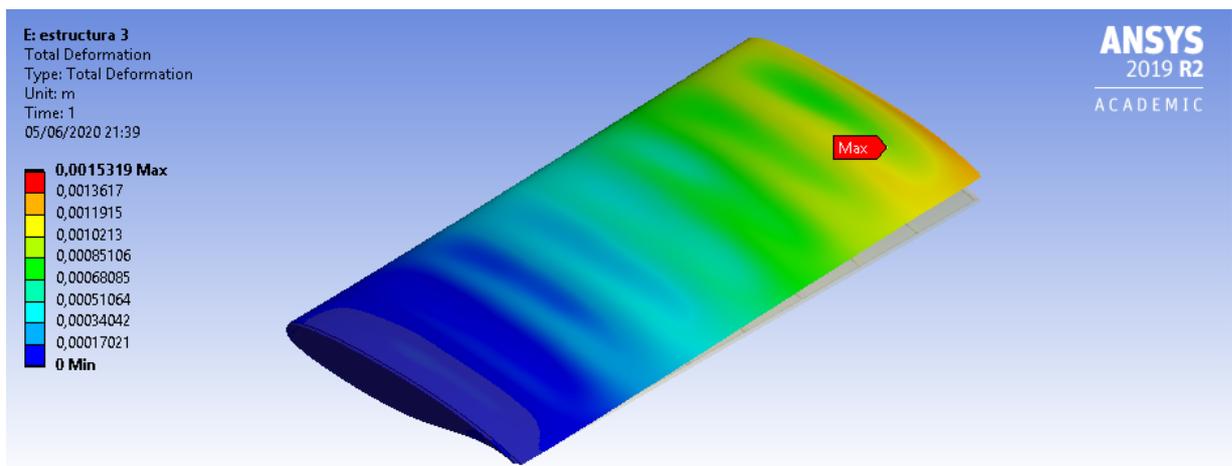


Figura 4.8: Distribución de la deformada sobre el ala con $\alpha=3^\circ$

La deformada que se produce por las cargas aerodinámicas en las condiciones de vuelo presentes en la Tabla 3.5 genera una misma distribución para ambos ángulos de ataque, sin embargo, los valores son mayores en el caso de $\alpha=6^\circ$ debido a que las cargas son mayores a su vez.

Se puede observar que la deformada es mayor a medida que se aleja del empotramiento en el eje longitudinal del ala. Así, es en el extremo contrario al empotramiento donde se alcanzan los valores máximos como es lógico puesto que los movimientos están restringidos en el empotramiento donde aparece un desplazamiento nulo como se puede observar en las Figuras anteriores.

Conforme a la reglamentación de la entidad *EASA*, en la sección *CS 23.303* [12] o en la entidad *FAA*, en la *Parte 23.2230* [13], se impone que el factor de seguridad que se debe aplicar es de 1.5 como mínimo. Por tanto, las cargas de rotura deben ser 1.5 veces mayor

a las cargas límite obtenidas mediante el diseño estructural previo a la construcción del ala. En la industria real, se realizan diversas pruebas para demostrar si dicho factor de seguridad se cumple.

Este valor del factor de seguridad regulado es importante porque en la optimización que se lleva a cabo en la Sección 5, debe fijarse un límite máximo de flecha ya que el objetivo es reducir la masa del ala pero se deben cumplir las restricciones de cargas para evitar la rotura del ala.

En las Figuras 4.9 y 4.10 se representa la distribución de tensiones sobre el ala para los dos ángulos de ataque con los que se plantea el estudio del problema.

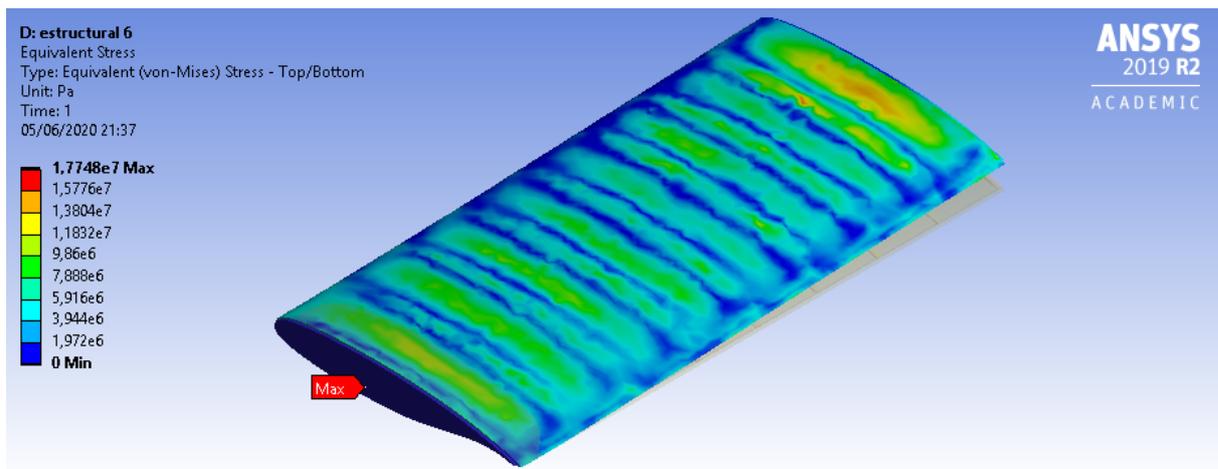


Figura 4.9: Distribución de tensiones sobre el ala con $\alpha=6^\circ$

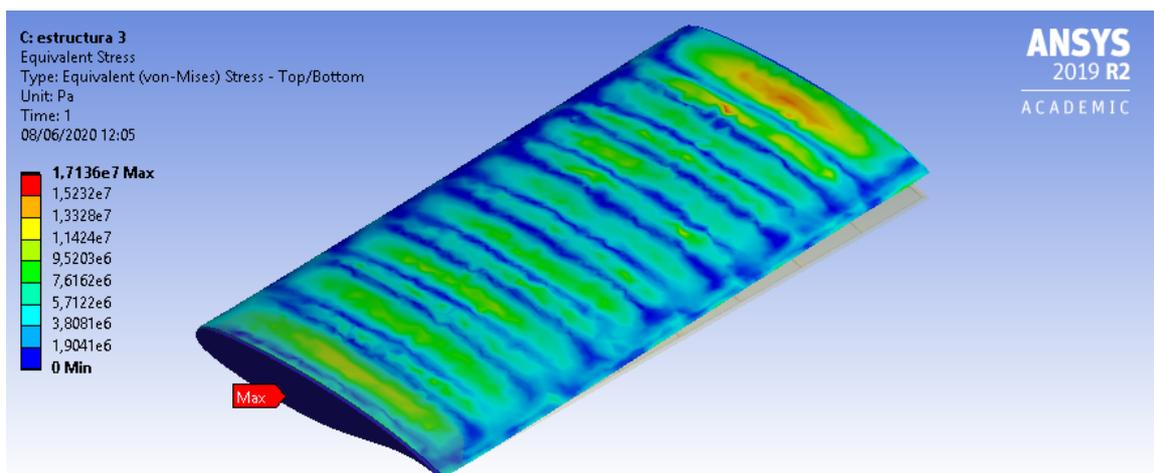


Figura 4.10: Distribución de tensiones sobre el ala con $\alpha=3^\circ$

La tensión máxima alcanzada es aproximadamente de 17.75 MPa en el caso de ángulo de ataque de 6° y 17.13 MPa en el caso de ángulo de ataque de 3° . Es ligeramente superior la tensión máxima a mayor ángulo de ataque debido a que las cargas aerodinámicas son ligeramente mayores para este caso de estudio como se expresó en las Figuras 4.6 y 4.5 de la Subsección 4.2.

En relación a la legislación, es habitual aplicar un factor de seguridad de 1.5 a todo componente metálico en la aviación y por tanto, también al material AL7075-T6 con el que se ha modelado la geometría alar, por lo que será la base con la que se fijará el máximo valor de tensión que no debe superar la estructura en el proceso de optimización como se define en la Sección 5.

Una vez se ha conseguido el análisis estructural inicial de la geometría alar, en la Sección 5, se buscarán los valores óptimos que permitan reducir masa de la geometría cumpliendo con la legislación vigente en cuanto a cargas mínimas, por tanto encontrando valores óptimos en el proceso del diseño.

5. Optimización estructural

En esta Sección se presenta la optimización de la geometría alar para los ángulos de ataque de 3° y 6° cuyos resultados se han mostrado a lo largo del presente documento.

Para ello se hace uso de diversas funcionalidades disponibles en *ANSYS*. Se utilizarán herramientas de optimización paramétrica para hallar el mejor diseño posible de la geometría alar con perfil supercrítico.

La información está estructurada en diversas Subsecciones en las que se detalla la metodología seguida para obtener los resultados de la optimización paramétrica. Para cada una de las variables de entrada seleccionadas, se realiza un análisis de sensibilidad por separado y finalmente se presenta una optimización conjunta de dichos parámetros.

5.1 Metodología de optimización para el grosor del revestimiento

En esta Subsección se define el procedimiento seguido para obtener la optimización paramétrica de la geometría alar utilizada.

En primer lugar, es necesario utilizar los bloques correspondientes en el entorno de trabajo de *ANSYS Workbench*. Un detalle de los bloques utilizados puede observarse en la Figura 5.1.

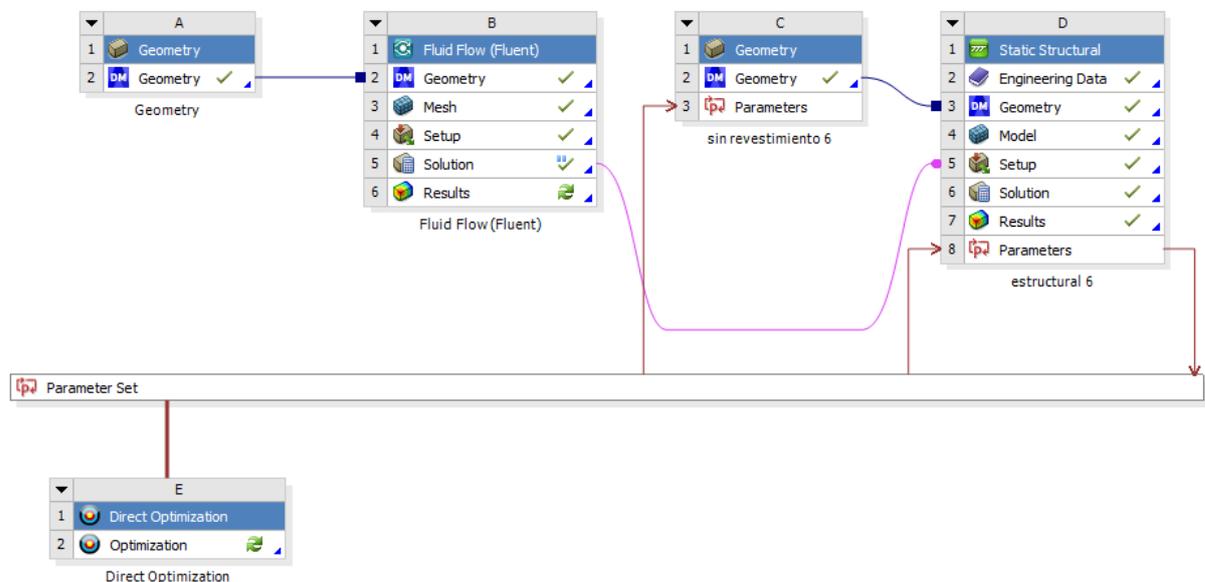


Figura 5.1: Procedimiento de trabajo en ANSYS Workbench para la optimización paramétrica

Para obtener el bloque "*ParameterSet*" que se muestra en la Figura 5.1, se deben marcar como parámetros las variables correspondientes. Para ello cabe diferenciar entre parámetros de entrada y parámetros de salida:

- **Parámetros de entrada** son aquellos cuyo valor es definido por el usuario y que se verá modificado manualmente.
- **Parámetros de salida** son aquellos cuyo valor se define automáticamente una vez que los valores de entrada han sido modificados.

De esta forma, una vez definidos los conceptos de parámetros de entrada y salida, es necesario indicar cuáles se seleccionan para que el problema quede parametrizado.

Para ello, es necesario no perder de vista el objetivo de la optimización que se lleva a cabo, la reducción de masa del ala. Para conseguir este propósito se toman como parámetros las siguientes variables:

1. **Grosor del revestimiento.** Parámetro de entrada del bloque "*Geometry*". En un primer lugar, se consideró un valor de 0.005 metros para un estudio inicial de la estructura como se especificó en la creación de la geometría en la Subsección 2.3. En este caso no se restringe su valor y tampoco se busca un objetivo específico pero se busca un grosor comprendido entre 0.001 y 0.01 metros que optimice los parámetros de salida que se obtienen tal y como se muestra en la Tabla 5.1.
2. **Grosor de las costillas.** Parámetro de entrada del bloque "*Geometry*". En este caso, al generar el cuerpo conocido como "Surface Body" de cada una de las costillas, es necesario introducir un grosor para cada una de ellas. En el diseño inicial realizado en la Sección 2, se impuso un valor de 2 centímetros para llevar el estudio. Para la optimización de la estructura alar, este valor se parametriza, sin hacer uso de ninguna restricción u objetivo específico. Sin embargo, se busca una máxima reducción de masa con valores de este parámetro comprendidos entre 0.005 y 0.03 metros.
3. **Huecos en las costillas.** Parámetro de entrada del bloque "*Geometry*". Tal y como se puede observar en la Figura 5.16, se crean tres huecos en las costillas interiores del ala, situados entre los largueros. El parámetro que se introduce es el radio de dichos huecos circulares, buscando minimizar la masa. Los valores entre los que debe encontrarse dicho parámetro son 0.01 y 0.044 metros. El máximo viene limitado por el tamaño de las costillas ya que no tiene sentido un hueco de cuyo tamaño supere a la superficie sobre la que se encuentre.
4. **Huecos en los largueros.** Parámetro de entrada del bloque "*Geometry*". Al igual que en el caso anterior, se realizan 8 huecos en los largueros en las secciones comprendidas entre las costillas como se muestra en la Figura 5.24. Al igual que con el resto de parámetros de entrada con los que se realizará la optimización, este parámetro ni se restringe ni se busca un objetivo específico con él. Únicamente se busca el valor óptimo que reduzca la masa tanto como sea posible. Los valores entre los que se encuentran están comprendidos entre 0.022 y 0.01 metros.
5. **Masa de la estructura alar.** Parámetro de salida del bloque "*StaticStructural*". En un primer lugar, se obtuvo una masa inicial de 134.03 kg como se detalla en la Tabla 4.4. Este valor queda muy condicionado por el material utilizado, en este caso, AL7075-T6, pero se busca la optimización con dicha condición. Así, el objetivo que se busca es minimizar dicho valor y se especifica de dicha manera en el bloque "*DirectOptimization*".

6. **Máxima flecha del ala.** Parámetro de salida del bloque "StaticStructural". En el estudio inicial, el máximo obtenido para un ángulo de ataque 6° fue de 1.6 mm y para el ángulo de ataque 3° fue de 1.5 mm. Así, el objetivo será que, minimizando la masa de la geometría alar, la flecha no supere un cierto valor elegido a través del factor de seguridad de 1.5 de la legislación vigente.
7. **Máxima tensión del ala.** Parámetro de salida del bloque "StaticStructural". Inicialmente, la máxima tensión para un ángulo de ataque 6° fue de 17.75 MPa y para el ángulo de ataque 3° fue de 17.36 MPa. Al igual que en el caso anterior, el objetivo será que la tensión no supere un cierto valor en el que se considera la legislación con un factor de seguridad mínimo de 1.5.

Intervalo disponible para el grosor del revestimiento		
Variable	Límite Superior	Límite inferior
Grosor del revestimiento [m]	0.001	0.01

Cuadro 5.1: Introducción de límites entre los que se debe encontrar el grosor del revestimiento

De este modo, únicamente queda definir los valores máximos que no se deben superar tanto de la deformada de la geometría alar como de tensión de la misma.

- En el caso de la flecha, como se comentó en la Subsección 4.3, el factor de seguridad mínimo es 1.5 [12] [13]. Para ello, se debe encontrar la flecha máxima en vuelo que sufre la aeronave. Es un valor variable para cada aeronave y no hay un valor fijo por lo que se debe elegir un valor manualmente. Suponiendo que una flecha del 15 % de la semienvergadura sería el máximo del avión, la flecha máxima se correspondería a 0.3 metros. Por ello, utilizando el factor de seguridad regulado, la máxima deflexión de diseño es de 0.2 metros. Sin embargo, en las condiciones de vuelo con las que se modela el problema de la Tabla 3.5, la deflexión máxima no se alcanzará, sino que se modela para obtener un 40 % de la deflexión máxima como mínimo para las condiciones de este problema. Así, el valor máximo que no se debe superar en la flecha alar se elige como 0.08 metros para este problema con la semienvergadura presente y las condiciones de vuelo utilizadas.
- Para la tensión que soporta el ala, el factor de seguridad por ley es de 1.5 [12] [13] como se clarificó en la Subsección 4.3. En esta ocasión, se utilizarán los valores propios del material utilizado, el AL7075-T6 para especificar un valor máximo de tensión. El objetivo será que las cargas no supongan una deformación permanente en la estructura, por ello, se busca no superar el límite elástico del material. Como se muestra en la Tabla 4.3, el límite elástico del material es de 503 MPa. Así, aplicando el factor de seguridad, el valor máximo de tensión que no se debe superar es de 335.33 MPa. Sin embargo, para este caso se supone que se está trabajando con un 40 % de las cargas máximas al igual que con la flecha, por lo que el valor limitante para este caso será de 134.13 MPa.

Estos valores limitantes quedan recogidos en la Tabla 5.2:

Valores máximos de deformada y tensión			
Variable	Máximo	Factor de seguridad [-]	Valor limitante
Flecha [m]	0.12	1.5	0.08
Tensión [MPa]	335.33	1.5	134.13

Cuadro 5.2: Valores limitantes de flecha y tensión

Como se muestra en la Tabla 5.2, en el estudio inicial llevado a cabo en la Sección 4, los valores máximos obtenidos de flecha y tensión son menores a los considerados como limitantes. Sin embargo, es necesario fijar la condición máxima de estas variables ya que la finalidad del estudio es reducir la masa pero es necesario considerar que estos valores no alcancen límites que provocarían la rotura de la geometría alar.

Aplicando estas condiciones al bloque "DirectOptimization", las condiciones de optimización quedan definidas como se observa en la Tabla 5.3:

Configuración de la optimización paramétrica		
Variable	Objetivo	Restricción
Grosor del revestimiento [m]	Ninguno	Ninguna
Masa del semiala [kg]	Minimizar	Ninguna
Máxima deformada [m]	Ninguno	Valores menores a 0.08 metros
Máxima tensión [Pa]	Ninguno	Valores menores a 134.13 MPa

Cuadro 5.3: Configuración de la optimización en el bloque de trabajo Direct Optimization

5.2 Resultados de la optimización paramétrica del grosor del revestimiento

En esta Subsección se presentan los resultados obtenidos de la optimización paramétrica tras modelar el problema siguiendo los pasos definidos en la Subsección 5.1.

Es un proceso que requiere un gran coste computacional debido a que se generan una serie de puntos candidatos con distintos valores del grosor del revestimiento comprendidos entre los límites definidos en la Tabla 5.1. Para cada uno de estos puntos, la herramienta disponible de *ANSYS*, recalcula todo el proceso seguido en el presente proyecto, incluyendo las cargas aerodinámicas de la Sección 3 y la deformada y tensiones que se obtienen en la Sección 4.

En la Tabla 5.4, se presentan distintos puntos candidatos calculados para los casos de ángulo de ataque de 6° y ángulo de ataque de 3°.

Puntos candidatos para $\alpha=6^\circ$

Grosor revestimiento [m]	Masa [kg]	Máx. tensión [MPa]	Máx. flecha [mm]
0.001	89.05	81.03	5.36
0.0019	99.12	45.10	3.71
0.037	119.86	24.73	2.25

(a) Puntos candidatos para la optimización del ala con grosor del revestimiento con $\alpha=6^\circ$

Puntos candidatos para $\alpha=3^\circ$

Grosor revestimiento [m]	Masa [kg]	Máx. tensión [MPa]	Máx. flecha [mm]
0.001	89.05	79.35	4.96
0.0019	99.12	44.28	3.51
0.042	125.23	19.27	1.77

(b) Puntos candidatos para la optimización del ala con grosor del revestimiento con $\alpha=3^\circ$

Cuadro 5.4: Puntos candidatos de la optimización paramétrica del grosor del revestimiento

De la Tabla 5.4 se pueden extraer diversas conclusiones que se comentan a continuación:

- Primeramente, comparando los diversos ángulos de ataque estudiados, el caso límite es el de mayor ángulo de ataque. Este hecho se puede explicar de forma sencilla ya que como se ha concluido de la Sección 3, el ángulo de ataque de 6° genera unos valores máximos de presión mayores que para un ángulo de ataque de 3° . Por ello, la tensión máxima a soportar y la flecha sufrida por el ala es mayor en este caso, por lo que es el caso limitante en el estudio.
- A medida que el grosor del revestimiento es menor, la masa de la estructura alar también se ve reducida. Es una conclusión lógica ya que una reducción de revestimiento supone menor cantidad de material en la estructura y así una menor masa.
- La reducción de la dimensión del grosor de revestimiento supone un valor de máxima tensión mayor. Se debe a que se está reduciendo el grosor del componente que soporta las cargas asociadas al vuelo por lo que menos material supone una tensión máxima a soportar mayor.
- Con respecto a la flecha máxima sufrida, ocurre exactamente lo mismo que con la máxima tensión que se ha comentado en el punto anterior. Con un menor grosor de revestimiento, las cargas afectan más a la estructura y la flecha sufrida es mayor.

Las tendencias de los distintos parámetros con la variación del grosor de revestimiento aparecen representadas en las Figuras 5.2, 5.3, 5.4.

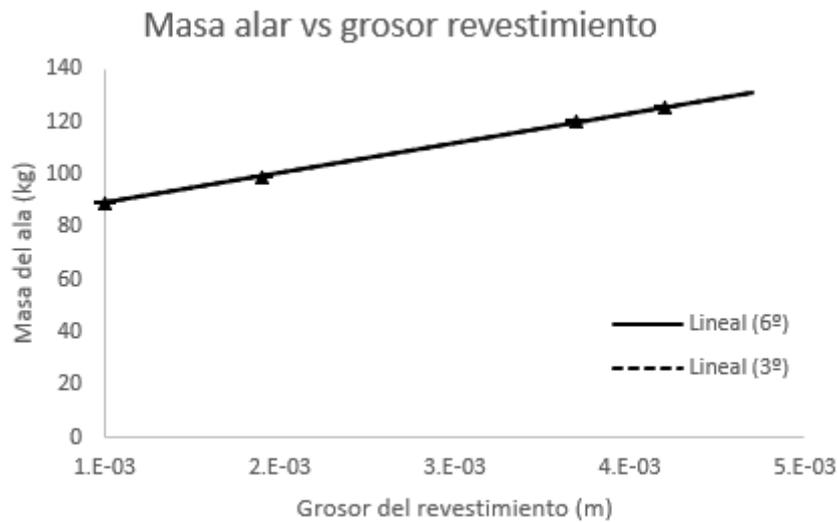


Figura 5.2: Variación de la masa con el grosor del revestimiento

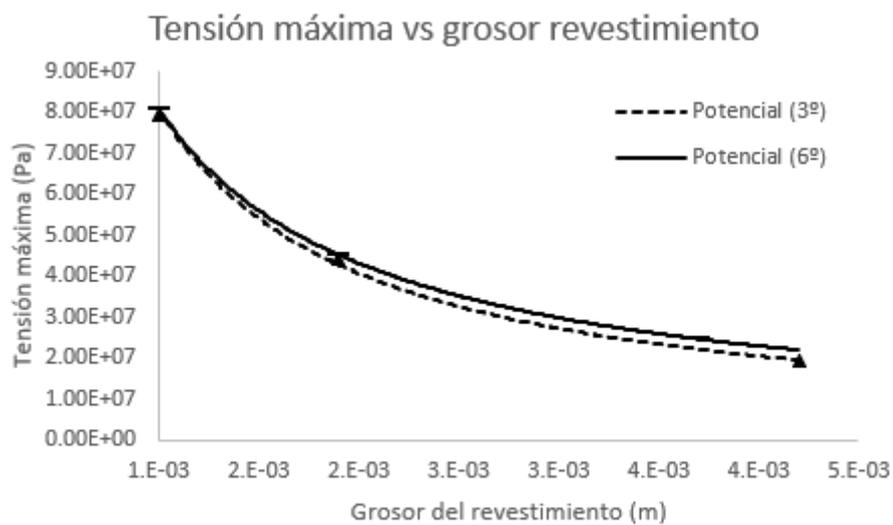


Figura 5.3: Variación de la tensión con el grosor del revestimiento

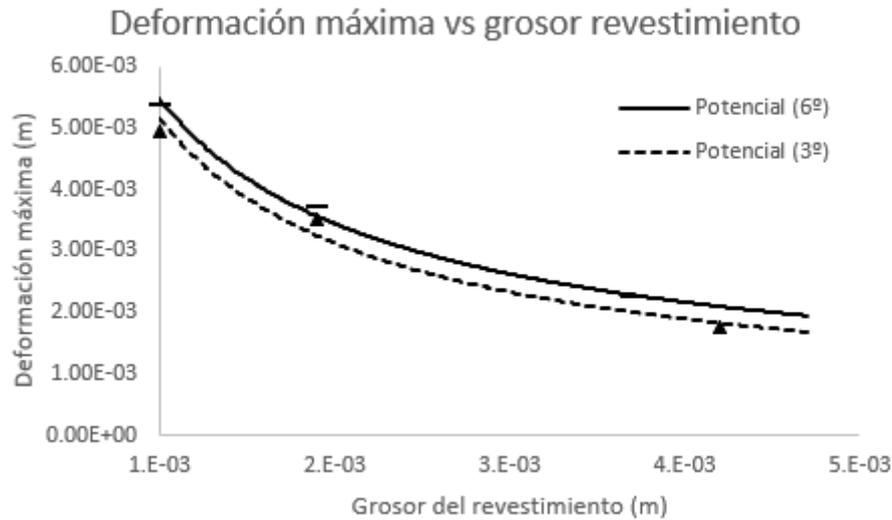


Figura 5.4: Variación de la deformada con el grosor del revestimiento

Con respecto a la optimización, en la Tabla 5.4, se observa que para el caso de $\alpha=6^\circ$, se puede utilizar un grosor de revestimiento igual al límite mínimo definido de 1 milímetro. Este grosor puede ser utilizado debido a que la tensión máxima y la deformada máxima que se alcanza es menor a los valores limitantes definidos en la Tabla 5.2.

Puesto que el caso de mayor ángulo de ataque es limitante al sufrir mayores tensiones y flecha que el caso de $\alpha=3^\circ$, se puede aplicar un grosor de revestimiento de 1 milímetro para ambos casos.

Las distribuciones de deformada y tensión sobre el ala para el caso de estudio de $\alpha=6^\circ$, se presenta en las Figuras 5.5 y 5.6 respectivamente.

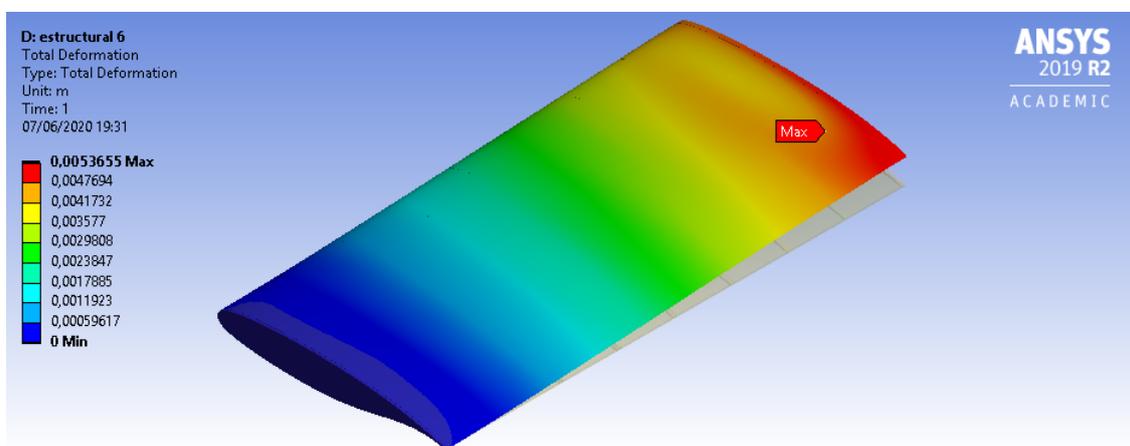


Figura 5.5: Distribución de la deformada óptima con el grosor del revestimiento para $\alpha=6^\circ$

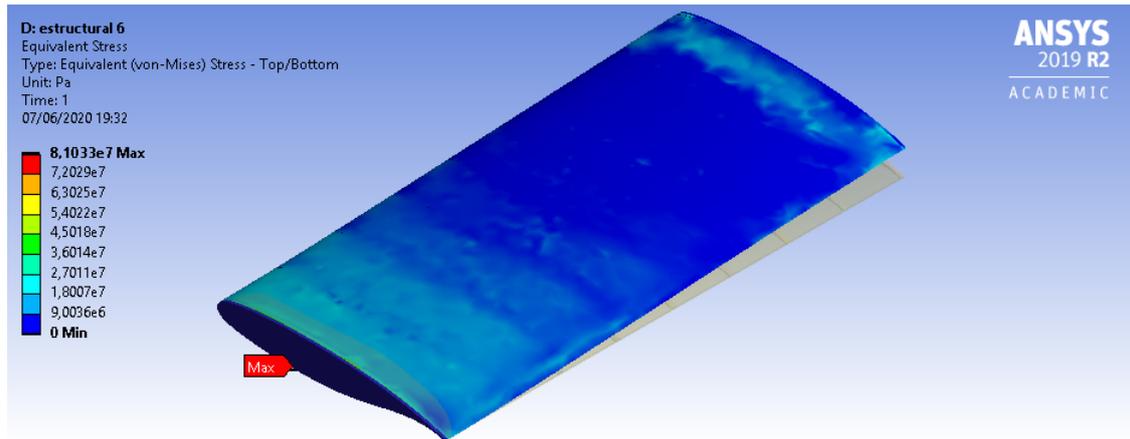


Figura 5.6: Distribución de la tensión óptima con el grosor del revestimiento para $\alpha=6^\circ$

Así, con la optimización paramétrica llevada a cabo se ha reducido en gran medida la masa de la geometría alar, sin embargo, las tensiones y flechas se han visto incrementadas debido a la reducción del grosor del revestimiento que se ha aplicado. No obstante, puesto que en la Sección 4, se muestra que hay un gran margen en los valores máximos de flecha y tensión, se puede buscar el compromiso entre el incremento de estas variables y la reducción de masa que ello supone. En la Tabla 5.5 demuestra la optimización de la masa que se ha generado además de la modificación del resto de valores. También se presenta la variación con respecto al caso base estudiado en la Sección 4.

Valores óptimos para $\alpha=6^\circ$

	Grosor [m]	Masa [kg]	Máx. tensión [MPa]	Máx. flecha [mm]
Valores	0.001	89.05	81.03	5.37
Variación	-80 %	-33.56 %	+356 %	+235 %

Cuadro 5.5: Valores óptimos variando el grosor del revestimiento para el caso de $\alpha=6^\circ$

La misma información se presenta para el caso de menor ángulo de ataque estudiado, $\alpha=3^\circ$ en este problema. Así, en las Figuras 5.7 y 5.8 se presenta la distribución de la deformada y tensión óptima sobre el ala, actuando con un ángulo de ataque de 3° .

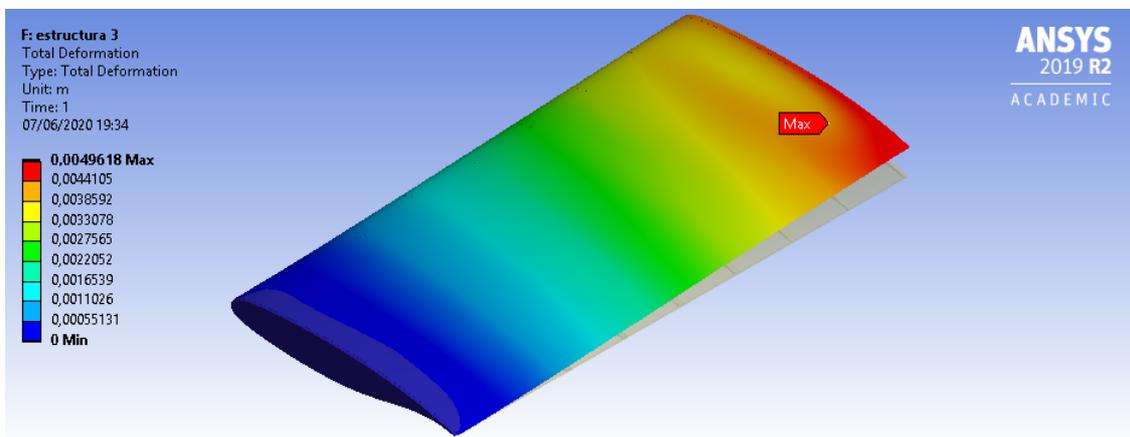


Figura 5.7: Distribución de la deformada óptima del grosor del revestimiento para $\alpha=3^\circ$

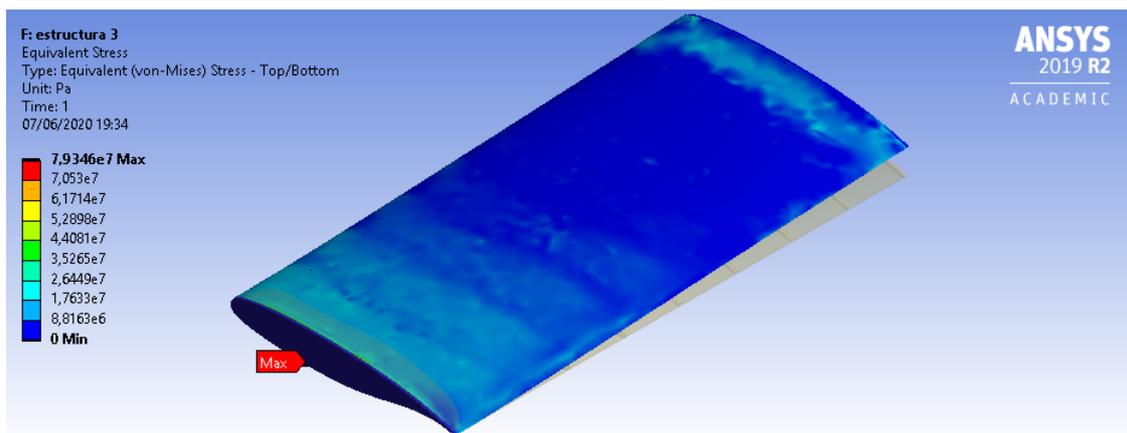


Figura 5.8: Distribución de la tensión óptima del grosor del revestimiento para $\alpha=3^\circ$

En la Tabla 5.6 se muestran los valores óptimos para la configuración de vuelo con un ángulo de ataque de 3° además de la variación que se ha conseguido con respecto al caso inicial de estudio.

Valores óptimos para $\alpha=3^\circ$

	Grosor [m]	Masa [kg]	Máx. tensión [MPa]	Máx. flecha [mm]
Valores	0.001	89.05	79.35	4.96
Variación	-80 %	-33.56 %	+357 %	+224 %

Cuadro 5.6: Valores óptimos variando el grosor del revestimiento para el caso de $\alpha=3^\circ$

Se podría pensar en reducir todavía más el grosor del revestimiento ya que no se han alcanzado los límites establecidos de los valores de tensión y deformada máxima, por lo que la masa de la estructura podría reducirse todavía más. Sin embargo, debido a la limitación que ha condicionado todo el proyecto, no se puede llevar a cabo con los medios disponibles presentes en la Parte III debido al máximo de 32000 elementos disponibles en la versión disponible de *ANSYS*, este incremento no puede realizarse ya que la cantidad de elementos supera el límite máximo permitido.

5.3 Optimización con el grosor de las costillas

Tanto el procedimiento seguido como la manera de trabajar con los bloques de *ANSYS Workbench* es exactamente la misma que el descrito en la Subsección 5.1.

Sin embargo, en este caso se varía el parámetro de entrada, que será el grosor de cada una de las nueve costillas que conforman la geometría interna del ala. En el diseño inicial, se eligió un valor de 2 centímetros para el grosor de las costillas, y se mantendrá la condición de que todas las costillas tengan un grosor igual y uniforme en busca del valor óptimo de dicho parámetro. Los valores limitantes de este parámetro se presentan en la Tabla 5.7.

Intervalo disponible para el grosor de las costillas		
Variable	Límite Superior	Límite inferior
Grosor de las costillas [m]	0.005	0.03

Cuadro 5.7: Introducción de límites entre los que se debe encontrar el grosor de las costillas

Tanto la configuración de la optimización paramétrica (véase la Tabla 5.3) como los valores que limitan los parámetros de salida (véase la Tabla 5.2) son los mismos que los presentados en la Subsección 5.1. Esto se debe a que la legislación de tensión y flecha máxima es la misma que la desarrollada anteriormente y el objetivo principal es el de reducir masa sin superar los valores máximos permitidos de flecha y tensión.

De esta forma, se obtienen diversos puntos candidatos a la optimización del grosor de las costillas, como se muestra en la Tabla 5.8.

Puntos candidatos para $\alpha=6^\circ$			
Grosor costillas [m]	Masa [kg]	Máx. tensión [MPa]	Máx. deformada [mm]
0.005	98.85	18.55	1.68
0.0075	104.71	18.40	1.68
0.01	110.57	18.24	1.67

(a) Puntos candidatos para la optimización del ala con grosor de las costillas con $\alpha=6^\circ$

Puntos candidatos para $\alpha=3^\circ$			
Grosor costillas [m]	Masa [kg]	Máx. tensión [MPa]	Máx. deformada [mm]
0.005	98.85	17.92	1.59
0.0075	104.71	17.70	1.58
0.01	110.57	17.54	1.56

(b) Puntos candidatos para la optimización del ala con grosor de las costillas con $\alpha=3^\circ$

Cuadro 5.8: Puntos candidatos de la optimización paramétrica del grosor de las costillas

Como se muestra en la Tabla 5.8, se pueden extraer diversas conclusiones:

- El caso limitante es el de mayor ángulo de ataque como cabía esperar ya que durante todo el estudio, los valores de flecha y tensión máximas son mayores debido a que las cargas a soportar por la estructura son mayores a su vez.
- Con respecto al grosor de la costilla, se puede alcanzar el valor mínimo dentro de los límites impuestos en la Tabla 5.7 ya que los máximos obtenidos están muy lejos de los valores extremos permitidos por ley. En este caso, con la reducción del grosor de las costillas se está utilizando menor cantidad de material por lo que la masa disminuye pero aumentan los valores de tensión y deformada máxima.
- El incremento de la tensión y flecha máxima con la variación del grosor de las costillas no es tan importante como en el caso de la reducción del grosor del revestimiento.

Las tendencias de los diversos parámetros de salida con la variación del grosor de las costillas como parámetro de entrada, se observan en las Figuras 5.9, 5.10 y 5.11.

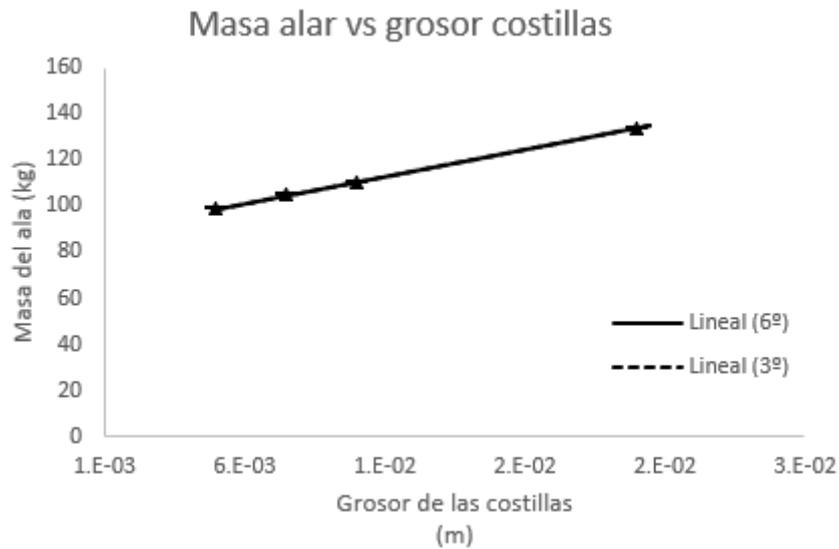


Figura 5.9: Variación de la masa con el grosor de las costillas

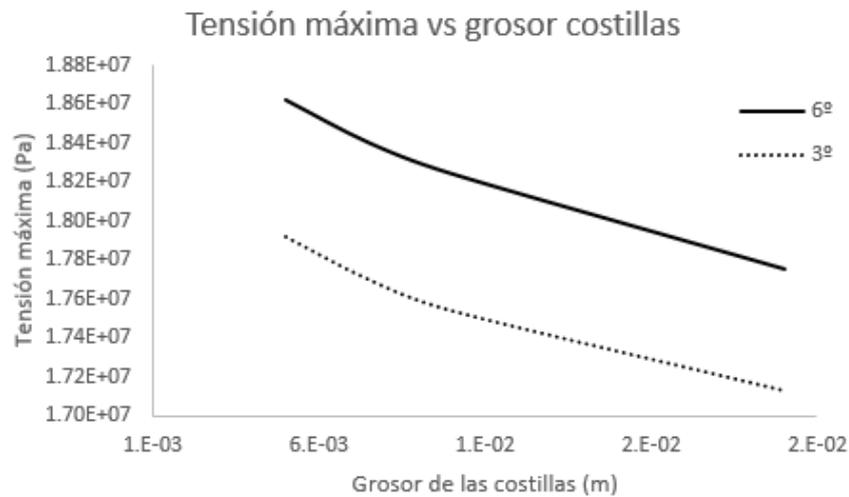


Figura 5.10: Variación de la tensión con el grosor de las costillas

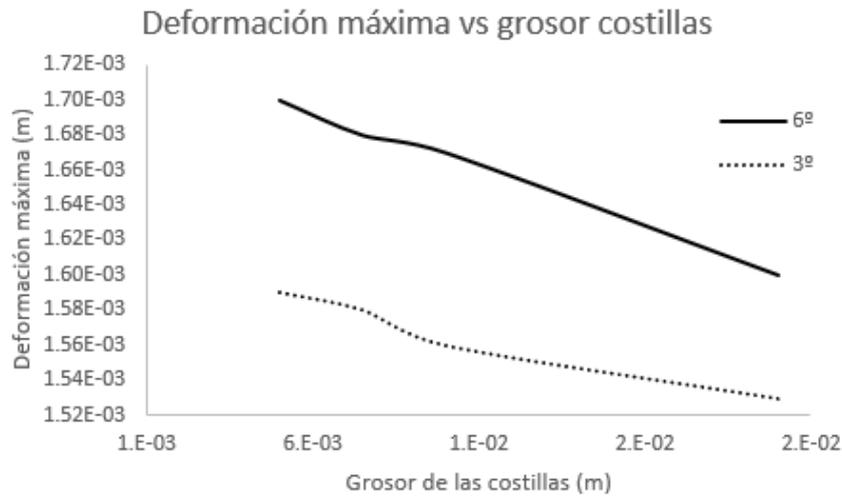


Figura 5.11: Variación de la deformada con el grosor de las costillas

Una vez que se han estudiado las tendencias para la optimización de este parámetro de entrada, también es interesante observar cómo se distribuyen las tensiones y deformada a lo largo del ala una vez que se ha optimizado el valor del grosor de las costillas. Así, se puede comprobar si existe alguna diferencia con el caso del grosor del revestimiento en la forma en que dichas variables quedan distribuidas a lo largo de la geometría.

Valores óptimos para $\alpha=6^\circ$

	Grosor [m]	Masa [kg]	Máx. tensión [MPa]	Máx. flecha [mm]
Valores	0.005	98.85	18.55	1.68
Variación	-75 %	-26.25 %	+5 %	+5 %

Cuadro 5.9: Valores óptimos variando el grosor de las costillas para el caso de $\alpha=6^\circ$

Primeramente, para el caso de $\alpha=6^\circ$, se presenta en la Tabla 5.9 la variación que se ha generado en los parámetros de salida al modificar el grosor de las costillas. Además, en las Figuras 5.12 y 5.13 se muestra la distribución de la deformada y tensión respectivamente.

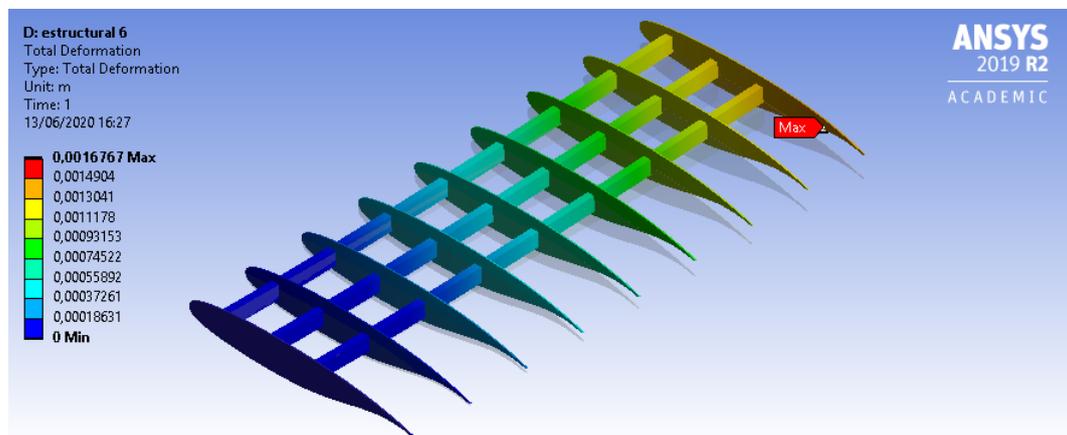


Figura 5.12: Distribución de la deformada óptima del grosor de las costillas para $\alpha=6^\circ$

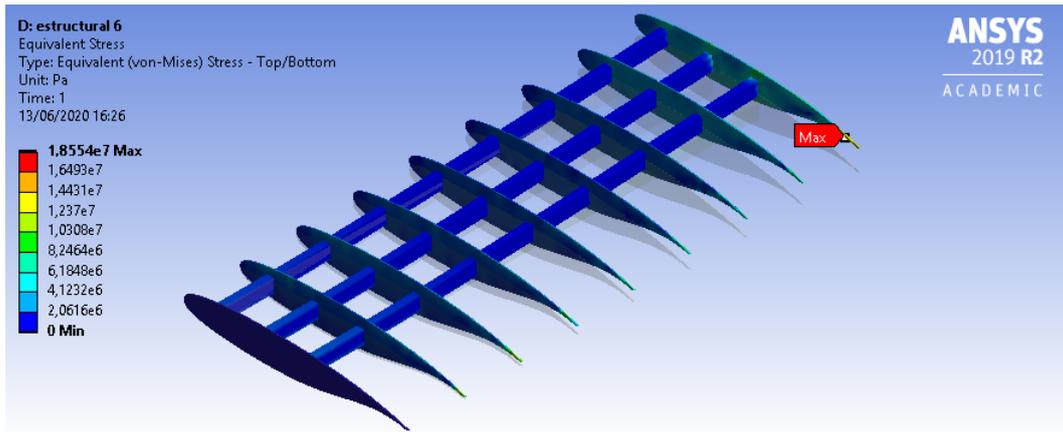


Figura 5.13: Distribución de la tensión óptima del grosor de las costillas para $\alpha=6^\circ$

Así, en este caso se observa que la distribución de la deformada y tensión es muy similar al caso inicial estudiado. Este hecho es sencillo de explicar ya que como aparece en la Tabla 5.9, los valores han variado muy ligeramente y la distribución prácticamente se mantiene de la misma forma que en el análisis inicial de la Sección 4.

A continuación, se muestran los mismos resultados para el caso de $\alpha=3^\circ$, donde en la Tabla 5.10 se representan la variación de los valores para el valor óptimo del grosor de las 9 costillas presentes en la estructura interna y en las Figuras 5.14 y 5.15 la distribución de la deformada y tensión para el valor del grosor de costillas de 5 milímetros.

Valores óptimos para $\alpha=3^\circ$

	Grosor [m]	Masa [kg]	Máx. tensión [MPa]	Máx. flecha [mm]
Valores	0.005	98.85	17.92	1.59
Variación	-75 %	-26.25 %	+5 %	+4 %

Cuadro 5.10: Valores óptimos variando el grosor de las costillas para el caso de $\alpha=3^\circ$

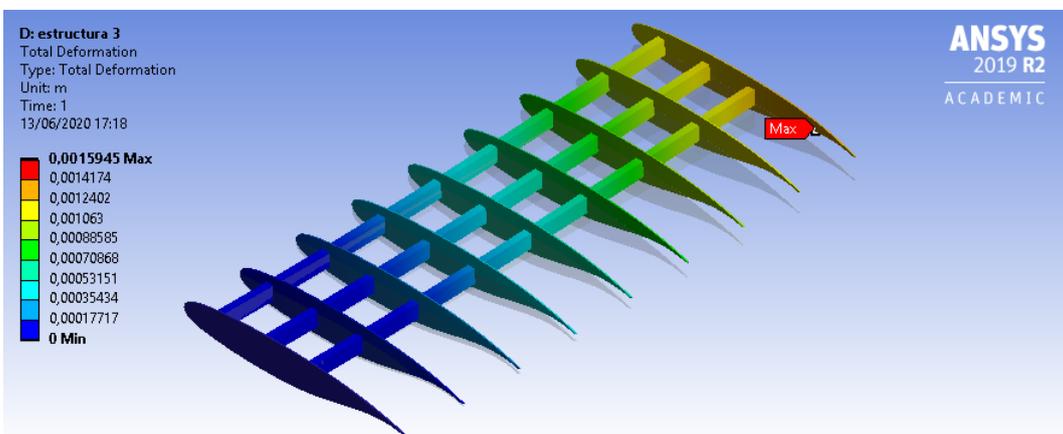


Figura 5.14: Distribución de la deformada óptima del grosor de las costillas para $\alpha=3^\circ$

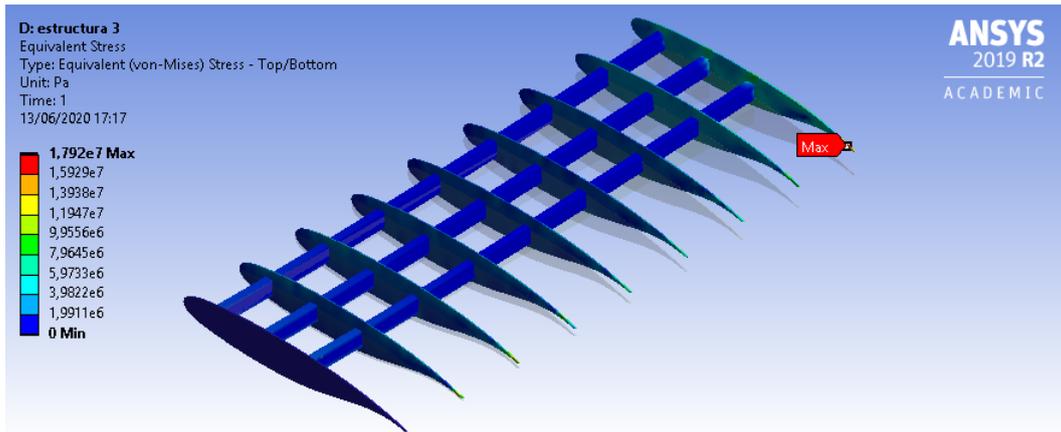


Figura 5.15: Distribución de la tensión óptima del grosor de las costillas para $\alpha=3^\circ$

Al igual que ocurría en el caso anterior, la distribución de tensiones y deformada es muy similar a la forma en la que afecta a las distintas secciones del ala en el caso inicial de estudio. Sin embargo, en este caso los valores máximos obtenidos son menores que para un ángulo de ataque de 6° , puesto que las cargas sobre el ala son menor con un ángulo de ataque no tan elevado.

5.4 Optimización mediante huecos en las costillas

En este caso, el parámetro de entrada cuya sensibilidad se va a estudiar será una modificación en la geometría que es inexistente en el caso inicial. Se van a añadir huecos circulares en las costillas para reducir la masa, y se parametrizará el radio de los huecos definidos. Es importante considerar que dicha modificación solo existirá para las 7 costillas internas y no para las 2 costillas del extremo del ala ya que son aquellas que están en contacto directo con el aire. La nueva geometría con la que se estudiará este caso se muestra en la Figura 5.16 y más en detalle en la Figura 5.17.

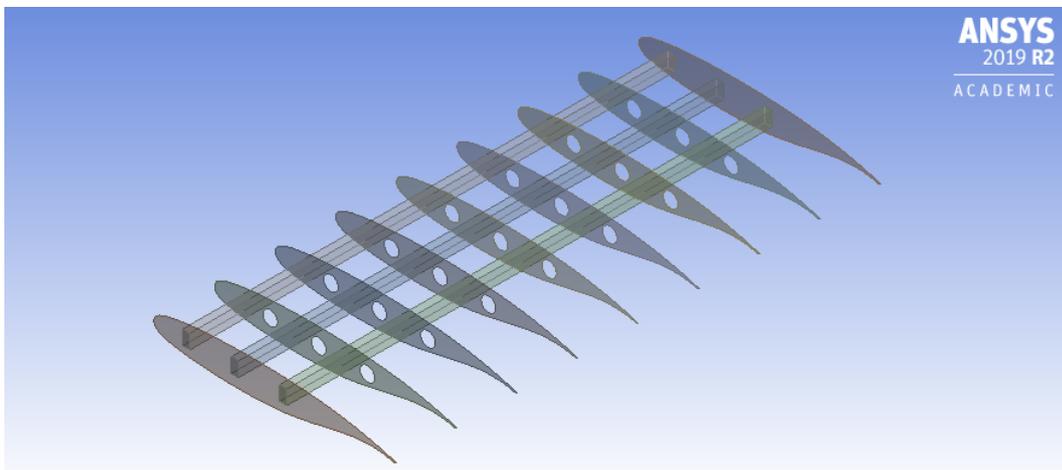


Figura 5.16: Geometría inicial de la estructura interna del ala con huecos en las costillas

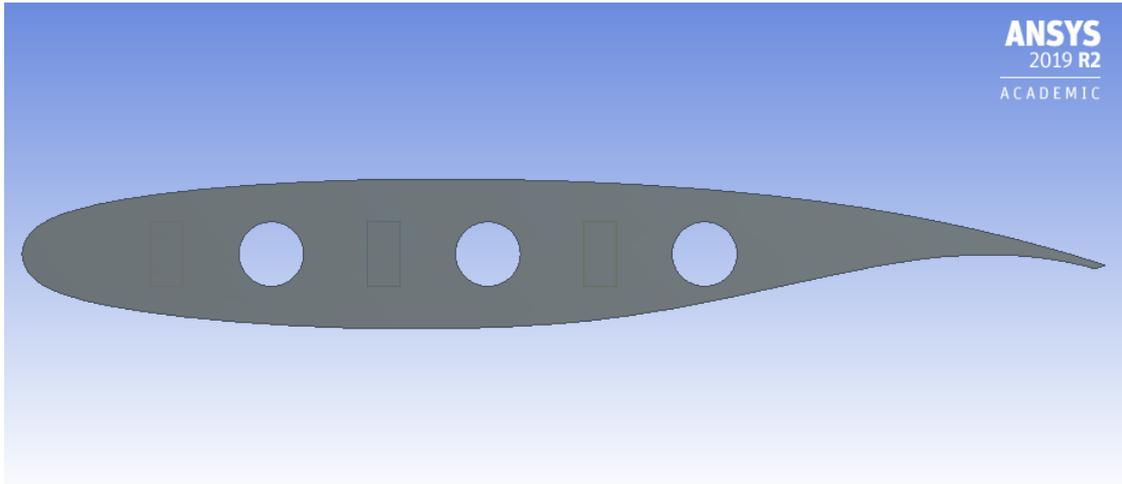


Figura 5.17: Detalle de la geometría inicial de la estructura interna del ala con huecos en las costillas

Este estudio se llevará a cabo únicamente para el caso de $\alpha=6^\circ$, ya que es el caso limitante en el que se alcanzan valores máximos de tensión y flecha. Por ello, como ya ha sido demostrado a través de varios parámetros, la distribución obtenida de deformada y tensión es muy similar, con valores ligeramente reducidos para el caso de $\alpha=3^\circ$. Debido a esta razón, se reduce el coste computacional de la solución y se estudia el caso límite que también será válido para el caso de un ángulo de ataque menor.

Los valores iniciales generados una vez se ha modificado la geometría para la inclusión de huecos en las costillas se presenta en la Tabla 5.11. A través de la optimización paramétrica se buscará modificar dichos valores para reducir la mayor masa posible manteniendo la legislación que permita la certificación de aeronavegabilidad de la aeronave.

Valores iniciales de la geometría con huecos en las costillas

Radio del hueco de las costillas [m]	0.03
Masa del ala [kg]	130.7
Flecha máxima [mm]	1.63
Tensión máxima [MPa]	17.54

Cuadro 5.11: Valores iniciales obtenidos al introducir huecos en las costillas

Es necesario limitar los valores del parámetro de entrada, en este caso, el radio del hueco generado en las costillas interiores de la geometría. El máximo que se puede aplicar debe ser tal que no afecte a los largueros de la geometría. De esta forma, el intervalo entre el que se encontrará este valor para el estudio de optimización se presenta en la Tabla 5.12.

Intervalo disponible para el radio de los huecos de las costillas

Variable	Límite Superior	Límite inferior
Radio de los huecos [m]	0.044	0.01

Cuadro 5.12: Introducción de límites entre los que se debe encontrar el radio de los huecos de las costillas

El problema queda configurado de la misma forma que los casos anteriores, siendo los valores máximos permitidos los mostrados en la Tabla 5.2 y la configuración la definida en el caso 5.3.

De esta forma, se puede optimizar paramétricamente dicho valor para encontrar el valor más adecuado permitiendo la mayor reducción de masa como sea posible. Los puntos candidatos generados se muestran en la Tabla 5.13.

Radio de los huecos [m]	Masa [kg]	Máx. tensión [MPa]	Máx. flecha [mm]
0.044	126.87	18.16	1.65
0.035	129.50	17.65	1.64
0.02	132.55	17.41	1.62

Cuadro 5.13: Puntos candidatos para la optimización del ala con el radio de los huecos de las costillas con $\alpha=6^\circ$

En este caso, las tendencias que se observan en la Tabla 5.13 son muy diferentes a los casos anteriores. Un resumen de las conclusiones que se pueden extraer es el siguiente:

- A medida que el radio del hueco de las costillas aumenta, la masa de la geometría alar se reduce. Este hecho tiene mucho sentido ya que un mayor tamaño de hueco supone una menor utilización de material en la estructura por lo que la masa se ve reducida. Así, el objetivo de esta optimización paramétrica será aumentar tanto como se pueda el radio del hueco de la geometría. El valor máximo limitante presente en la Tabla 5.12, consigue el objetivo de minimizar la masa sin sobrepasar los límites estructurales del ala, por lo que será el valor de entrada elegido.

- La deformada y tensión máxima que sufre la estructura aumenta a medida que el tamaño de los huecos sobre las costillas aumenta.

Estas tendencias de los valores de los parámetros de salida con la variación del radio de los huecos de la estructura se representa mediante gráficos en las Figuras 5.18, 5.19 y 5.20.

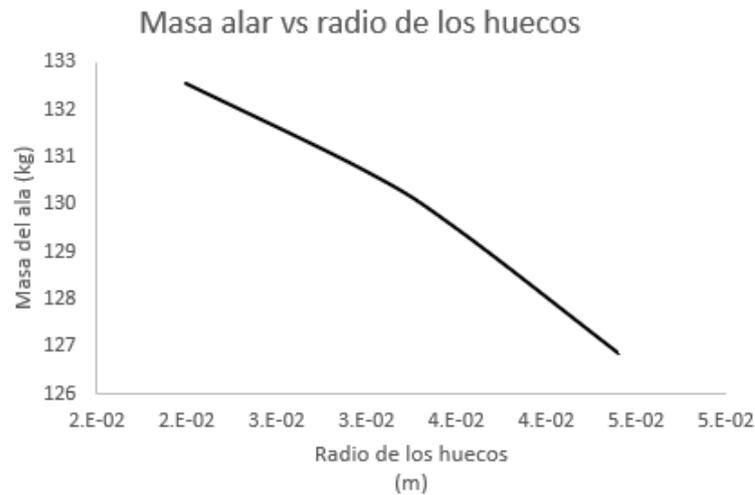


Figura 5.18: Variación de la masa con el radio de los huecos de las costillas

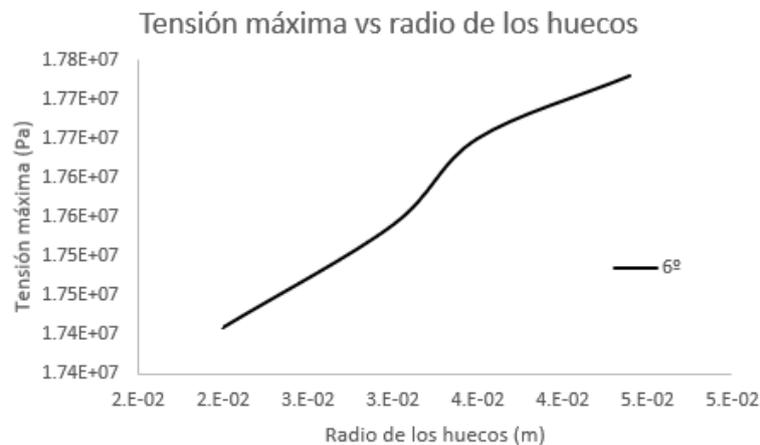


Figura 5.19: Variación de la tensión con el radio de los huecos de las costillas

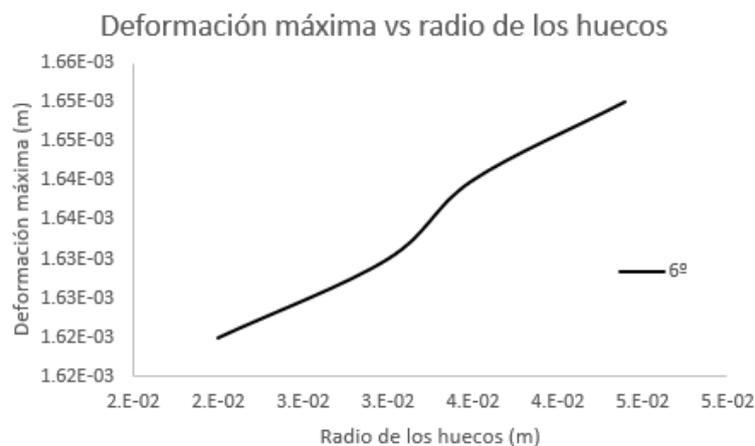


Figura 5.20: Variación de la deformada con el radio de los huecos de las costillas

Una vez que se han representado las tendencias de los parámetros de salida al variar el parámetro de entrada, se puede seleccionar como valor óptimo el límite máximo del radio de los huecos de las costillas. Esta dimensión minimiza la masa para el rango de

valores estudiado y los valores máximos de deformada y tensión están muy por debajo de la acotación máxima que debe cumplir por ley.

Una representación de la distribución de tensiones y deformada para este parámetro de entrada se presentan en las Figuras 5.21 y 5.22.

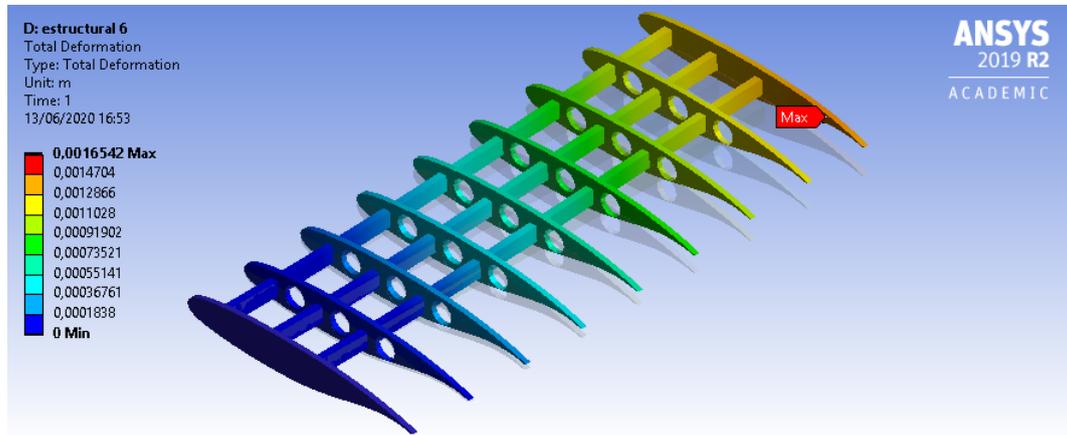


Figura 5.21: Distribución de la deformada óptima del radio de los huecos de las costillas para $\alpha=6^\circ$

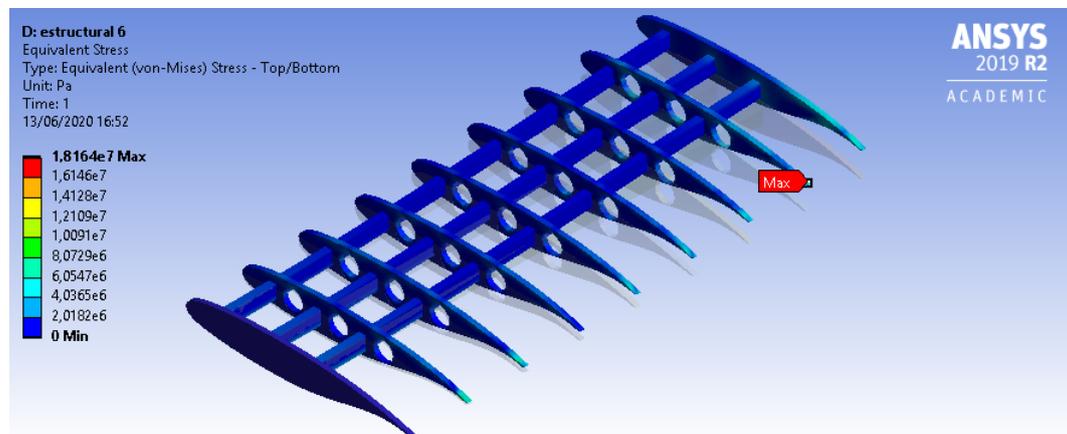


Figura 5.22: Distribución de la tensión óptima del radio de los huecos de las costillas para $\alpha=6^\circ$

Estos valores máximos y la variación que suponen con respecto al caso base de la Sección 4, se presentan en la Tabla 5.14.

Valores óptimos para $\alpha=6^\circ$				
	Radio [m]	Masa [kg]	Máx. tensión [MPa]	Máx. flecha [mm]
Valores	0.044	126.87	18.16	1.65
Variación	-	-5.34 %	+2 %	+3 %

Cuadro 5.14: Valores óptimos variando el radio de los huecos de las costillas para el caso de $\alpha=6^\circ$

En la Tabla 5.14, se puede ver que incluso reduciendo la masa lo máximo posible para el caso estudiado, la tensión máxima aumenta muy ligeramente. Es por ello, que esta variación en la geometría optimiza mucho la estructura interna de la geometría del ala, puesto que reduce masa y la tensión máxima parece mantenerse. Por su parte, la deformada también se ve aumentada muy ligeramente por la modificación de la geometría, pero, aunque estos valores incrementen, la geometría está mucho más optimizada con esta característica presente.

5.5 Optimización mediante huecos en los largueros

En esta Subsección, se realiza el estudio paramétrico siendo el parámetro de entrada, al igual que en el caso presentado en la Subsección 5.4, una modificación geométrica inexistente en el caso base estudiado.

En este caso, consiste en añadir huecos a lo largo de la estructura de los largueros con la finalidad de reducir masa. La geometría que queda una vez que se han añadido los huecos se puede observar en las Figuras 5.23 y 5.24.

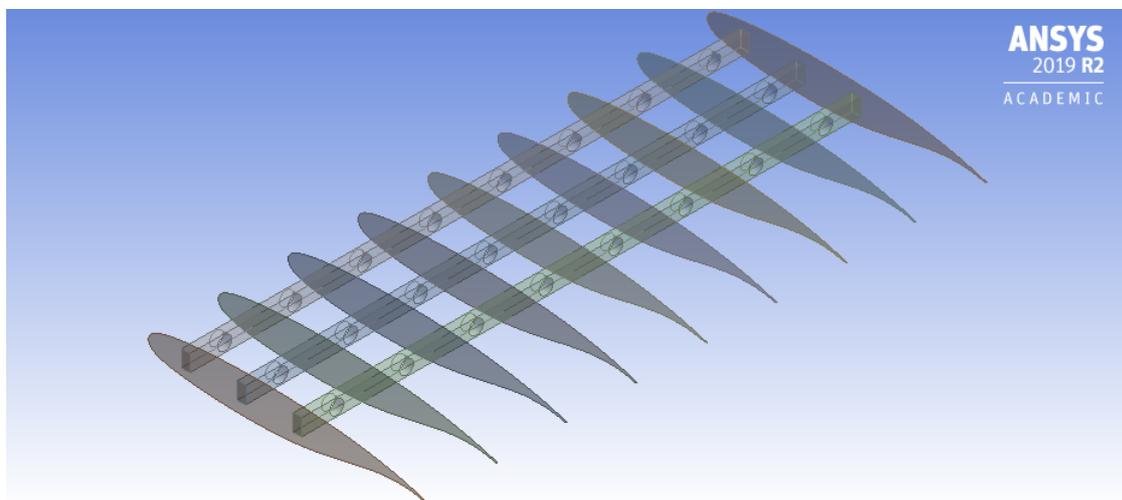


Figura 5.23: Geometría inicial de la estructura interna del ala con huecos en los largueros

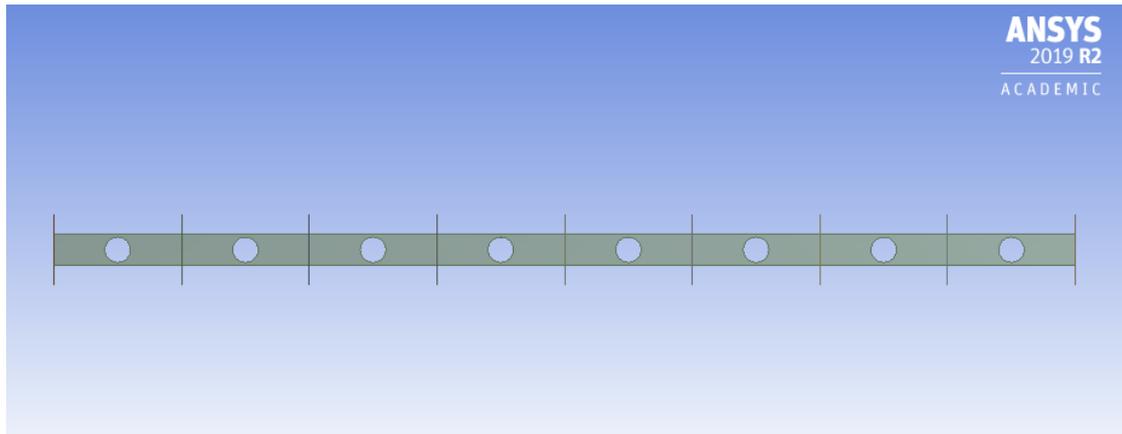


Figura 5.24: Detalle de la geometría inicial de la estructura interna del ala con huecos en los largueros

Al igual que en el caso anterior, el estudio de sensibilidad de esta variable, solamente se lleva a cabo para el caso limitante del análisis con $\alpha=6^\circ$.

Los valores iniciales para esta característica de la geometría ha sido de 1.5 centímetros. Los valores iniciales obtenidos para la geometría alar se presentan en la Tabla 5.15.

Valores iniciales de la geometría con huecos en los largueros

Radio del hueco de los largueros [m]	0.015
Masa del ala [kg]	132.61
Flecha máxima [mm]	1.62
Tensión máxima [MPa]	17.38

Cuadro 5.15: Valores iniciales obtenidos al introducir huecos en los largueros

El límite máximo de esta característica geométrica se ve marcado por la longitud vertical de los largueros, ya que no tiene sentido físico que el hueco tenga dimensiones mayores al larguero. El intervalo en el que se debe encontrar este parámetro se muestra en la Tabla 5.16.

Intervalo disponible para el radio de los huecos de los largueros

Variable	Límite Superior	Límite inferior
Radio de los huecos [m]	0.01	0.028

Cuadro 5.16: Introducción de límites entre los que se debe encontrar el radio de los huecos de los largueros

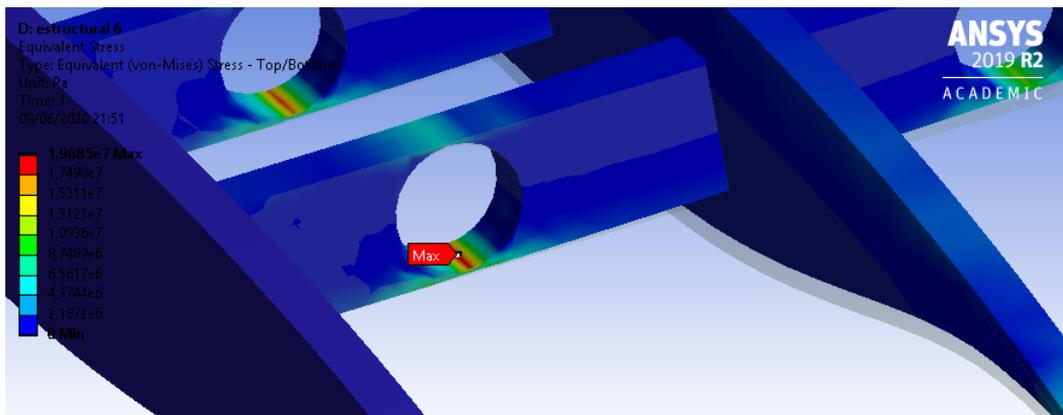
Tras configurar el problema y fijar los límites máximos que no se deben superar de flecha y tensión al igual que en los casos anteriores, se obtiene por medio de la herramienta *Direct Optimization* una nube de puntos candidatos a optimizar la estructura en función del valor del radio de los huecos de los largueros. Algunos de los puntos de las distintas opciones generadas se presenta en la Tabla 5.17.

Puntos candidatos para $\alpha=6^\circ$

Radio de los huecos [m]	Masa [kg]	Máx. tensión [MPa]	Máx. flecha [mm]
0.028	129.06	19.69	1.65
0.02	131.50	17.46	1.62
0.01	133.40	17.36	1.61

Cuadro 5.17: Puntos candidatos para la optimización del ala con el radio de los huecos de los largueros con $\alpha=6^\circ$

Uno de los hechos que más llaman la atención de la Tabla 5.17, es que para un radio de 2.8 centímetros el valor de máxima tensión alcanzado es mucho mayor a lo esperado, sin seguir la tendencia esperada. Este fenómeno puede explicarse a través de la Figura 5.25.

**Figura 5.25:** Máxima tensión con un radio del hueco de los largueros de 2.8 centímetros

En la Figura 5.25 se muestra claramente que la máxima tensión se encuentra en los huecos generados, en la zona más cercana al intradós de la estructura interna. Para evitar este fenómeno (aunque los valores de tensión máxima cumplen la legislación, una concentración de tensiones de este tipo es aconsejable evitarla), se reduce ligeramente el tamaño del hueco de los largueros. Por ello, se puede concluir que el límite máximo fijado en la Tabla 5.16 no es correcto y el valor óptimo será ligeramente inferior a dicho valor.

Las tendencias de los parámetros de salida ante variaciones en el radio de los huecos de los largueros es muy similar al caso anterior donde se analizaban huecos similares sobre las costillas (véase la Subsección 5.4). Estas tendencias pueden observarse en las Figuras 5.26, 5.27 y 5.28.

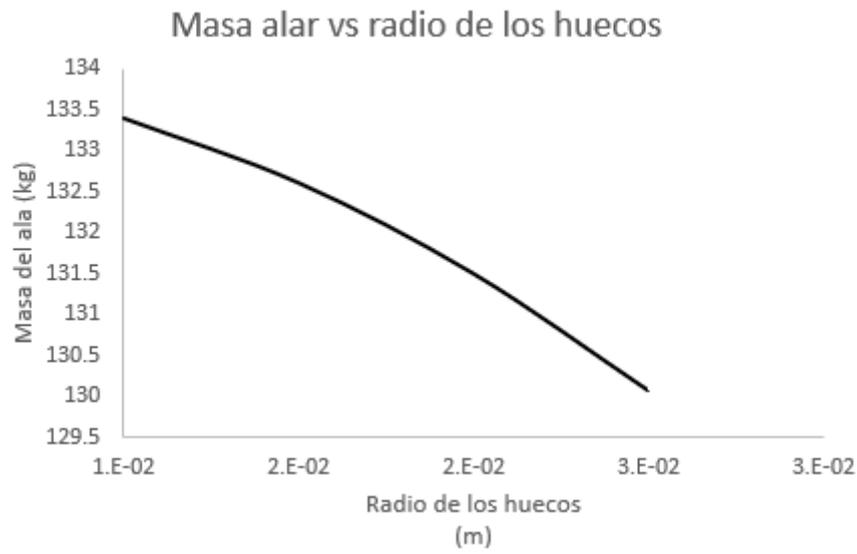


Figura 5.26: Variación de la masa con el radio de los huecos de los largueros

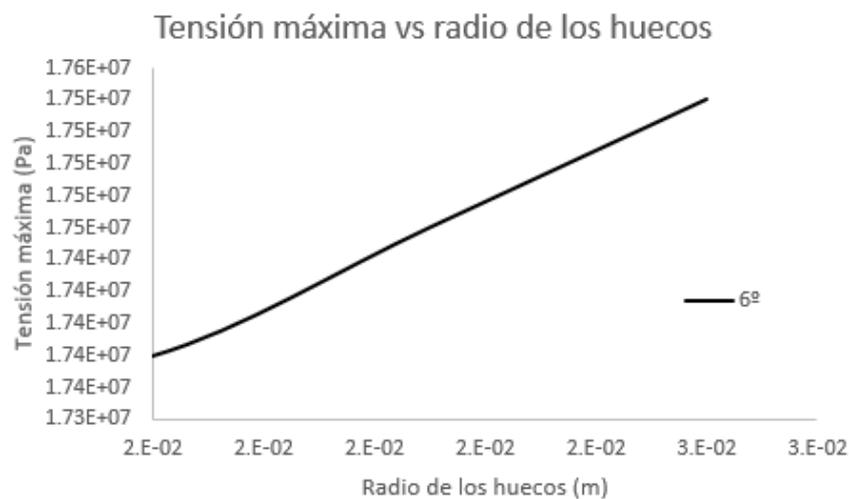


Figura 5.27: Variación de la tensión con el radio de los huecos de los largueros

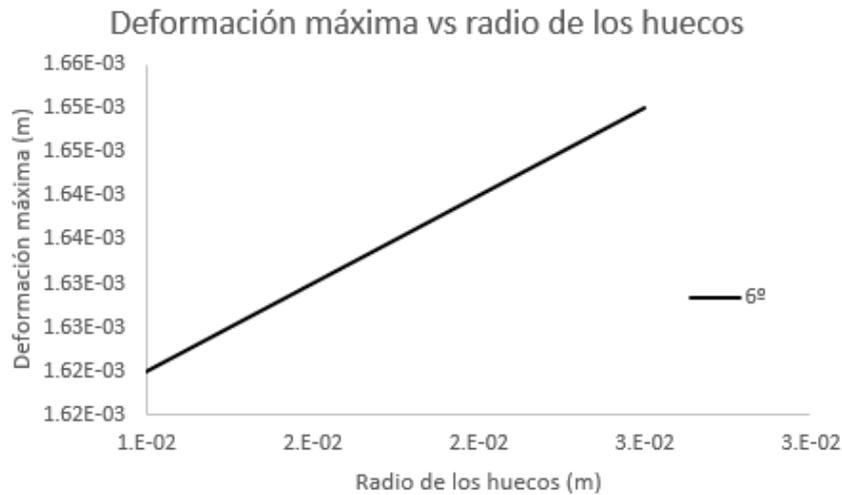


Figura 5.28: Variación de la deformada con el radio de los huecos de los largueros

Como se muestra, mientras que la masa de la geometría se ve reducida a medida que el tamaño de los huecos en los largueros es mayor, la deformada máxima y la tensión máxima a soportar por el ala se ven incrementadas por lo que se debe alcanzar un equilibrio entre ambos parámetros. En este caso, el valor óptimo se escoge como el máximo límite definido del radio del hueco de los largueros debido a que minimiza la masa y estructuralmente se cumple con la normativa.

El valor óptimo se presenta en la Tabla 5.18.

Valores óptimos para $\alpha=6^\circ$				
	Radio [m]	Masa [kg]	Máx. tensión [MPa]	Máx. flecha [mm]
Valores	0.022	130.96	17.93	1.63
Variación	-	-2.29 %	+1 %	+2 %

Cuadro 5.18: Valores óptimos variando el radio de los huecos de los largueros para el caso de $\alpha=6^\circ$

Una vez se ha aplicado el valor presentado en la Tabla 5.18, las distribuciones de la deformada y tensión sobre el ala quedan representadas a través de las Figuras 5.29 y 5.30.

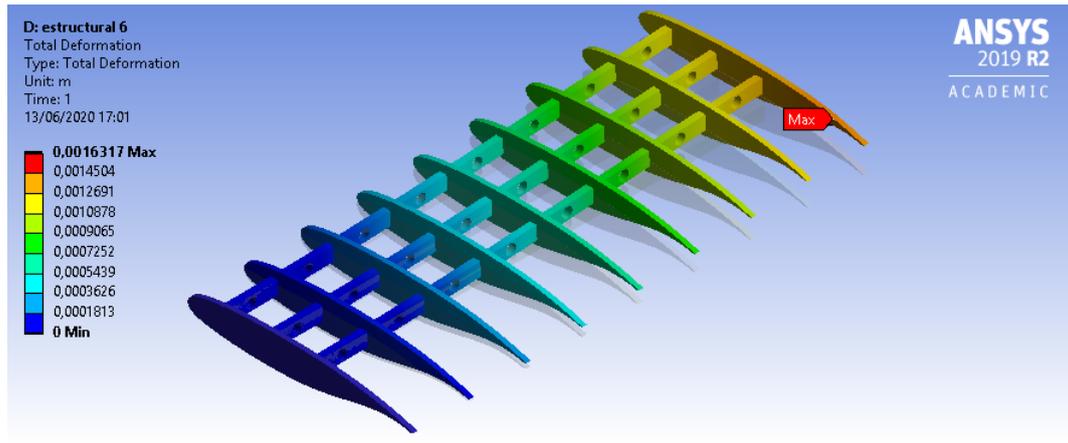


Figura 5.29: Distribución de la deformada óptima del radio de los huecos de los largueros para $\alpha=6^\circ$

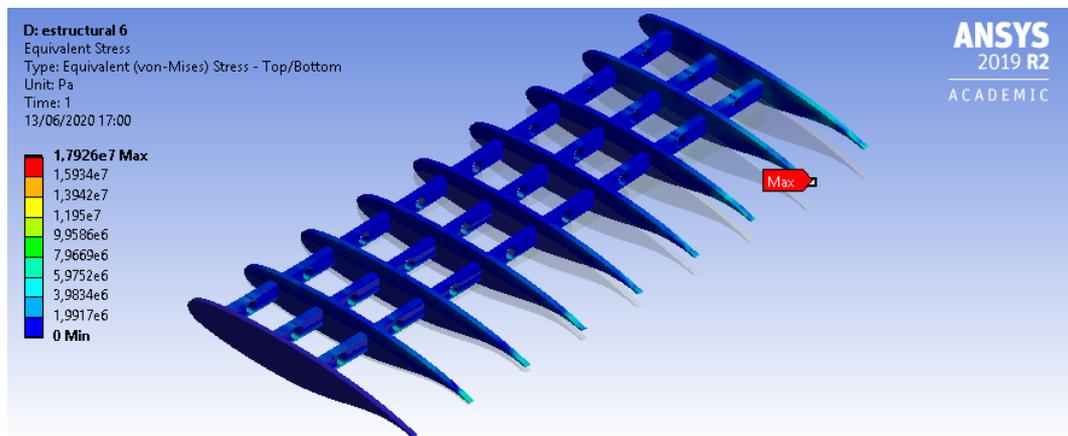


Figura 5.30: Distribución de la tensión óptima del radio de los huecos de los largueros para $\alpha=6^\circ$

5.6 Optimización conjunta de los parámetros de entrada

Finalmente, en esta Subsección se detalla la optimización paramétrica de los distintos parámetros de entrada, pero en esta ocasión de forma conjunta. Así, a lo largo de las Subsecciones anteriores se realiza un análisis de sensibilidad de cada uno de los parámetros, siguiendo el principio de independencia, en el que se variaba un valor de entrada mientras que el resto se mantenía con un valor constante para estudiar cómo afectaba cada entrada de la geometría al objetivo que se persigue.

Como ya ha quedado demostrado, el caso que limita el estudio es el de $\alpha=6^\circ$ para este trabajo, por lo que se buscará una optimización de la geometría alar ante las condiciones de vuelo descritas en la Tabla 3.5 y con un ángulo de ataque de 6° . De esta forma, se recogerán los valores límite de tensión y flecha antes que en el caso de $\alpha=6^\circ$ y consistirá en el caso base para realizar esta optimización.

Para llevar a cabo esta tarea, se modelan los parámetros de entrada y los intervalos entre los que están permitidos tal y como se muestra en la Tabla 5.19. Cabe destacar

que los radios que definen los huecos tanto de las costillas como de los largueros se han configurado de tal forma que el tamaño sea uniforme y no pueda ser el tamaño de los huecos variable a lo largo del componente en el que se encuentren. Sin embargo, esta tarea podría llevarse a cabo en un equipo más potente del disponible mostrado en la Parte III. No obstante, para otorgar mayor libertad al problema de optimización, se ha supuesto el grosor de cada una de las costillas como independiente, por lo que los valores óptimos podrían variar el grosor de las costillas que forman la estructura interna del ala.

Intervalos permitidos de los parámetros de entrada

Parámetro de entrada	Valor mínimo	Valor máximo
Radio del hueco de las costillas [m]	0.01	0.044
Radio del hueco de los largueros [m]	0.01	0.022
Grosor del revestimiento [m]	0.001	0.01
Grosor de cada una de las costillas [m]	0.005	0.03

Cuadro 5.19: Intervalos permitidos de los parámetros de entrada en la optimización

La configuración del problema es la misma que en los casos anteriores, con la única diferencia que ahora el parámetro de entrada en el que no se marcaba ningún objetivo ni restricción, está formado por 12 parámetros en total, 9 pertenecientes al grosor de cada una de las costillas que forman el ala y los otros 3 los descritos en la Tabla 5.19.

De esta forma, la herramienta *Direct Optimization* busca una nube de puntos y calcula los parámetros de salida que cumplan con los objetivos establecidos. Una serie de candidatos en busca de la optimización final de la geometría alar inicial, con los parámetros de entrada seleccionados para el estudio del problema, se muestra en la Tabla 5.20. Esta herramienta para este caso de estudio ha proporcionado 67 candidatos entre los que se varían los valores de los distintos parámetros de entrada en busca del punto óptimo para todos los parámetros simultáneamente. En la Tabla 5.20 se muestran los 3 puntos candidatos con menor masa que cumplen con la normativa vigente calculados por *Direct Optimization*.

Valores óptimos de los parámetros de entrada

Nombre del parámetro	Candidato 1	Candidato 2	Candidato 3
Radio del hueco de las costillas [m]	0.044	0.044	0.034
Radio del hueco de los largueros [m]	0.022	0.022	0.022
Grosor del revestimiento [m]	0.001	0.001	0.001
Grosor de las costillas interiores [m]	0.005	0.012	0.0176
Grosor de las costillas en los extremos [m]	0.005	0.011	0.0173
Masa de la geometría alar [kg]	49.076	61.63	76.29
Flecha máxima [mm]	5.88	5.66	5.54
Tensión máxima [MPa]	83.30	82.30	82.67

Cuadro 5.20: Candidatos a valores óptimos de los parámetros estudiados para $\alpha=6^\circ$

Como se puede observar en la Tabla 5.20, el candidato 1 es el que mayor reducción de masa consigue cumpliendo con la normativa de tensión y flecha máxima limitantes. Es por ello, que será el candidato escogido como óptimo y los valores de parámetros de entrada que proporciona serán usados. Con ello, la geometría final que se obtiene se observa en las Figuras 5.31 y 5.32.

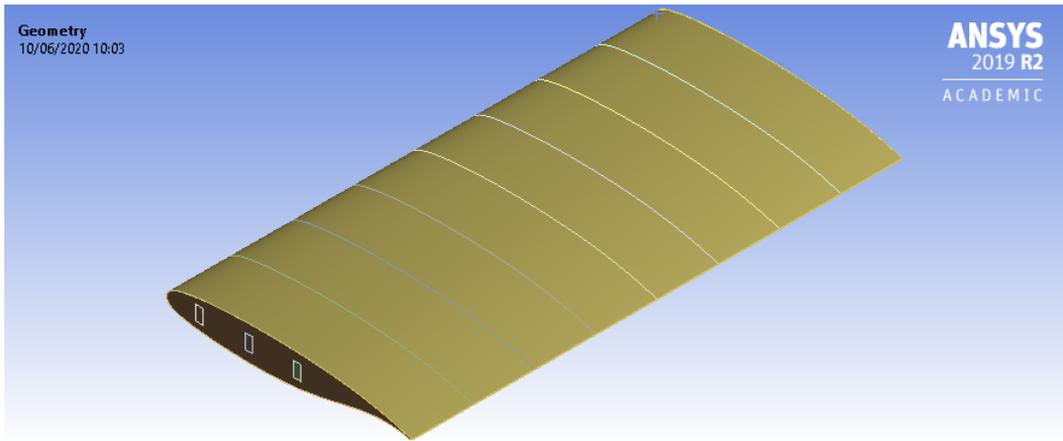


Figura 5.31: Geometría óptima de la estructura externa del ala

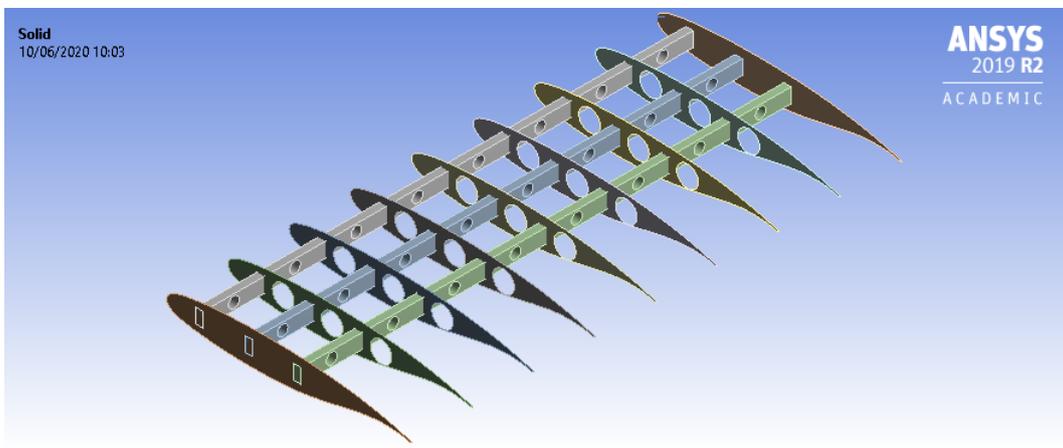


Figura 5.32: Geometría óptima de la estructura interna del ala

Con esta geometría, la distribución de la deformada a lo largo de la estructura alar se representa en las Figuras 5.33 y 5.34. Por su parte, la distribución de la tensión se muestra en las Figuras 5.35 y 5.36.

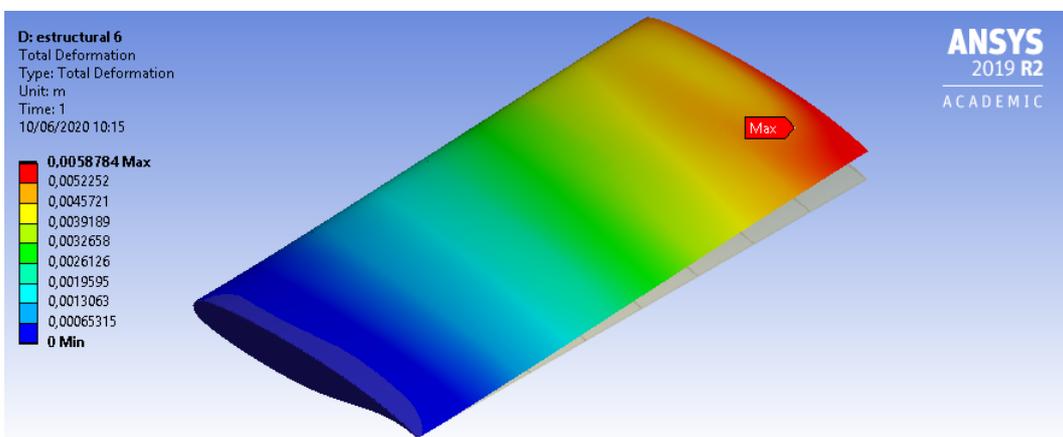


Figura 5.33: Distribución de la deformada óptima para $\alpha=6^\circ$

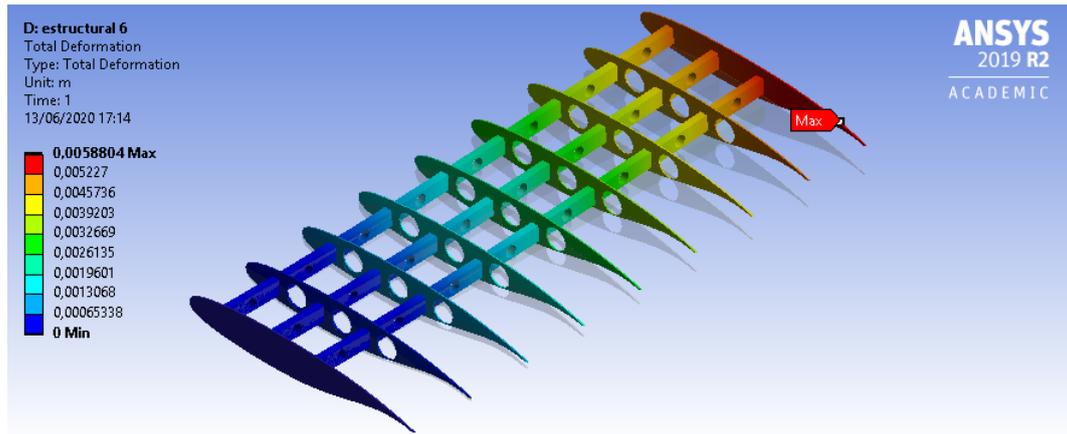


Figura 5.34: Distribución de la deformada interior óptima para $\alpha=6^\circ$

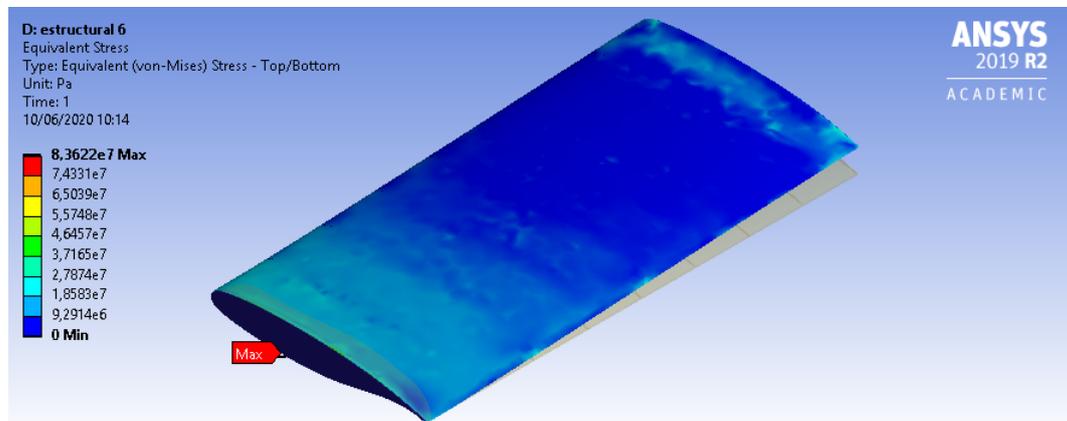


Figura 5.35: Distribución de la tensión óptima para $\alpha=6^\circ$

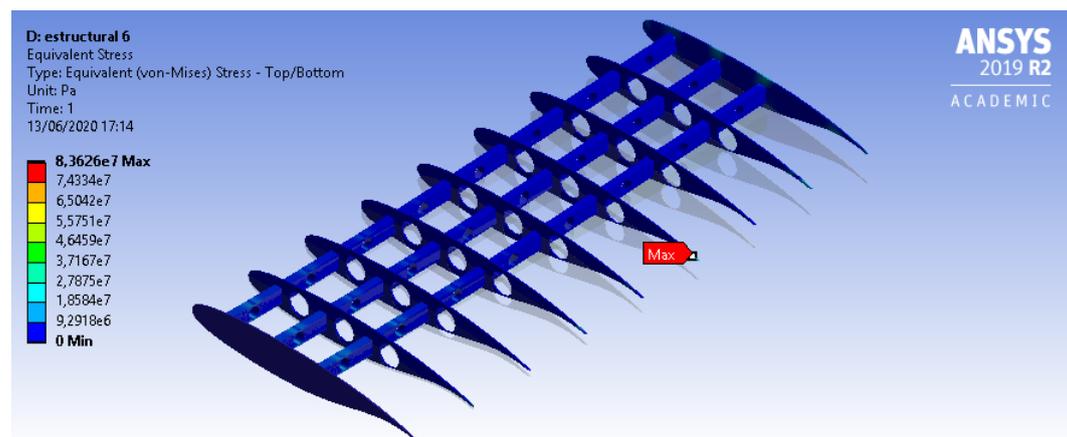


Figura 5.36: Distribución de la tensión interior óptima para $\alpha=6^\circ$

Simplemente observando el trabajo llevado a cabo y puesto que se han alcanzado los límites mínimos establecidos para las variables de entrada, se puede concluir que para el caso de $\alpha=3^\circ$, utilizando los valores de la tabla 5.20, se obtendría la misma reducción de masa y valores máximos menores tanto de deformada como de tensión.

Los valores representativos de esta geometría con un ángulo de ataque de 6° y la variación que suponen respecto a los datos obtenidos en el diseño inicial aparecen en la Figura 5.21.

Valor óptimo para el caso estudiado		
Nombre del parámetro	Valores óptimos	Variación
Radio del hueco de las costillas [m]	0.044	-
Radio del hueco de los largueros [m]	0.022	-
Grosor del revestimiento [m]	0.001	-80 %
Grosor de las costillas interiores [m]	0.005	-75 %
Grosor de las costillas en los extremos [m]	0.005	-75 %
Masa de la geometría alar [kg]	49.076	-61.55 %
Flecha máxima [mm]	5.88	+255.06 %
Tensión máxima [MPa]	83.30	+370.09 %

Cuadro 5.21: Valores óptimos de los parámetros estudiados

De esta optimización se puede concluir que los resultados obtenidos reducen la masa inicial de la estructura en más de un 60 % sin superar los límites establecidos de deformada y tensión máxima. Sin embargo, estos valores deben tratarse con cuidado ya que como se comenta en la Subsección 6.2, la semienvigadura es únicamente de 2 metros por lo que en la vida industrial, todos los valores se verían incrementados. Además, el grado en el que se pueda optimizar un componente aeronáutico depende de la eficiencia del diseño inicial. En el caso estudiado a lo largo de este proyecto el análisis inicial realizado se puede modificar de muchas maneras, facilitando la obtención de una buena optimización paramétrica.

Además, los parámetros utilizados son solamente una pequeña muestra de todas las opciones que se pueden barajar como las dimensiones de los largueros, la separación entre ellos, la inclusión de huecos solamente en determinados componentes y de tamaño variable...

Sin embargo, para este trabajo, utilizando la configuración detallada anteriormente y el diseño inicial que se ha mostrado a lo largo de todo el proyecto se puede optimizar prácticamente hasta los valores mínimos de los intervalos permitidos de los parámetros de entrada. Esto permite una gran reducción de masa ya que como se observa en la Tabla 5.21, no se alcanzan los límites de flecha y tensión estructurales.

Así, se puede concluir que con la optimización llevada a cabo se cumple con el objetivo de minimizar la masa de la estructura del semiala sin superar los límites legislativos, sin embargo, estos valores obtenidos vienen muy marcados por la semienvigadura con la que se ha diseñado la estructura así como también de la simplificación llevada a cabo en sus componentes internos, en el que simplemente se ha modelado costillas y largueros. Es por ello, que no se pueden extraer hacia valores reales de un ala y el proceso de optimización industrial sería más complejo, con un mayor número de parámetros de entrada y componentes internas, sin embargo, los resultados obtenidos son una clara muestra de la potencia de una herramienta de optimización estructural.

6. Limitaciones, conclusiones y futuras líneas de investigación

En esta Sección se recogen diversos apartados en los que se muestran las conclusiones extraídas del trabajo que se ha llevado a cabo, las limitaciones presentes en el momento de redacción que han supuesto un margen para el proyecto y los futuros trabajos que se pueden desarrollar partiendo de la base creada en este estudio.

6.1 Conclusiones

Como se observa a lo largo del presente documento, la optimización estructural de una geometría alar es una tarea ingenieril de gran importancia debido a la gran cantidad de beneficios que puede generar, tanto aerodinámicamente como económicamente. Por ello, se torna una tarea imprescindible en el proceso de diseño de cualquier componente aeroespacial, sector en el que el objetivo principal es, además de la seguridad, reducir lo máximo posible la masa con el propósito primordial de poder albergar más pasajeros o aumentar el rango al que se puede volar sin parar.

Es decir, se busca alcanzar metas cada vez más ambiciosas, como se comentó en la Sección de Introducción, seguir evolucionando hacia un futuro en el que sea posible traspasar horizontes impensables en la actualidad como ocurrió con los primeros globos aeroestáticos y como seguirá ocurriendo en los próximos años.

En este trabajo de fin de grado se ha logrado diseñar un ala con perfil aerodinámico supercrítico y tras estudiar las cargas en vuelo y la deformada y tensiones sufridas, optimizar la estructura para reducir masa. Simplemente con este proyecto, y pese a las múltiples limitaciones (véase la Subsección 6.2), se ha conseguido reducir la masa inicial más de un 60 % a través de diversos parámetros geométricos, asegurando que se cumplen valores realistas de flecha y tensión y se cumple con la legislación vigente.

Sin embargo, la optimización estructural de un componente aeronáutico es un tema que se puede abordar de una gran variedad de formas distintas. A partir del proyecto desarrollado en este trabajo de fin de grado, se abre una nueva línea de investigación (véase la Subsección 6.3), en la que se pueden investigar diferentes formas de reducir masa de distintos componentes, tarea que es llevada a cabo en toda industria aeroespacial en la que se diseñen componentes de aviones y que cuyo trabajo previo a la salida laboral prepara al ingeniero para abordar temas indispensables en este sector.

En resumen, queda demostrado que para llevar a cabo un proceso de optimización estructural, es necesario alcanzar un compromiso entre las variables que se buscan como óptimas y los distintos resultados que se obtienen, siendo un proceso estrictamente necesario en el diseño de cualquier componente aeroespacial.

Minimizar la masa a través de diversos parámetros como son el grosor del revestimiento, el grosor de las costillas o la inclusión de huecos en costillas o largueros, supone a su vez el incremento de la flecha y tensión máxima en el ala, por lo tanto, se debe asegurar que pese a la ambición de reducir la masa tanto como sea posible, los valores máximos permitidos de la solución estructural por el ala no se superen. No se puede permitir que una reducción de masa en busca de los beneficios que se podrían generar ponga en compromiso la seguridad aeroespacial, objetivo primordial que no se puede perder de vista.

6.2 Limitaciones

El principal problema con el que el autor se ha encontrado durante el desarrollo del mismo es el error debido a la limitación que se impone en la licencia de estudiante del programa *ANSYS*, cuyo mensaje de error se observa en la Figura 6.1.

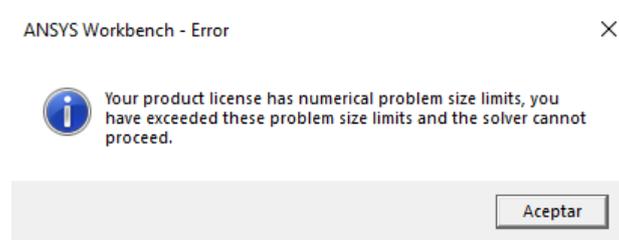


Figura 6.1: Limitación debido a la licencia del software

La versión utilizada es la proporcionada por el software de la UPV, cuya licencia se corresponde con la licencia gratuita para estudiantes universitarios. Sin embargo, esta versión no incluye todas las funcionalidades del programa, sino que presenta severas limitaciones:

- En cuanto a la creación de la geometría utilizando la herramienta *Design Modeler*, el máximo número de cuerpos es 50 y el máximo número de caras es de 300. Una cantidad mayor de elementos provocaría el error visto en la Figura 6.1 y no se podría crear la geometría.
- Con respecto al análisis CFD mediante *ANSYS Fluent*, el máximo de elementos en los que se puede discretizar la geometría es de 512000 celdas. Una discretización más refinada llevaría al error de la Figura 6.1 y se interrumpiría el estudio de las cargas aerodinámicas sin obtener una solución.
- En el análisis estructural, se usa *ANSYS Mechanical*, herramienta limitada por la discretización de la geometría al igual que en el caso de *ANSYS Fluent*. El máximo de elementos es de 32000 y una discretización más fina de la geometría llevaría al error de la Figura 6.1 y no se hallaría un resultado al estudio.

Debido a las limitaciones detalladas debidas a la licencia de la versión gratuita para estudiantes del programa *ANSYS*, una gran cantidad de procesos durante la realización del trabajo han sido modificados de la primera concepción que se esperaba crear.

De esta forma, en la Sección 2, la semienvergadura se tuvo que reducir a 2 metros únicamente cuando en un primer planteamiento se ideó una geometría alar de 8 metros, valor mucho más realista en el mundo de la aviación. Sin embargo, para poder realizar el estudio se tuvo que modificar de tal forma que el estudio pudiese llevarse a cabo.

En la Sección 3, no hay información suficiente para asegurar que se ha alcanzado la sensibilidad de malla. Esto es debido a que, si bien la primera concepción de mallado es permitida por el programa, una discretización más refinada genera un error que no permite estudiar el caso. Por ello, el mallado inicial tuvo que ser tomado como válido para el análisis CFD y el resultado queda limitado por ello.

Al igual que ocurre en la Sección 3, en el análisis estructural que se presenta en la Sección 4 ocurre exactamente el mismo problema. La división de la geometría en celdas para realizar el análisis mediante el MEF se ajustó lo máximo posible a la limitación presente en la licencia ya que el error impide la resolución del problema.

Otra de las limitaciones que cabe al menos mencionar es el acontecimiento fuera de lo común de una situación de pandemia global durante el momento de realización del presente proyecto. Este hecho ha supuesto una restricción debido al estado de alarma que ha impedido trabajar en la universidad con un equipo más potente que podría haber resuelto los cálculos de una forma mucho más rápida y eficiente. Esta situación extraordinaria ha supuesto una modificación de todos los hábitos de trabajo impensables unos meses atrás y ha sido un obstáculo a superar durante parte del desarrollo del proyecto.

Así, ante la limitación correspondiente a la licencia estudiantil de *ANSYS*, la solución adoptada ha sido adecuarse a los límites máximos permitidos en cuanto a discretización y modelar el problema en base a ellos, sin superarlos, puesto que impedirían la obtención de resultados del proyecto.

En cuanto a la situación extraordinaria vivida, la única solución posible ha sido adaptarse a las condiciones de teletrabajo que han permitido seguir avanzando con el proyecto hasta su consecución final.

6.3 Futuros trabajos

Partiendo de la base creada al optimizar estructuralmente una geometría alar con perfil supercrítico, se posibilita la apertura de diversas líneas de investigación futuras que se podrían complementar con el presente trabajo. Entre ellas destacan:

- Se puede llevar a cabo una optimización topológica en la que se modifiquen los componentes de la estructura interna del ala. A través del análisis mecánico, se puede obtener utilizando la herramienta *Topology Optimization*, la masa que puede suprimirse de la estructura interna. Así, modificando las costillas y largueros, se puede suprimir masa. Esta tarea supone un proceso iterativo de optimización, en el que tras realizar una optimización topológica de algunos componentes, se debe analizar la optimización paramétrica que otorguen los valores óptimos de entrada en el diseño del ala. Así, un ala con perfil supercrítico podría optimizarse en mayor medida, obteniendo una estructura final de peso muy reducido y características mecánicas dentro de los márgenes permitidos por la legislación.
- Modificar los valores de semienvergadura, flecha y estrechamiento alar para, de esta forma, estudiar la configuración óptima para una determinada misión y analizar la sensibilidad de los resultados ante la variación de cada uno de las mencionadas variables.

- Analizar la estructura compuesta de diferentes materiales que cumplan unos requisitos mínimos en cuanto a necesidades funcionales del ala. Así, se puede realizar una lista de materiales que cumplen con las capacidades mínimas y estudiar las variables mecánicas para cada uno de ellos, comparando la reducción de masa que supone el uso de cada uno de ellos y los beneficios y perjuicios de su uso.
- Ampliar los parámetros de entrada en el proceso de optimización paramétrica. En el estudio llevado a cabo en el presente documento, se eligen una serie de valores a optimizar para reducir la masa de la estructura alar diseñada. Sin embargo, hay muchos más parámetros que se pueden modificar y partiendo de la base creada aquí, se pueden parametrizar otros factores como las dimensiones de los largueros, la separación entre las costillas, la separación entre los largueros... Además, se pueden añadir otras características complementarias a la geometría, como se ha hecho en este proyecto mediante huecos circulares.

A. Estudio de viabilidad económica

A lo largo de este Anexo al trabajo principal, se estudia la viabilidad económica de la creación de la geometría alar con perfil supercrítico estudiada, así como la comparación con respecto al coste del ala una vez se ha optimizado el máximo posible con las variables de entrada seleccionadas.

El material utilizado para la construcción del ala es AL7075-T6. Por lo que, para calcular los costes directos de la construcción de la geometría, simplemente se ha de buscar el precio en el mercado de dicho material. A través de la masa obtenida, se puede hallar el coste directo de la construcción de la geometría alar.

A través de varios catálogos, se ha encontrado que el precio medio de este material en el mercado es de 2.8 €/kg. Sin embargo, cabe considerar que en una industria real, el pedido se haría en toneladas métricas en lugar de los kilos específicos de un simple ala, sin embargo, también la producción del componente aeronáutico sería superior a la creación de un ala. Por ello, se puede considerar que el precio directo sea únicamente el coste de la cantidad de material presente en una única ala.

En la Tabla A.1, se presentan los costes directos de las distintas alas llevadas a cabo.

Estudio económico de las diferentes alas desarrolladas	
Precio AL7075-T6 [€/kg]	2.8
Masa del ala inicial con perfil SC(2)-0714 [kg]	134.03
Precio del material necesario para el ala inicial con perfil SC(2)-0714 [€]	375.28
Masa del ala óptima con perfil SC(2)-0714 [kg]	49.07
Precio del material necesario para el ala óptima con perfil SC(2)-0714 [€]	137.40

Cuadro A.1: Estudio económico de los costes del material necesario de las alas desarrolladas

Se podrían incluir los costes indirectos relacionados con la fabricación de las distintas geometrías alares. Para ello, se debería estudiar cuánto tiempo es necesario para producir un ala de estas características, desde la recepción del material AL7075-T6 hasta el montaje final de la estructura.

Una vez se ha obtenido este dato, se debería estudiar el sueldo de un empleado que está a cargo de la construcción de esta geometría así como de los ingeniero a cargo.

También se podría añadir el coste del mantenimiento de este componente a lo largo de la vida útil de la aeronave, incluyendo el mantenimiento en línea y el mantenimiento en serie para una correcta certificación y habilitar el vuelo de una aeronave con este componente.

Sin embargo, este estudio de viabilidad económica únicamente se centra en los costes directos del material necesario para las alas obtenidas a lo largo del proyecto.

Como se puede ver el coste es reducido en comparación con el precio de venta de una aeronave con alas de pequeña semienvergadura como es el caso. Es por ello, que una reducción de masa, supone una reducción de costes ya que se utiliza una menor cantidad

de material para la construcción y se pueden ahorrar hasta una cantidad de 237.88 € por ala fabricada como se observa en la Tabla A.1. Este hecho es muy importante ya que son muy diversas las posibilidades que abre una reducción de masa en cuanto a las nuevas misiones aeronáuticas que se pueden llevar a cabo.

No obstante, es importante considerar que debido a las limitaciones comentadas en la Subsección 6.2, la semienvigadura modelada es de únicamente 2 metros, valor muy por debajo de valores realistas en el mundo de la aviación. Además, la geometría ha sido simplificada puesto que la estructura interna se ha modelado únicamente con costillas y largueros sin tener en cuenta depósitos de combustible o larguerillos presente en la mayoría de alas reales. Es por ello, que los resultados obtenidos en cuanto a coste deben tomarse como precaución y utilizarse simplemente como referencia de la reducción económica que puede suponer una correcta realización de un proceso de optimización estructural en el ámbito aeroespacial.

Parte II

PLANOS

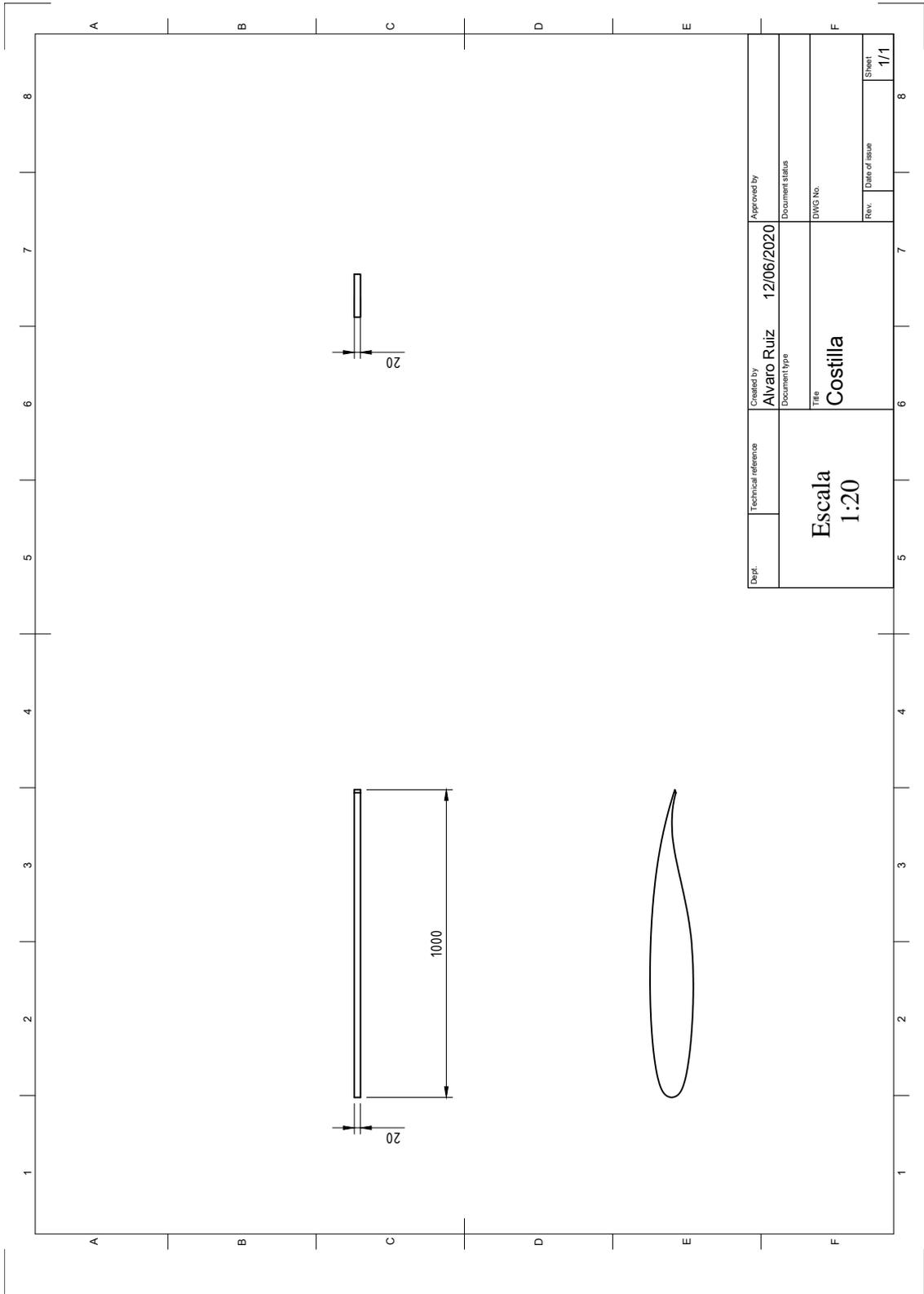


Figura A.1: Plano de diseño de la costilla inicial

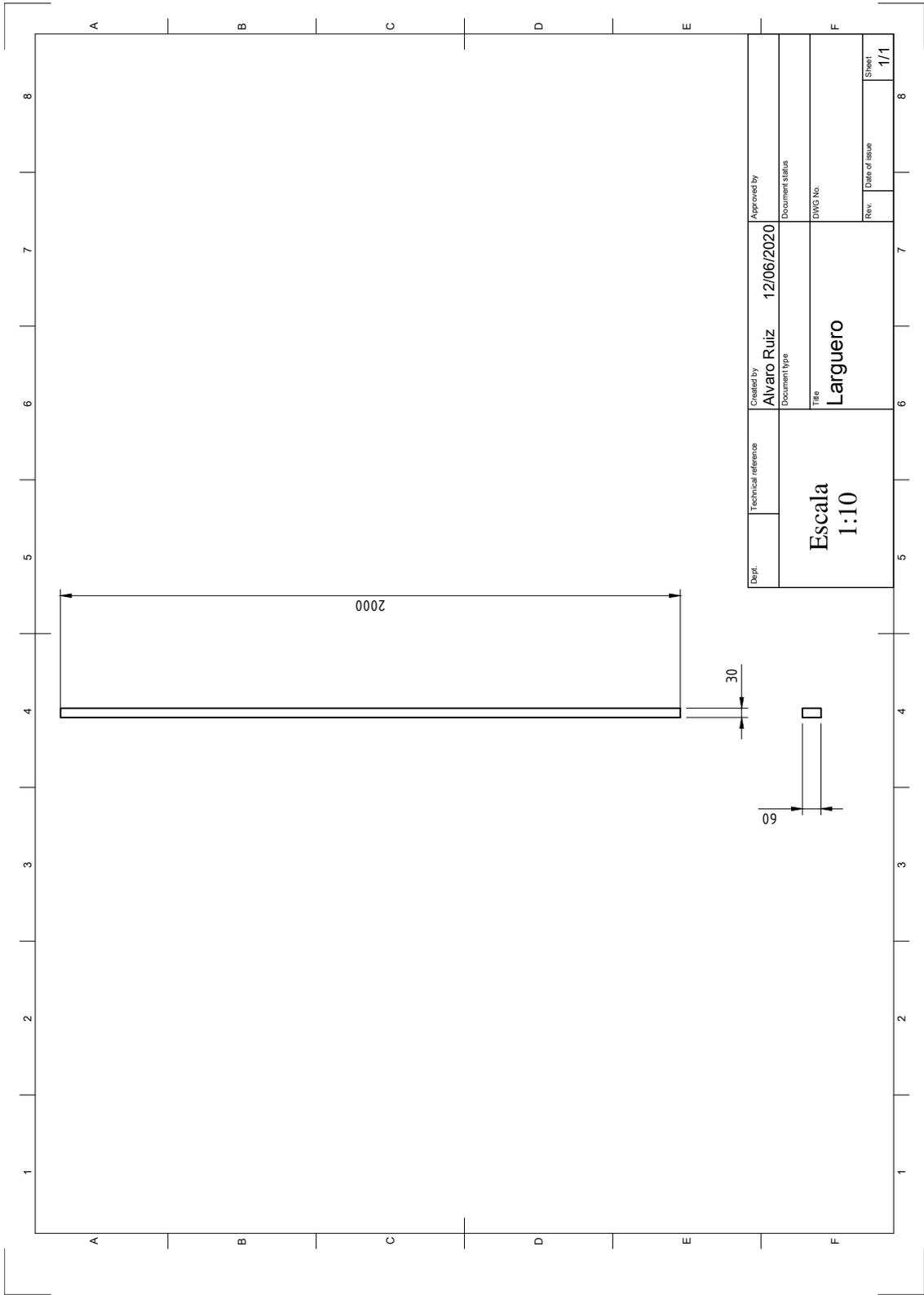


Figura A.2: Plano de diseño del largo inicial

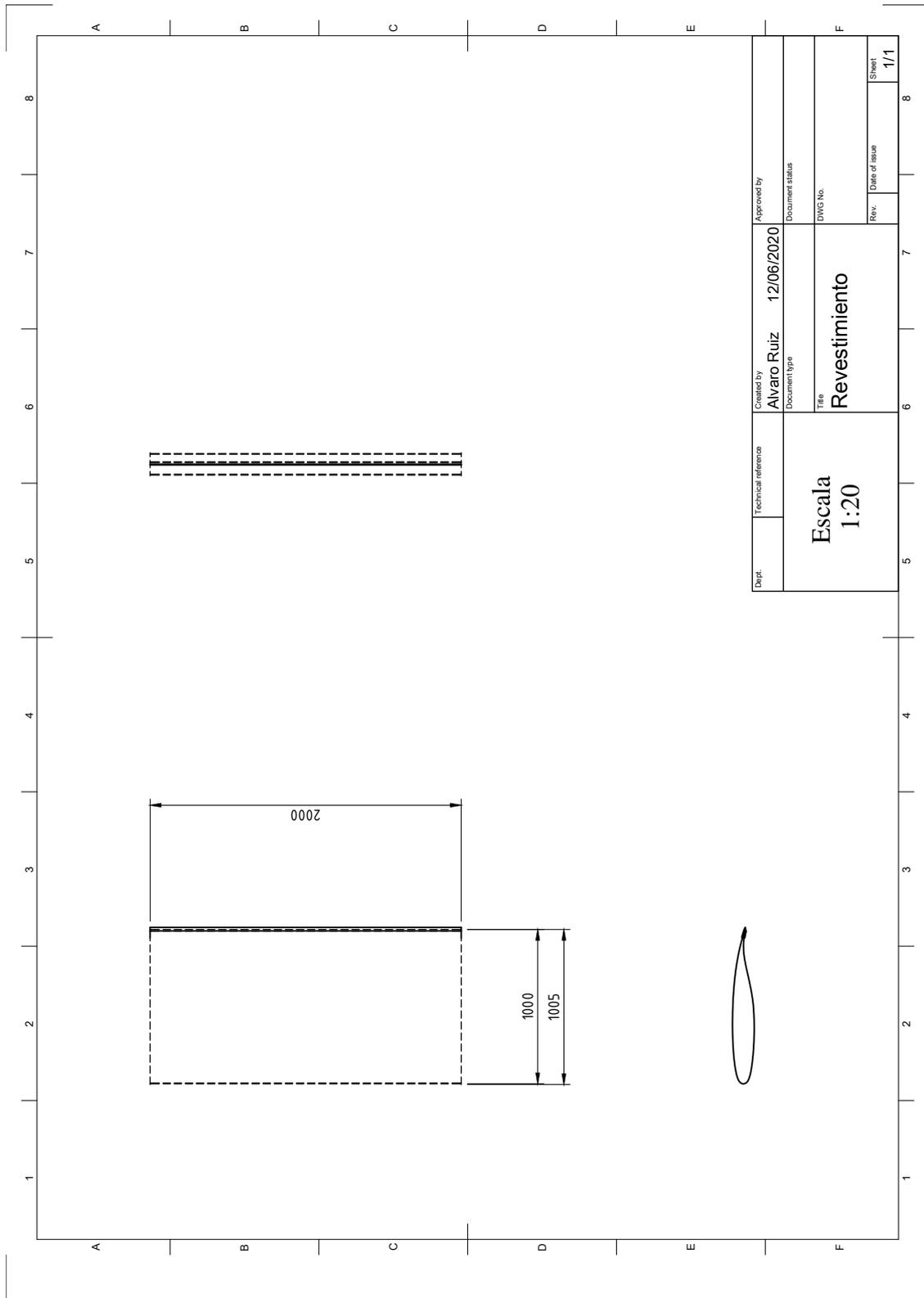


Figura A.3: Plano de diseño del revestimiento inicial

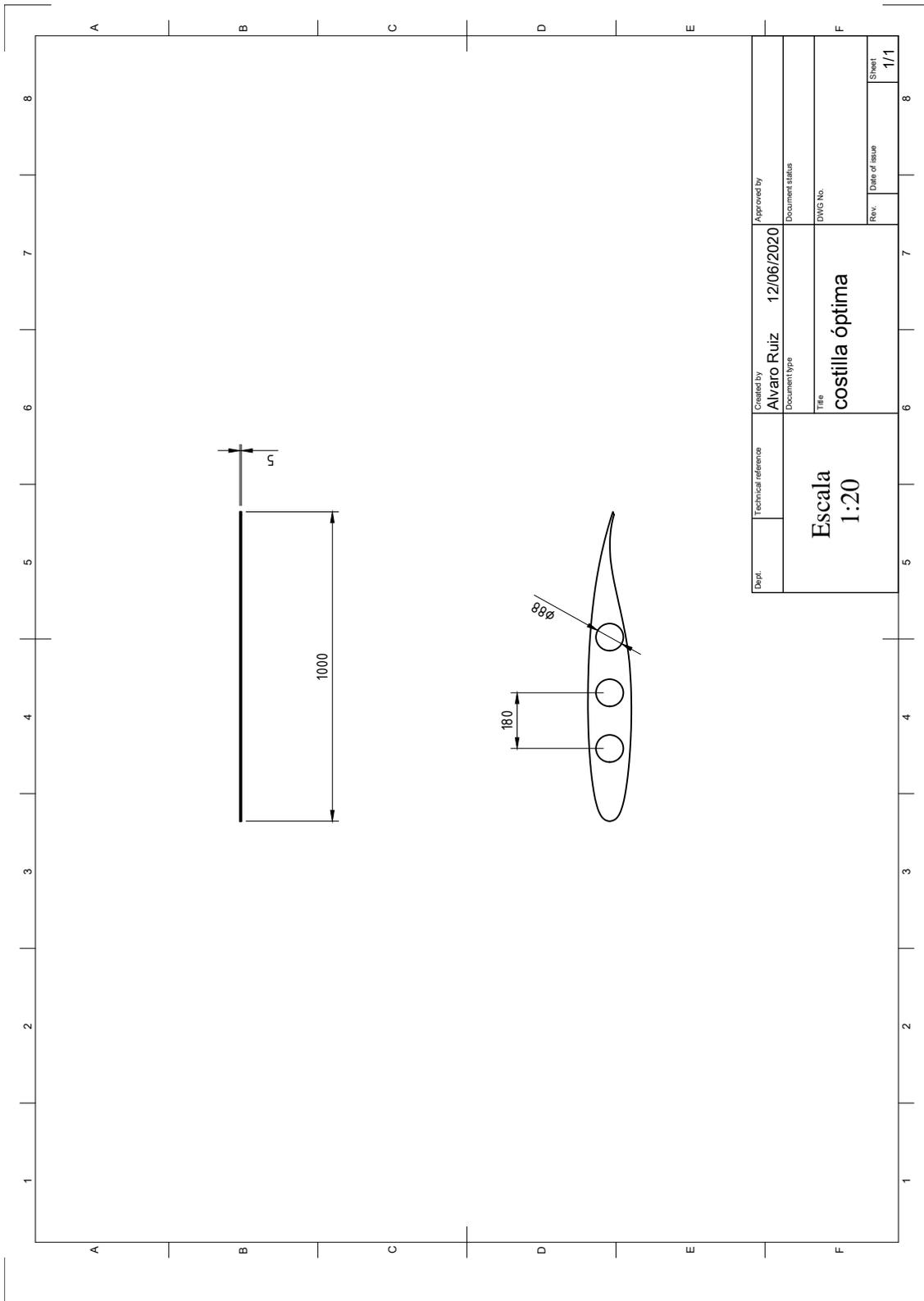


Figura A.4: Plano de diseño de la costilla óptima

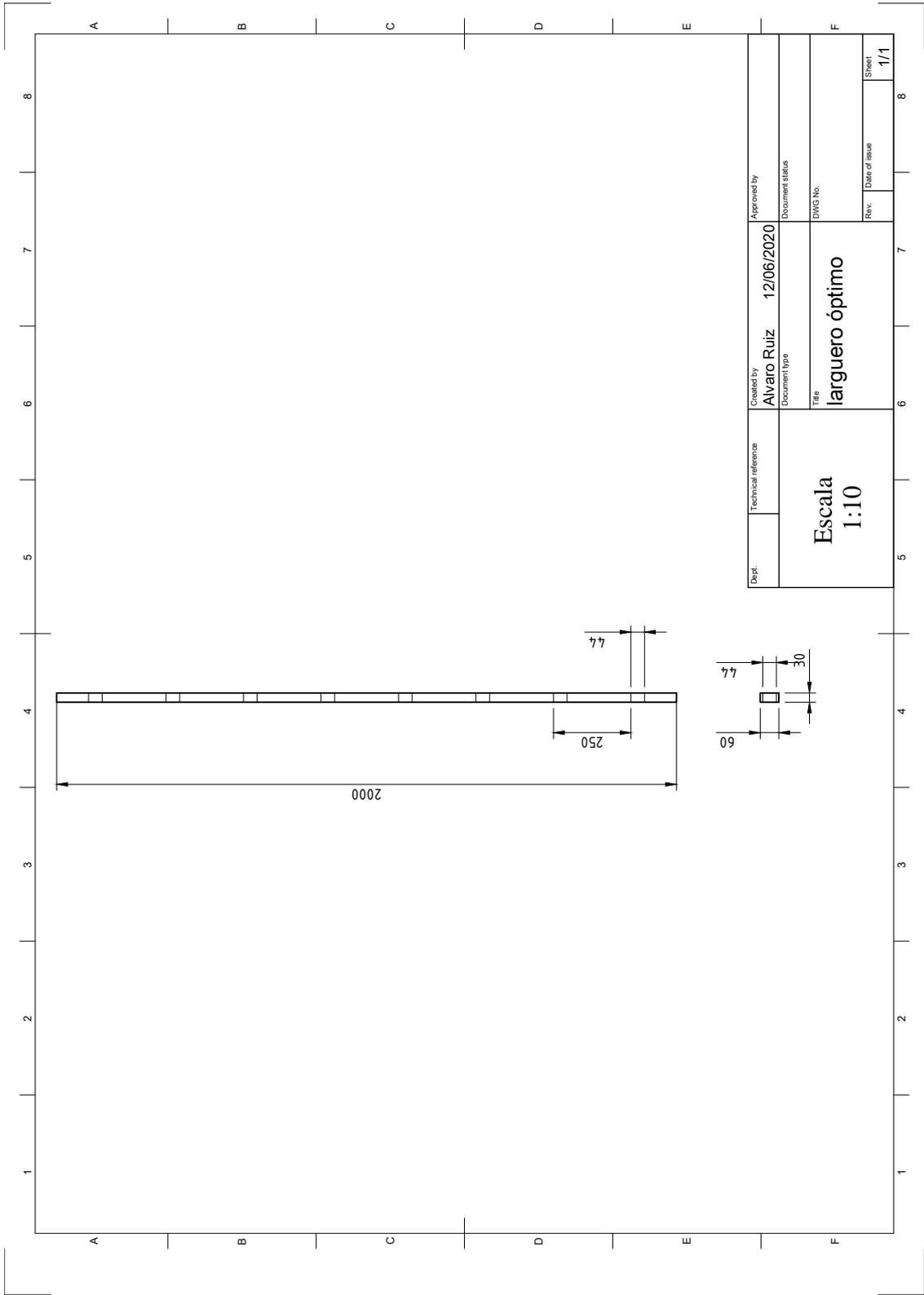


Figura A.5: Plano de diseño del larguero óptimo

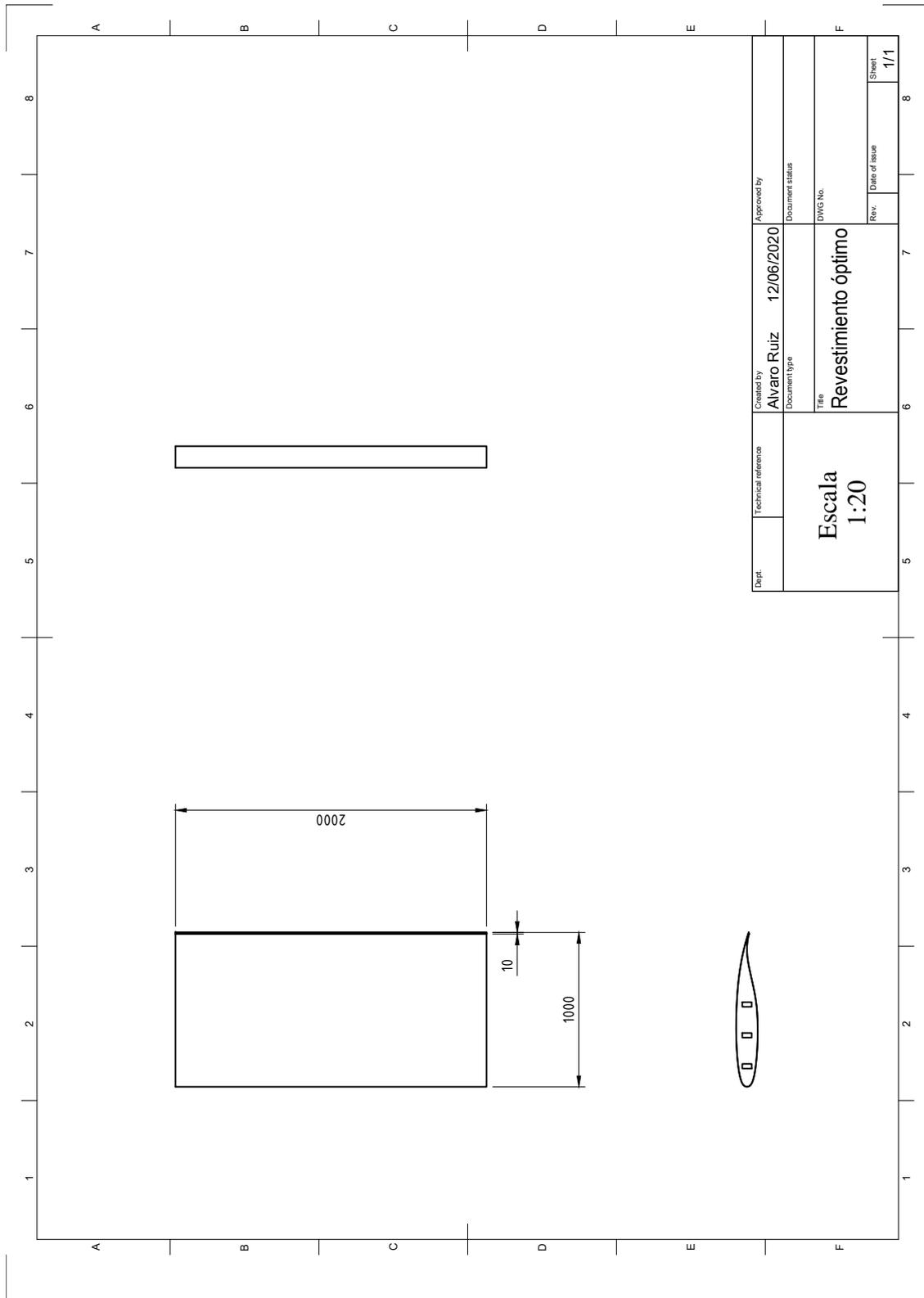


Figura A.6: Plano de diseño del revestimiento óptimo

Parte III

PLIEGO DE CONDICIONES

A. Pliego de condiciones

En esta Parte se define el pliego de condiciones en la que se muestra el estado y las condiciones que debe cumplir el contrato entre el propietario y contratista para la ejecución del presente trabajo. Para ello, se presentan diversas Subsecciones definiendo las condiciones de los materiales utilizados para la realización del proyecto así como también las condiciones presentes en la elaboración del mismo.

A.1 Estado de los materiales

En esta Subsección se describe la condición de los materiales que se han utilizado para la elaboración del trabajo de fin de grado.

Puesto que se trata de un proyecto de optimización por medio de la computación, los materiales utilizados son informáticos, siendo la base de ellos el ordenador utilizado para la elaboración del mismo. Las condiciones del sistema informático se presentan en la Tabla A.1:

Condiciones del hardware utilizado	
Fabricante	ASUSTeK Computer Inc.
Modelo	ASUS F555L
Procesador	Intel(R) Core(TM) i7-5500U CPU @2.4GHz
RAM instalada	12 GB
Teclado	Estándar
Ratón	UNYKA UK A800
Sistema operativo	Windows 10 Home v1903

Cuadro A.1: Condiciones del sistema informático utilizado

Con respecto al software utilizado, se ha hecho uso de diversos programas informáticos con distintas funciones para la creación de la geometría, el estudio CFD, el análisis estructural, la optimización, el tratamiento de datos y la edición de texto.

Como se ha comentado a lo largo de toda la PARTE I, el programa base utilizado para la realización del proyecto ha sido *ANSYS Workbench*. Así, mediante *Design Modeler* se ha construido la geometría por lo que es la herramienta CAD de la que se ha hecho uso. Por medio de *ANSYS Fluent*, se lleva a cabo el estudio CFD de las cargas aerodinámicas sobre el ala. El análisis estructural se realiza utilizando *ANSYS Static Structural* y para la optimización de la estructura se hace uso de todas las herramientas mencionadas en el presente párrafo. Por tanto se puede concluir que el fundamento del trabajo se ha obtenido gracias a la herramienta *ANSYS*.

Para el tratamiento de datos numéricos y modificación de los mismos en los procesos en los que fuera necesario, se ha utilizado la herramienta *Excel* y la aplicación *Notepad ++*.

Para la edición de texto se ha utilizado el programa informático de acceso libre *Overleaf* que permite usar el sistema de creación de textos LaTeX.

A.2 Condiciones de ejecución

Debido a la naturaleza del proyecto llevado a cabo, las disposiciones mínimas de seguridad y salud para los trabajadores de equipos con pantallas de visualización quedan recogidas por el Real Decreto 488/1997, del 14 de abril [14]. Este Real Decreto se crea como transposición al Derecho español de la Directiva 90/270/CEE del Consejo de la Unión Europea. Además, el Real Decreto del que se habla se crea de conformidad con el artículo 6 de la Ley 31/1995 de Prevención de Riesgos Laborales.

Las disposiciones mínimas del Real Decreto que se aplican al presente trabajo son las siguientes:

▪ Equipo

- La utilización del equipo no debe suponer una fuente de riesgo para el usuario.
- La imagen de la pantalla debe ser estable y los caracteres bien definidos y configurados claramente con un espacio adecuado.
- Posibilidad de variar la luminosidad de la pantalla sin reflejos que puedan molestar al usuario y capacidad de inclinación de la pantalla para adaptarse a las necesidades del usuario.
- Teclado inclinable e independiente de la pantalla para facilitar una postura cómoda, con un espacio delante del teclado para que el trabajador pueda apoyar manos y brazos.
- La superficie del teclado debe ser mate para evitar reflejos y los símbolos de la tecla deben ser legibles desde una posición normal del trabajo.
- La mesa debe tener un tamaño suficiente para que el usuario pueda adoptar una posición cómoda y ser poco reflectante.
- El asiento debe ser estable, con capacidad de regular altura, reclinar el respaldo y otorgar libertad de movimiento al usuario.

▪ Entorno

- El puesto de trabajo debe tener dimensión suficiente y estar acondicionado con espacio suficiente para permitir cambios de postura y movimientos de trabajo.
- Se deben garantizar unos niveles adecuados de iluminación y relación adecuada de luminancia entre la pantalla y el entorno. Además, el acondicionamiento del lugar del trabajo debe disponerse de tal manera que una fuente de luz artificial o natural no genere deslumbramientos y reflejos molestos en la pantalla.
- Las ventanas deben equiparse con una cobertura regulable para atenuar la luz del día en el entorno de trabajo.
- El ruido de los equipos de trabajo debe considerarse como un factor determinante en el diseño del mismo para que no pueda causar grandes molestias al trabajador.
- Los equipos de trabajo no deben emitir un calor adicional que pueda perjudicar la naturaleza del trabajador.
- Toda radiación debe reducirse a efectos insignificantes para asegurar la salud y seguridad del trabajador a cargo del equipo.
- El nivel de humedad en el entorno de trabajo debe ser aceptable.

■ Interconexión ordenador/persona

- El software de trabajo debe estar adaptado a la tarea que deba realizarse.
- El software de trabajo debe ser sencillo de utilizar y con capacidad de adaptarse al nivel de conocimientos y experiencia del usuario.
- Los sistemas deben proporcionar indicaciones sobre su desarrollo.
- Los sistemas mostrarán la información en formato y ritmo adaptado a los operadores.
- Los principios de ergonomía deben aplicarse al tratamiento de información por parte del trabajador.

También, es necesario comentar la normativa utilizada a lo largo del desarrollo del trabajo. Para no poner en compromiso la seguridad del ala, se debe aplicar un factor de seguridad según la norma de *EASA*, en la sección *CS 23.303* [12] o la normativa de *FAA*, en la *Parte 23.2230* [13]. Además, en la sección *CS 23.45* [12] de *EASA*, se introduce el modelo de atmósfera estándar *ISA* [2], del que se hace uso para las condiciones de vuelo utilizadas. En la sección *CS 23.303*[12] de *EASA*, se definen los requerimientos de fuerza a través de las cargas límite esperadas en servicio como se ha desarrollado en el presente documento.

Parte IV

PRESUPUESTO

A. Presupuesto

En esta Parte se define el importe asociado a la realización del trabajo de fin de grado. Para ello, se dividen los gastos en distintas Subsecciones entre las que se encuentran el coste asociado al hardware, el coste asociado al software y el coste asociado a la mano de obra. Finalmente, se presenta un resumen del desglose de los gastos.

A.1 Coste del hardware

El hardware utilizado como se comentó anteriormente, se presenta en la Tabla A.1 de la Parte III. Un detalle de los costes asociados al hardware utilizado en el trabajo aparece en la Tabla A.1.

Coste asociado al hardware	
Ordenador ASUS F555L	725€
Ratón UNYKA UK A800	8.25€
Total	733.25€

Cuadro A.1: Coste asociado al hardware

Además, hay que añadir el precio que implica la electricidad consumida por el ordenador durante las horas de trabajo. Suponiendo un precio de electricidad de 0.09€/kWh y un consumo del ordenador de 200 W/h, **el precio total de la electricidad es de 6.48€.**

A.2 Coste del software

El software utilizado tiene su base en *ANSYS* para realizar el trabajo, sin embargo son muchos más los programas utilizados para la realización del presente proyecto como se detalló en la Subsección A.1 de la Parte III.

El **coste asociado al software, sin embargo, es de 0€** ya que se ha utilizado software, o bien de licencia libre, o bien licencia de estudiante, administrado de forma gratuita por la UPV como es el caso del programa *ANSYS*, aunque estas versiones no incluyan funcionalidad completa del programa y pueda suponer una limitación como se explica en la Subsección 6.2.

A.3 Coste de la mano de obra

Primeramente, cabe destacar que la carga docente del trabajo de fin de grado es de 12 ECTS. Dedicando un tiempo de 25 horas por crédito como aconseja el Tratado de Bolonia suscrito por la UPV, el tiempo dedicado a la realización del trabajo ha sido de 300 horas. Las horas de trabajo dedicadas al proyecto se pueden dividir en distintas tareas bien diferenciadas:

- **Redacción de la memoria:** 70 horas.
- **Aprendizaje de la utilización de ANSYS:** 50 horas.
- **Realización del proyecto:** 160 horas.
- **Búsqueda de información y bibliografía:** 20 horas.

Suponiendo un sueldo de 35€/hora para el autor del TFG y un sueldo de 60€/hora para el profesor tutor del presente trabajo, el coste de la mano de obra se presenta en la Tabla A.2:

Coste asociado a la mano de obra	
Autor del trabajo	10500€
Tutor del trabajo	1800€
Total	12300€

Cuadro A.2: Coste asociado a la mano de obra

A.4 Coste total

Resumiendo los costes que se han presentado a lo largo de las Subsecciones A.1, A.2 y A.3, en la Tabla A.3 se presenta un resumen del coste total asociado al trabajo de fin de grado.

Coste total del trabajo	
Coste del hardware	733.25€
Coste de la electricidad	6.48€
Coste del software	0€
Coste de la mano de obra	12300€
Total	13039.73€

Cuadro A.3: Coste total de la realización del trabajo

Por tanto, el coste total de la realización del trabajo es de *Trece Mil Treinta y Nueve con Setenta y Tres Euros* (13039.73€)

Parte V

Bibliografía

Bibliografía

- [1] S. Franchini. *Introducción a la ingeniería aeroespacial*. 2011.
- [2] T. M. Young. *Performance of the Jet Transport Airplane: Analysis Methods, Flight Operations, and Regulations*. 2018.
- [3] G. Slopp. Why atherothrombosis is in principle a hematologic disease: The effect of disorders and drugs which affect thrombosis on the development of atherosclerotic plaques. Diciembre 2018.
- [4] UIUC Applied Aerodynamics Group. Uiuic airfoil coordinates database, 2020.
- [5] J. H. Ferziger. *Computational Methods for Fluid Dynamics*. 2001.
- [6] F.R. Menter. Two-equation eddy-viscosity turbulence models for engineering applications, 1994.
- [7] T. Ravikumar y S. B. Prakash. Aerodynamic analysis of supercritical naca sc (2)-0714 airfoil using cfd. Julio 2014.
- [8] R. V. Jenkins y A. S. Hill y E. J. Ray. Aerodynamic performance and pressure distributions for a nasa sc(2)-0714 airfoil tested in the langley 0.3-meter transonic cryogenic tunnel. 1988.
- [9] R. D. Cook y D. S. Malkus y M. E. Plesha y R. J. Witt. *Concepts and Applications of Finite Element Analysis*. 2001.
- [10] J. E. Hatch. *Aluminum: Properties and Physical Metallurgy*. 1984.
- [11] MakeItFrom. 7075-t6 aluminum. 2020.
- [12] European Aviation Safety Agency. Certification specifications for normal, utility, aerobatic, and commuter category aeroplanes. 2012.
- [13] Federal Aviation Administration. *FAR/AIM 2020: Up-to-Date FAA Regulations / Aeronautical Information Manual (FAR/AIM Federal Aviation Regulations)*. 2019.
- [14] Ministerio de Trabajo y Asuntos Sociales. Disposiciones mínimas de seguridad y salud relativas al trabajo con equipos que incluyen pantallas de visualización. 1997.