



UNIVERSITAT
POLITÈCNICA
DE VALÈNCIA



TRABAJO FIN DE GRADO

**DISEÑO Y ANÁLISIS DE UNA SEMIALA PORTANTE
REALIZADA EN MATERIALES COMPUESTOS
PARA AVIACIÓN LIGERA**

AUTOR

Máximo Lorente Sáinz

TUTOR

David Jerónimo Busquets Mataix

UNIVERSITAT POLITÈCNICA DE VALÈNCIA
ESCUELA TÉCNICA SUPERIOR DE INGENIERÍA DEL DISEÑO
DEPARTAMENTO DE INGENIERÍA MECÁNICA Y DE MATERIALES

GRADO EN INGENIERÍA AEROESPACIAL
CURSO 2020 - 2021

10 de septiembre de 2021

“Así, los últimos serán los primeros.”

Mt. 20.16

Resumen

La reducción de peso en la industria aeronáutica supone todo un reto en la actualidad. Generalmente, las estructuras aeroespaciales están fabricadas en aluminio debido a las buenas propiedades mecánicas de este metal y su baja densidad. Sin embargo, el auge de los materiales compuestos como la fibra de carbono permite estudiar la posibilidad de reducir el peso de estas estructuras conservando, e incluso mejorando, las propiedades mecánicas.

Una de las principales características de este tipo de materiales es la anisotropía. Debido a ello, la fibra de carbono trabaja excepcionalmente cuando las cargas actúan en la dirección de sus fibras, pero carece de eficacia cuando los esfuerzos inciden en dirección transversal. A lo largo de este trabajo se analizan varias estructuras alares realizadas en aluminio, fibra de carbono y una combinación de ambos. El resultado del estudio confirma que una buena configuración y disposición de los materiales empleados permite reducir considerablemente el peso de la estructura.

Abstract

Nowadays, weight reduction in the aerospace industry is a major challenge. Generally, aerospace structures are made of aluminium due to the good mechanical properties of this metal and its low density. However, the rise of composite materials such as carbon fibre has made it possible to study the possibility of reducing the weight of these structures while preserving or even improving their mechanical properties.

One of the main features of this type of material is its anisotropy. As a result, carbon fibre works exceptionally well when loads act in the direction of its fibres. However, it is ineffective when the stresses act in the transverse direction. Throughout this work, several wing structures made of aluminium, carbon fibre and a combination of both are analysed. The result of the study confirms that a good configuration and arrangement of the materials used can considerably reduce the weight of the structure.

Resum

La reducció de pes a la indústria aeronàutica suposa tot un repte en l'actualitat. Generalment, les estructures aeroespacials estan fabricades amb alumini degut a les bones propietats mecàniques d'aquest metall i la seua baixa densitat. No obstant això, l'auge dels materials compostos com la fibra de carboni permet estudiar la possibilitat de reduir el pes d'aquestes estructures conservant, i inclús millorant, les propietats mecàniques.

Una de les principals característiques d'aquest tipus de materials és l'anisotropia. A causa d'això, la fibra de carboni treballa excepcionalment quan les càrregues actuen en la direcció de les seues fibres, però no té eficàcia quan els esforços incidixen en direcció transversal. Al llarg d'aquest treball s'analitzen diverses estructures alars realitzades en alumini, fibra de carboni i una combinació de les dues. El resultat de l'estudi confirma que una bona configuració i disposició dels materials emprats permet reduir considerablement el pes de l'estructura.

Agradecimientos

Me gustaría agradecer este Trabajo de Fin de Grado, en primer lugar, a mi familia, en especial a mis padres, por permitirme estudiar estos 4 años tan lejos de casa, facilitándome todo el apoyo que cabía en su mano. También quiero hacer mención especial a mi abuela, Felisa, quien más me ha echado de menos y celebraba como el primer día cuando regresaba a casa.

No me puedo olvidar tampoco de aquella persona que me ha animado constantemente, incluso cuando menos ganas tenía de estudiar. Siempre has creído en mí, y viniste para quedarte. Gracias, Georgina.

Dedicado también a todos aquellos que me han acompañado día a día en estos largos, pero no interminables, 4 cursos. Cuando todo se ponía complicado, cuando el confinamiento no podía ser más aburrido, vuestra compañía siempre me ayudaba a seguir y sentirme realmente cómodo. Muchas gracias a mi familia de Valencia, os voy a echar de menos *Kooka Troopa*.

Por último, también quiero agradecer este TFG a mi tutor, David, que me ha ofrecido la posibilidad de trabajar con él, aportándome la idea de este proyecto y demostrando su gran profesionalidad.

Índice general

Resumen	I
Agradecimientos	VII
Índice general	X
Índice de figuras	XII
Índice de tablas	XIII
Nomenclatura	XV
I MEMORIA	1
1. Introducción	3
1.1. Antecedentes. Materiales compuestos en la industria aeronáutica	4
1.2. Objetivos	5
1.3. Estructura	6
2. Marco teórico	7
2.1. Introducción	7
2.2. Materiales compuestos	7
2.2.1. Tipos de materiales compuestos	8
2.2.2. Fibra de carbono	10
2.2.2.1. Principales inconvenientes	13
2.3. Estructura semimonocasco del ala	14
3. Metodología	17
3.1. Introducción	17
3.2. Modelado del ala	17
3.2.1. Perfil alar	18
3.2.2. Geometría	18
3.3. Materiales de estudio	20
3.4. Mallado	21
3.5. Condiciones de contorno	22

3.6. Cargas aplicadas	23
4. Análisis de resultados	25
4.1. Introducción	25
4.2. Criterios de fallo	26
4.2.1. Criterio de Von-Mises	26
4.2.2. Criterio de Tsai-Wu	26
4.3. Configuración en aluminio	30
4.4. Configuración en fibra de carbono	34
4.5. Configuración combinada	40
4.6. Síntesis de resultados	45
5. Conclusiones	47
5.1. Conclusiones	47
5.2. Futuros proyectos	48
Bibliografía	49
II ANEXOS	53
1. Planos	55
1.1. Vista general con revestimiento	55
1.2. Desglose de elementos	56
1.2.1. Costillas	57
1.2.2. Largueros y larguerillos	61
III PLIEGO DE CONDICIONES	63
1. Pliego de condiciones	65
1.1. Condiciones del puesto de trabajo	65
1.2. Condiciones de trabajo a distancia	66
1.3. Condiciones técnicas de desarrollo	66
IV PRESUPUESTO	69
1. Estimación de costes	71
1.1. Presupuesto parcial	71
1.2. Presupuesto global	73

Índice de figuras

1.1. Estructura del Vickers F.B.5 (Primera Guerra Mundial) [1]	4
1.2. Evolución del uso de materiales compuestos en la aviación	5
2.1. Fases de un material compuesto [4]	8
2.2. Diferentes tipos de fibras [3]	9
2.3. Material compuesto reforzado con fibras entrelazadas [6]	9
2.4. Materiales compuestos estructurales [7]	10
2.5. Tipos de laminado de fibra de carbono [6]	12
2.6. Vista lateral de una costilla [9]	14
2.7. Estructura semimonocasco de una semiala [9]	15
3.1. Perfil NACA 2412	18
3.2. Vista general de la semiala	18
3.3. Vista general de la estructura de la semiala sin revestimiento	19
3.4. Vista de perfil de una de las costillas	20
3.5. Detalle de la malla	22
3.6. Configuración del empotramiento en el encastre alar	23
4.1. Sistema de referencia en la semiala	26
4.2. Dirección de las fibras en los largueros y en las costillas	27
4.3. Semiala realizada completamente en aluminio	30
4.4. Deformación de la semiala de aluminio para $n = 1$	30
4.5. Tensión equivalente de la semiala de aluminio para $n = 1$	31
4.6. Tensión equivalente en el encastre alar de la semiala de aluminio para $n = 1$	31
4.7. Deformación de la semiala de aluminio para $n = 4$	32
4.8. Tensión equivalente de la semiala de aluminio para $n = 4$	32
4.9. Tensión equivalente en el encastre alar de la semiala de aluminio para $n = 4$	33
4.10. Semiala realizada completamente en fibra de carbono	34
4.11. Deformación de la semiala de FC para $n = 1$	34
4.12. Tensiones normales en la semiala de FC para $n = 1$	35
4.13. Tensiones normales en el empotramiento de la semiala de FC para $n = 1$	36
4.14. Puntos de análisis de las tensiones	36
4.15. Deformación de la semiala de FC para $n = 4$	37
4.16. Tensiones normales en la semiala de FC para $n = 4$	38

4.17. Tensiones normales en el empotramiento de la semiala de FC para $n = 4$	38
4.18. Semiala realizada en una combinación de aluminio y fibra de carbono .	40
4.19. Deformación de la semiala combinada para $n = 1$	40
4.20. Tensión equivalente de la semiala combinada para $n = 1$	41
4.21. Tensiones normales en la semiala combinada para $n = 1$	41
4.22. Deformación de la semiala combinada para $n = 4$	42
4.23. Tensión equivalente de la semiala combinada para $n = 4$	43
4.24. Tensiones normales en la semiala combinada para $n = 4$	43
1.1. Vista isométrica con revestimiento	55
1.2. Vista en planta en mm	55
1.3. Numeración de los distintos elementos de la semiala	56
1.4. Costilla grande en mm	57
1.5. Costilla 2 en mm	57
1.6. Costilla 3 en mm	58
1.7. Costilla 4 en mm	58
1.8. Costilla 5 en mm	59
1.9. Costilla 6 en mm	59
1.10. Costilla punta en mm	60
1.11. Perfil del larguero anterior en la raíz en mm	61
1.12. Perfil del larguero posterior en la raíz en mm	61
1.13. Perfil de un larguerillo completo en mm	62
1.14. Perfil del larguerillo corto en mm	62

Índice de tablas

2.1. Eficiencia de los distintos tipos de fibra según su orientación	9
3.1. Principales dimensiones del ala	19
3.2. Aleantes del Aluminio 7075 T6	20
3.3. Propiedades del Aluminio 7075 T6	20
3.4. Propiedades del laminado fibra de carbono AS4/epoxi 8552	21
3.5. Resumen de las cargas aplicadas	24
4.1. Comparativa de las distintas configuraciones	25
4.2. Nomenclatura de los diferentes tipos de tensión para el criterio de Tsai-Wu	27
4.3. Coeficientes de Tsai-Wu para el laminado en el plano YZ	29
4.4. Coeficientes de Tsai-Wu para el laminado en el plano XZ	29
4.5. Principales resultados del análisis de la semiala de aluminio	33
4.6. Componentes de tensión en Pa y evaluación del fallo en diferentes puntos de la semiala de FC para $n = 1$	37
4.7. Componentes de tensión en Pa y evaluación del fallo en diferentes puntos de la semiala de FC para $n = 4$	39
4.8. Principales resultados del análisis de la semiala de fibra de carbono . .	39
4.9. Componentes de tensión en Pa y evaluación del fallo en diferentes puntos de la semiala combinada para $n = 1$	42
4.10. Componentes de tensión en Pa y evaluación del fallo en diferentes puntos de la semiala combinada para $n = 4$	44
4.11. Principales resultados del análisis de la semiala combinada	44
4.12. Síntesis de las tres estructuras analizadas	45
1.1. Presupuesto parcial de las licencias informáticas	71
1.2. Presupuesto parcial del capital humano	72
1.3. Presupuesto parcial de los equipos informáticos	72
1.4. Presupuesto parcial del consumo energético	72
1.5. Presupuesto global del Trabajo de Fin de Grado	73

Nomenclatura

Símbolos

AR	Alargamiento alar	[-]
b	Envergadura	[m]
c_w	Cuerda en la raíz	[m]
c_p	Cuerda en la punta	[m]
e	Espesor	[m]
E	Módulo de Young	[Pa]
E_1	Módulo de Young en dirección de las fibras	[Pa]
E_2	Módulo de Young en dirección perpendicular a las fibras	[Pa]
F_i	Coficiente de Tsai-Wu	[-]
F_{ij}	Coficiente de acoplamiento de Tsai-Wu	[-]
L	Sustentación	[N]
LE	Límite Elástico	[Pa]
n	Factor de carga	[-]
R	Coficiente de seguridad de Tsai-Wu	[-]
S	Resistencia del composite a cortante en el plano isótropo	[Pa]
S_w	Superficie alar	[m ²]
u	Deformación total	[m]
V	Volumen	[m ³]
W	Peso	[N]
X_C	Resistencia a compresión en dirección de las fibras	[Pa]
X_T	Resistencia a tracción en dirección de las fibras	[Pa]
Y_C	Resistencia a compresión en dirección perpendicular a las fibras	[Pa]
Y_T	Resistencia a tracción en dirección perpendicular a las fibras	[Pa]

Letras griegas

λ	Estrechamiento alar	[-]
ν	Coficiente de Poisson	[-]
ρ	Densidad	[kg/(m ³)]
σ	Tensión normal	[Pa]
σ_R	Resistencia a la rotura	[Pa]
τ	Tensión cortante	[Pa]

Subíndices

<i>fb</i>	Relativo a las fibras
<i>mt</i>	Relativo a la matriz
<i>VM</i>	Relativo a Von-Mises
<i>max</i>	Valor máximo
<i>x</i>	Paralelo a la dirección X
<i>y</i>	Paralelo a la dirección Y
<i>z</i>	Paralelo a la dirección Z
<i>xy</i>	Perpendicular al plano XY
<i>yz</i>	Perpendicular al plano YZ
<i>xz</i>	Perpendicular al plano XZ

Siglas y acrónimos

TFG	Trabajo de Fin de Grado
UPV	Universidad Politécnica de Valencia
MC	Materiales Compuestos
TGMDA	TetraGlycidyl Methylene DiAnilinine
BADGE	Bisphenol A DiGlycidyl Ether
IM	Intermediate Module
HM	High Module
UHM	Ultra High Module
HT	High Toughness
NACA	National Advisory Committee for Aeronautics
CS	Certification Specifications
EASA	European Aviation Safety Agency
CAD	Computer Aided Design
FC	Fibra de Carbono
ILSS	InterLaminar Shear Strength
MTOW	Maximum Take-Off Weight
CFD	Computational Fluid Dynamics
MEF	Método de los Elementos Finitos

Parte I
MEMORIA

Capítulo 1

Introducción

Tanto en la actualidad como a lo largo de la historia, prácticamente todas las empresas han tenido en mente un mismo objetivo: buscar la mayor rentabilidad. En la industria aeronáutica este objetivo se relaciona con una serie de aspectos como son mejorar el consumo de los motores, disminuir la resistencia de sus componentes o incrementar la seguridad de las aeronaves, consiguiendo reducir al máximo los costes y pérdidas innecesarias. Esta compleja meta engloba numerosas áreas de conocimiento: aerodinámica, electrónica, propulsión... y por supuesto, materiales.

El gran avance producido en el campo de los materiales compuestos, especialmente la fibra de carbono, ha permitido reducir considerablemente el peso, y por tanto costes, en las estructuras aeroespaciales. Una combinación idónea de diversos compuestos permite no sólo reducir el peso frente a alternativas más convencionales como el acero o el aluminio, sino también mejorar sus propiedades mecánicas.

Uno de los mayores retos relativos a la fibra de carbono, todavía presente en la actualidad, es determinar con exactitud los esfuerzos a los que se va a enfrentar. Esto es debido a que dichos materiales presentan un arma de doble filo: la anisotropía. Resultan excepcionales en condiciones en las que las cargas se aplican en la dirección de las fibras, pero un esfuerzo en una dirección equivocada puede desencadenar un fallo fatal.

El desarrollo de nuevas tecnologías y técnicas de fabricación han facilitado la elaboración de casi cualquier forma por complicada que parezca, incluso en materiales compuestos. Esto abre un amplio abanico de posibilidades, en las que la industria aeronáutica realiza grandes inversiones con el objetivo mencionado al comienzo: reducir el peso de las aeronaves y por tanto obtener mayor rentabilidad.

1.1. Antecedentes. Materiales compuestos en la industria aeronáutica

Desde los inicios de la aviación, uno de los principales desafíos de la industria aeroespacial ha sido obtener la mayor ligereza en las aeronaves, conservando o incluso mejorando las propiedades estructurales y aerodinámicas, con el objetivo de mejorar el alcance y tiempo de vuelo, abaratando costes.

La primera mitad del siglo XX se tradujo en dos palabras: madera y tela (Figura 1.1). La madera, mucho más ligera que el acero, permitía alzar el vuelo en la Primera Guerra Mundial a aeronaves que alcanzaban los 100 caballos de potencia. La tela, por su lado, le proporcionaba al ala un contorno aerodinámico y protegía la estructura de la misma.



Figura 1.1: Estructura del Vickers F.B.5 (Primera Guerra Mundial) [1]

La incorporación del aluminio en torno a 1940, supuso un avance muy importante en la industria. Con unas propiedades únicas en cuanto a resistencia y ligereza, amplió considerablemente la envolvente de vuelo, permitiendo mejoras estructurales, aerodinámicas y el uso de motores mucho más potentes.

Varias décadas más tarde, en los años 70, el auge de los materiales compuestos supuso un cambio radical en la fabricación de todo tipo de aeronaves y un desarrollo exponencial en su implementación.

Los primeros aviones que incorporaron los materiales compuestos eran de carácter militar a principios de los 70, como es el caso del F16 Fighting Falcon, que utilizó compuestos como paneles sándwich de aluminio y fibra de carbono en la construcción de estructuras relativas a las superficies de control, slats y alerones. Sin embargo, el porcentaje del total no llegaba al 5%.

Fue pocos años después cuando la aviación comercial también comenzó a utilizar los materiales compuestos, con el lanzamiento del A300, aunque en la implementación de elementos de menor importancia. En 1978, Boeing anunció el Boeing 757, que incorporaba superficies de fibra de carbono en el ala, logrando reducir el peso de la estructura hasta 675 kilos. Desde entonces, el uso de materiales compuestos ha crecido

exponencialmente.

En un principio los materiales compuestos se limitaban tan solo a superficies secundarias como las superficies de control, hipersustentadoras o el timón de profundidad, como es el caso del A330 o el B777. Hoy en día, en cambio, aviones de última generación como el B787 o el A350-XWB ya superan el 50 % de su estructura en materiales compuestos, como se observa en la Figura 1.2, que muestra la evolución de los materiales compuestos en la aviación comercial y militar [2].

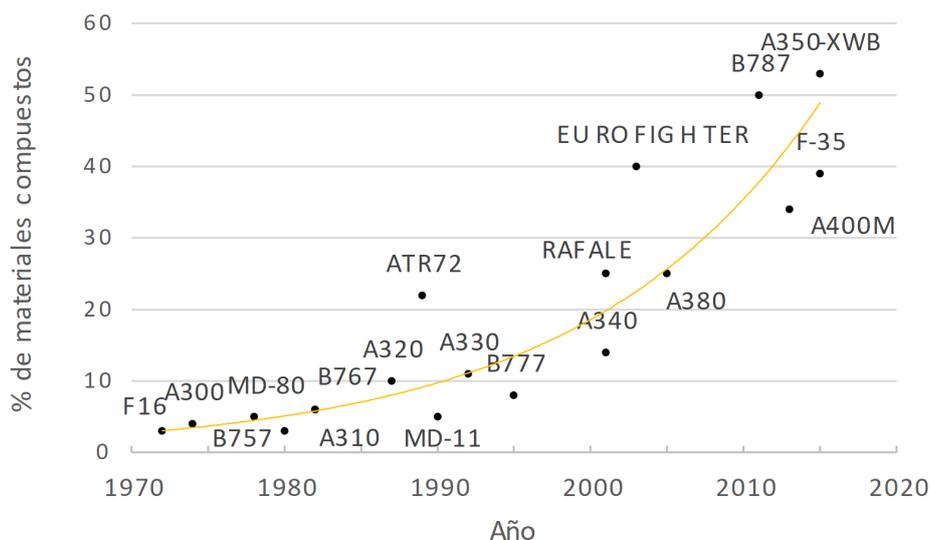


Figura 1.2: Evolución del uso de materiales compuestos en la aviación

1.2. Objetivos

El principal objetivo de este Trabajo de Fin de Grado es el estudio frente a varias cargas aplicadas de la estructura de una semiala. El análisis consiste en comprobar la viabilidad de emplear materiales compuestos en la construcción de la misma, con la finalidad de conseguir reducir el peso de la aeronave. Por tanto, los objetivos de todo el trabajo se pueden enumerar como:

- Generación de la geometría, es decir, modelado correcto de la estructura interna de una semiala correspondiente a una aeronave ligera.
- Implementación de la geometría generada en un programa de simulación.
- Correcto análisis de los materiales utilizados en la fabricación de la semiala que se ha simulado. Este objetivo consiste en someter a juicio los resultados obtenidos y explicar, aplicando fundamentos teóricos, la naturaleza de dichos resultados.
- Comprobación, mediante la aplicación de diversos criterios de fallo, de la posibilidad de implementar materiales compuestos en algunos elementos de la estructura alar, con el objetivo de reducir su peso.

1.3. Estructura

La Memoria de este TFG se organiza de la siguiente manera:

- En el Capítulo 1, capítulo presente, se ha realizado una introducción de los diferentes tipos de materiales que se han empleado en la aeronáutica a lo largo de la historia, con la finalidad de presentar los materiales compuestos, los objetivos del trabajo y qué papel juegan los MC en el desarrollo del proyecto.
- En el Capítulo 2 se explican los fundamentos teóricos de los dos temas principales que desarrolla este trabajo: materiales compuestos y la estructura de un ala.
- En el Capítulo 3, se comienza con el análisis. Procede a explicar la metodología que se ha llevado a cabo en la simulación frente a diversas cargas de la semiala. Explica todo el proceso desde el modelado del ala hasta la aplicación de cargas, pasando por la definición de las propiedades de los materiales empleados, el mallado y las condiciones de contorno que se asumen.
- El Capítulo 4 trata sobre el análisis de los resultados obtenidos tras las diferentes simulaciones, según lo establecido en el Capítulo 3. En este capítulo resulta fundamental saber interpretar los parámetros obtenidos en las diferentes configuraciones.
- El Capítulo 5 consiste en la extracción de las principales conclusiones del proyecto, además de realizar una propuesta de cara a posibles implementaciones que podrían realizarse en el estudio.
- La Memoria concluye con una Bibliografía.

Además de la Memoria, este Trabajo de Fin de Grado presenta tres partes más:

- En la Parte II, ANEXOS, se recogen todos los planos de la geometría creada, ya que son de gran extensión para ser incluidos dentro del Capítulo 3.
- La Parte III, PLIEGO DE CONDICIONES, detalla las distintas regulaciones y condiciones técnicas y legales que enmarcan la elaboración de un proyecto como un TFG.
- La Parte IV, PRESUPUESTO, finalmente, es la estimación de los costes necesarios para la elaboración de este estudio.

Capítulo 2

Marco teórico

2.1. Introducción

En este capítulo del Trabajo de Fin de Grado se va a desarrollar el marco teórico general que envuelve al proyecto. El apartado va a explicar tanto qué son los materiales compuestos y su creciente implementación en la industria aeronáutica actual, como la estructura principal de un ala correspondiente a una aeronave ligera. De este modo, se tratan los dos temas más importantes que deberán ser combinados en el estudio posterior del proyecto: los materiales y la estructura.

2.2. Materiales compuestos

Se denomina material compuesto a la unión de dos o más materiales, de diferente composición química y completamente insolubles, que se combinan entre sí con el objetivo de conseguir unas propiedades que no poseen los materiales originales [3].

Tal y como se observa en la Figura 2.1, los materiales compuestos se componen de dos fases diferenciadas: matriz, o fase continua; y fase de refuerzo, o fase dispersa. Las funciones de la matriz son principalmente la fijación de la fase dispersa, la transmisión de esfuerzos a la fase de refuerzo y la protección frente a determinados esfuerzos de compresión y agentes externos a dicha fase. Por otro lado, la fase dispersa se caracteriza por sus elevadas propiedades resistentes. Supone una fase fundamental a la hora de determinar las propiedades mecánicas del material, generalmente buscando un aumento en la resistencia y el módulo de elasticidad del mismo.

Una buena combinación entre matriz y fase dispersa y una buena proporción entre los volúmenes de ambas fases, dotan a los materiales compuestos de diversas ventajas como pueden ser: soportar elevadas tensiones, reducción de peso del material, mayor resistencia a la corrosión y durabilidad o la obtención de propiedades exclusivas.



Figura 2.1: Fases de un material compuesto [4]

2.2.1. Tipos de materiales compuestos

Una de las formas de clasificar los materiales compuestos es según la naturaleza de su matriz: metálica, cerámica o polimérica. Sin embargo, la manera más común de hacerlo es según la fase dispersa que los conforman: reforzados con partículas, reforzados con fibras o estructurales [5].

Materiales compuestos reforzados con partículas

Están formados por partículas dispersas de manera discreta y uniforme en el interior de la matriz. Dependiendo del tamaño de las partículas, existe una distinción entre materiales reforzados por partículas grandes y consolidados por dispersión, estas últimas del orden de 10 a 100 nanómetros. En la mayoría de estos materiales la fase dispersa posee mayor dureza y resistencia que la matriz. Las partículas de refuerzo soportan parte de la carga y se encargan de restringir el movimiento de la matriz, por lo que su fuerza de cohesión en la interfaz matriz-partícula define el grado de reforzamiento o mejora del comportamiento mecánico del material.

Un ejemplo claro de este tipo de material compuesto es el hormigón, donde tanto la matriz como las partículas son de carácter cerámico (cemento y grava o arena respectivamente).

Materiales compuestos reforzados con fibras

Los materiales compuestos cuya fase dispersa es en forma de fibras se consideran tecnológicamente los más importantes. La finalidad del diseño de estos materiales es generalmente conseguir una elevada resistencia y rigidez, reduciendo la densidad y por lo tanto el peso.

Dependiendo de la longitud de la fibra, se pueden subclasificar en fibras largas o fibras continuas y en fibras discontinuas o fibras cortas. Además, las fibras largas suelen estar alineadas en una sola dirección, mientras que las fibras cortas pueden estar alineadas en una sola dirección o al azar, como se observa en la Figura 2.2.

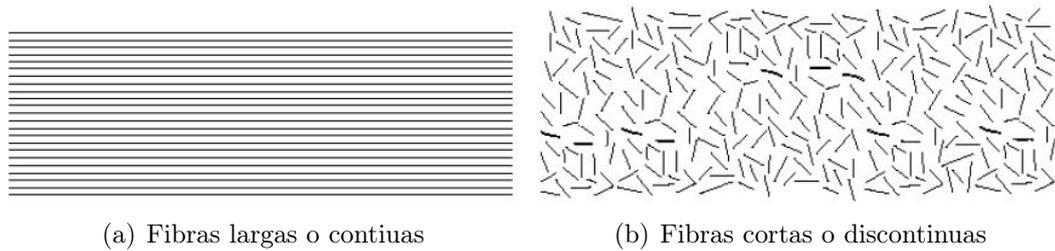


Figura 2.2: Diferentes tipos de fibras [3]

El objetivo de utilizar fibras en una sola dirección o multidireccionales radica en el tipo de esfuerzos a los que va a estar sometido el material. Las fibras unidireccionales tienen carácter anisótropo, es decir, ofrecen distintas propiedades dependiendo de la dirección en la que se aplique el esfuerzo. Cuando se aplica una carga en la dirección de las fibras la eficiencia es del 100 %, pero en dirección perpendicular es nula. Sin embargo, las fibras orientadas de forma uniforme y al azar tienen una eficiencia similar en cualquier dirección, es decir, un carácter isótropo. La eficiencia de estas disposiciones se recoge en la Tabla 2.1.

Tabla 2.1: Eficiencia de los distintos tipos de fibra según su orientación

Orientación de la fibra	Dirección del esfuerzo	Eficiencia
Unidireccionales	Dirección de las fibras	1
	Perpendicular a las fibras	0
Al azar	Cualquier dirección en el plano	5/8
Al azar en el espacio	Cualquier dirección	1/5

Existe además la posibilidad de entrelazar las fibras formando **tejidos**. En este tipo de refuerzo, la orientación de las fibras es exclusiva en dos direcciones perpendiculares entre sí y siguiendo una secuencia de entrelazado. Si el porcentaje de fibras alineadas en cada dirección está equilibrado, se habla de un tejido tafetán (Figura 2.3) y presenta las mismas propiedades mecánicas en direcciones perpendiculares, es decir, un comportamiento ortótropo.

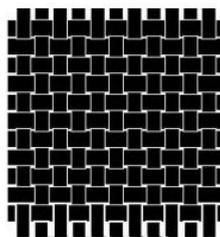


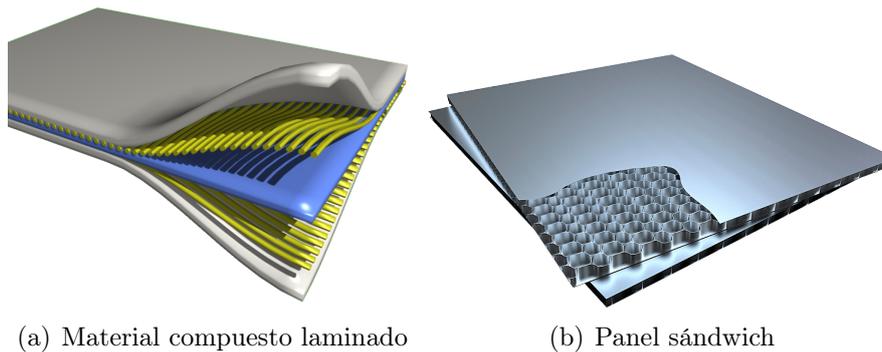
Figura 2.3: Material compuesto reforzado con fibras entrelazadas [6]

Materiales compuestos estructurales

Estos materiales pueden estar formados tanto por materiales compuestos como por materiales homogéneos. Sus propiedades dependen de la geometría con la que son diseñados sus elementos. En este grupo se engloban los compuestos laminados y los paneles sándwich (Figura 2.4).

El objetivo de los paneles laminados es aguantar esfuerzos multidireccionales, por lo que las capas suelen ser pegadas entre sí en múltiples direcciones, además de poder estar formadas por diversos materiales.

Por otro lado, los paneles sándwich se constituyen de un núcleo y dos láminas externas. La mayor parte de las cargas en el plano son soportados por las láminas, que aportan rigidez y resistencia. Pueden estar formadas de materiales metálicos o compuestos reforzados con fibras. El núcleo, en cambio, resiste a la deformación perpendicular al plano, separa las caras y sirve para aligerar la estructura. Suele componerse de polímeros espumados, cauchos, maderas de baja densidad o materiales similares a los de las caras con estructura en panal.



(a) Material compuesto laminado

(b) Panel sándwich

Figura 2.4: Materiales compuestos estructurales [7]

2.2.2. Fibra de carbono

Uno de los materiales compuestos de especial interés debido a su excepcional relación entre propiedades mecánicas y peso son aquellos reforzados con fibra de carbono.

Refuerzo

La fibra de carbono es un tipo de refuerzo que tiene gran importancia en aplicaciones estructurales en las que se requiere alta resistencia a la fatiga o un buen comportamiento mecánico. Los principales beneficios que aporta este componente a los materiales que lo conforman son [6]:

- Excelentes propiedades mecánicas: alta rigidez y elevada resistencia a tracción y a compresión

- Elevada resistencia a fatiga
- Alta resistencia a la corrosión
- Elevada conductividad eléctrica
- Estabilidad química
- Bajo coeficiente de dilatación térmica
- Plasticidad casi nula
- Baja densidad, lo que implica unas propiedades mecánicas específicas muy elevadas

Según las propiedades de la fibra, pueden clasificarse en:

- Fibras de bajo módulo de elasticidad. Son fibras cortas de bajo módulo y resistencia a la tracción. Resultan más económicas.
- Fibras de módulo intermedio (IM). Presentan valores de módulo superiores a 300 GPa y una relación de resistencia a la tracción/módulo del 1 %.
- Fibras de alto módulo elástico (HM). Presentan módulos de elasticidad superiores también a 300 GPa, pero con una relación de resistencia a la tracción/módulo inferior a 0,01.
- Fibras de ultra alto módulo (UHM). Tienen un módulo elástico por encima de 500 GPa.
- Fibras de alta resistencia mecánica (HT). Se caracterizan por valores de resistencia superiores a 3 GPa.

Matriz

El componente matricial de los materiales compuestos de fibra de carbono es generalmente la resina epoxi. Se trata de una resina de tipo termoestable, que presenta las siguientes características:

- Elevada resistencia mecánica (superior a otras resinas como la poliéster)
- Altas temperaturas de trabajo (175-250°C)
- Buena adherencia con la fibra de refuerzo
- Estabilidad química
- Bajo coeficiente de dilatación térmica

De acuerdo con su estructura química, las resinas epoxi pueden clasificarse en: TGMDA (mejores propiedades mecánicas), BADGE (menor absorción de agua) y fenolformaldehído epoxi novolaca (menor deformación a rotura).

Laminados

Tal y como se ha especificado anteriormente, los materiales compuestos laminados se forman a partir del apilamiento de láminas, las cuales son una fina capa de resina reforzada por fibras. Este tipo de estructuras es de especial interés en la fibra de carbono, ya que permite crear piezas de mayor rigidez y modificar según objetivos la anisotropía del material.

Según la orientación de las láminas, se pueden dar distintos tipos de laminado, representados en la Figura 2.5:

- Laminado unidireccional: todas las láminas poseen fibras orientadas en una única dirección. Presenta un comportamiento anisótropo.
- Laminado ortótropo: Las láminas se orientan de forma sucesiva en direcciones ortogonales.
- Laminado cuasi-isótropo: Este laminado es de especial interés ya que alterna láminas en distintas direcciones ($0-45-90^0$) con el objetivo de conseguir unas propiedades isotrópicas en el plano de la lámina. El objetivo es reducir la anisotropía del material.

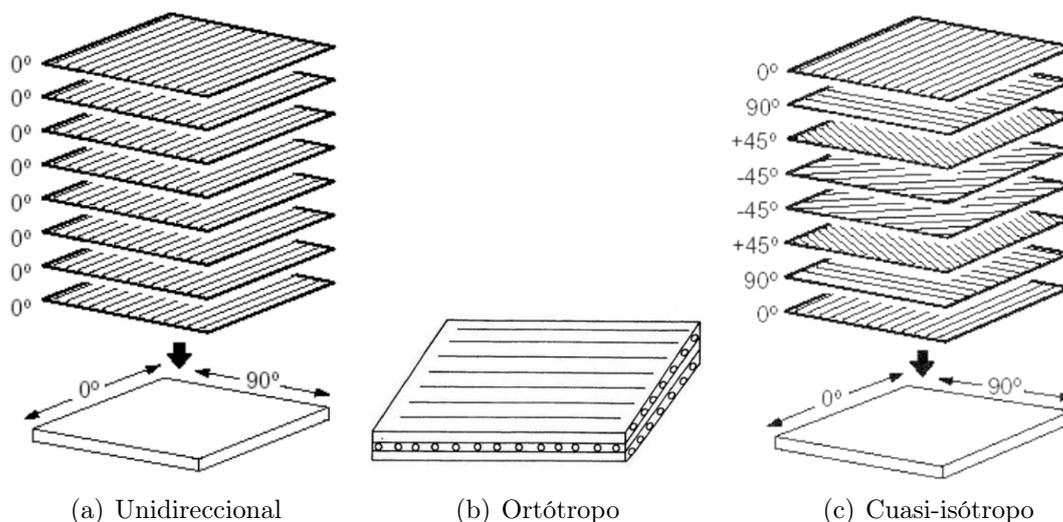


Figura 2.5: Tipos de laminado de fibra de carbono [6]

Los laminados por tanto poseen una serie de propiedades excelentes en el plano, siempre y cuando las fibras estén orientadas de acuerdo a los esfuerzos que se les vayan

a aplicar. Sin embargo, en la dirección normal al plano, la resistencia del laminado se reduce considerablemente.

2.2.2.1. Principales inconvenientes

A pesar de las excelentes propiedades mecánicas y beneficios que se obtienen de la fibra de carbono, también presenta varias desventajas que impiden que este material sea utilizado en un porcentaje mucho mayor en la actualidad [8].

El primer inconveniente deriva de su anisotropía. De igual modo que la fibra de carbono trabaja de forma excelente en la dirección de las fibras, en direcciones perpendiculares a éstas sus propiedades decaen en picado. Esto no debería suponer un gran inconveniente si se tienen muy claros los esfuerzos que ha de soportar la pieza, pero puede suponer un riesgo a la seguridad si las cargas no se aplican en la dirección esperada. Como se comentaba anteriormente, los laminados tratan de reducir este inconveniente, pero sólo se consigue en el plano.

Otra desventaja de este tipo de material es su composición variada. Al estar formado por dos fases claramente diferenciadas y con sus respectivas características, resulta difícil calcular las propiedades mecánicas conjuntas del material, así como también la rotura exacta de la pieza. Muchas veces se requiere de un proceso experimental que ayude a la determinación de éstas. También se debe tener en cuenta la unión entre las fases matriz y fibra, conocida como interfase. Si la calidad de la misma es mala, los esfuerzos no serán transmitidos correctamente a las fibras y perderá rendimiento, incluso pudiendo producirse delaminaciones.

Otro aspecto importante de este tipo de materiales es la resistencia al impacto que ofrecen, la cual es relativamente baja. Esto es debido a que, al impactar un objeto en el material, se produce una concentración de tensiones que a medida que aumenta puede hacer aparecer fisuras en la matriz. Se debe tener especial cuidado con este tipo de fallos, ya que en muchos casos son fallos ocultos que no son perceptibles en una inspección visual.

La complejidad de las piezas a fabricar también supone un punto en contra de la fibra de carbono. En elementos simples, la impregnación de la resina sobre las fibras se puede hacer de forma manual o usando sencillos moldes. Sin embargo, a medida que la complejidad aumenta, se requieren de técnicas más específicas y elaboradas como máquinas de vacío, autoclaves o incluso el uso de preformas. Si la fabricación de la pieza no se realiza de forma correcta, puede haber burbujas de aire entre la matriz y el refuerzo que posteriormente se conviertan en grietas o importantes fallos. Todo esto hace difícil la confección de piezas de gran tamaño o formas de gran irregularidad en el espacio.

Por último, relacionado con la desventaja anterior, cabe destacar su elevado precio. La obtención de piezas de calidad aumenta considerablemente el coste. Sin embargo, el auge y la demanda de los materiales compuestos ha ido aumentando a lo largo de los años y permite que el precio se vaya reduciendo.

2.3. Estructura semimonocasco del ala

El ala de una aeronave debe combinar en un solo componente una estructura eficiente y resistente con una ligereza y unas propiedades aerodinámicas óptimas. En la actualidad, la arquitectura alar se basa en la tecnología semimonocasco, formada principalmente por largueros, costillas, larguerillos y el revestimiento, como ilustra la Figura 2.7.

- Los **largueros** son los principales componentes estructurales del ala, encargados de soportar los enormes esfuerzos de flexión cuando se produce la sustentación. Estos esfuerzos son del orden del peso de la aeronave o incluso superiores en determinadas maniobras o actuaciones como el despegue. Cuando el ala sustenta, la parte superior aguanta esfuerzos de compresión y la inferior de tracción. Ocurre de forma contraria cuando sólo soporta su propio peso. Es por esta razón que suelen presentar formas en I debido a los esfuerzos de tracción y compresión que ha de soportar su sección.

Cada larguero se encuentra en contacto con el revestimiento superior e inferior, recorriendo el ala desde el encastre hasta la punta. Los aviones comerciales suelen integrar dos largueros, aunque existen variaciones.

- Las **costillas** son los elementos transversales encargados de mantener la forma de la sección, redistribuir los esfuerzos, separar los largueros entre sí, evitar el pandeo de elementos como el revestimiento y servir de soporte a los larguerillos (Figura 2.6).

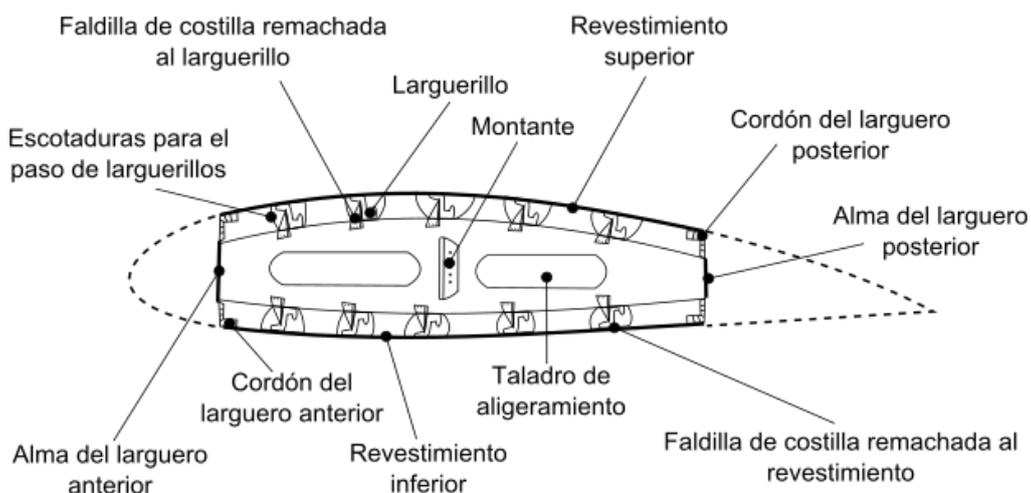


Figura 2.6: Vista lateral de una costilla [9]

Suelen estar construidas de una sola pieza sólida en la que se practican orificios de acceso y para reducir el peso. A su vez, existen diversos tipos de costillas: costillas de compresión, encargadas de unir los largueros y distribuir equitativamente los esfuerzos entre ellos; costillas maestras, que mantienen distanciados

los largueros y dan rigidez a la estructura evitando el pandeo; costillas comunes, de menor robustez y con la función de mantener la forma del perfil, además de estabilizar y redistribuir esfuerzos; y falsas costillas, que ayudan a mantener la forma aerodinámica del revestimiento, ubicadas entre los largueros y los bordes de ataque o fuga.

- Los **larguerillos** son elementos longitudinales que sólo recorren la superficie superior o la superficie inferior. Pueden encontrarse encajados en las costillas o integrados en el revestimiento. Su función principal es la de evitar el pandeo del revestimiento.
- Por último, el **revestimiento** es la *piel* que cubre todo el ala, tanto en intradós como extradós. Sus funciones son absorber los esfuerzos cortantes, transmitir las presiones aerodinámicas al resto de componentes, proteger el ala de elementos externos y proporcionar la forma externa aerodinámica al ala.

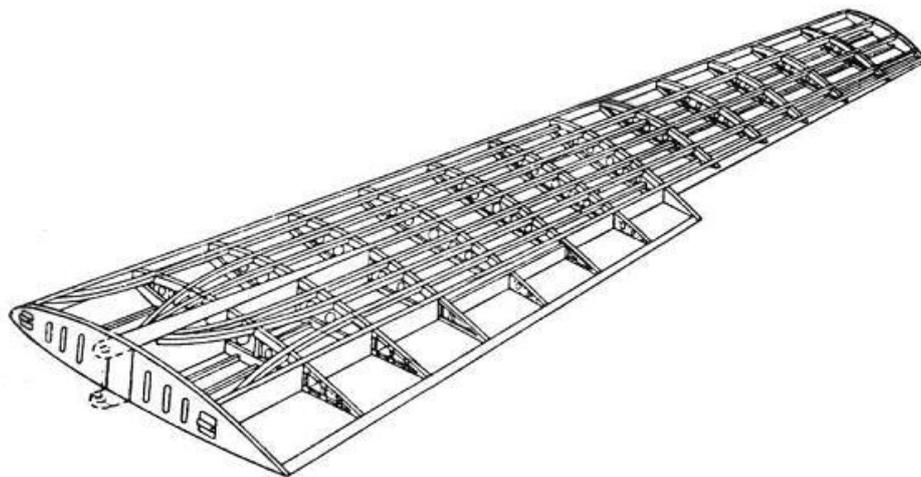


Figura 2.7: Estructura semimonocasco de una semiala [9]

Capítulo 3

Metodología

3.1. Introducción

Una vez sentadas las bases teóricas que rigen el proyecto, este capítulo explica los distintos pasos que han de seguirse previos a un análisis de resultados. Una correcta confección de los casos que se van a simular resulta fundamental para la obtención de unos buenos resultados, por lo que se ha de tener especial cuidado en las tareas previas a la simulación.

Este apartado recoge el proceso de creación de la semiala, desde que es diseñada y modelada hasta que se le aplican las cargas. Los programas que se han utilizado han sido AUTODESK® Fusion360™ para el diseño CAD de la estructura y ANSYS Workbench® para la aplicación de cargas y simulación.

3.2. Modelado del ala

El análisis que se va a realizar está enfocado para aeronaves ligeras, es decir, de reducido tamaño. Por esta razón, la selección de algunos parámetros geométricos o de peso han sido elegidos tomando como referencia el Cessna 172 Skyhawk [10], el avión más fabricado de la historia y uno de los aviones de entrenamiento más populares del mundo.

En el modelado se han realizado varias simplificaciones, como la omisión del diseño de los tanques de combustible o el modelado de superficies de control o hipersustentadoras. La semiala por tanto no presenta partes móviles y toda su superficie se emplea en la generación de sustentación.

3.2.1. Perfil alar

El primer paso en el diseño del ala es elegir qué perfil va a tener. Se recuerda que el objetivo del diseño es una aeronave utilitaria, por lo que deberá tener un perfil sencillo, como la familia NACA de 4 dígitos. Debe ser un perfil que permita volar a bajas velocidades, por lo que se opta por un perfil con cierta curvatura, concretamente el NACA 2412, representado en la Figura 3.1. El primero de los dígitos indica que el perfil posee una curvatura máxima del 2 % de la cuerda; el segundo dígito indica que la posición máxima de la curvatura se encuentra al 40 % de la cuerda; y el tercer dígito indica un espesor máximo del 12 % de la cuerda.

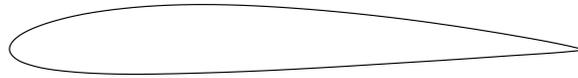


Figura 3.1: Perfil NACA 2412

Este perfil alar es utilizado por una amplia selección de aviones del fabricante Cessna como el Cessna 172, el Cessna 175 o el Cessna 180 [11].

3.2.2. Geometría

La semiala se ha diseñado siguiendo la estructura semimonocasco presentada en el marco teórico. Posee una longitud total, o semienvergadura de 5,5 m, así como una longitud máxima de la cuerda de 1,75 m en el encastre y mínima de 1,25 m en la punta alar. La apariencia externa y las dimensiones principales se observan en la Figura 3.2 y la Tabla 3.1. Cabe destacar que las dimensiones reflejan las del ala completa, no las de la semiala considerada para el estudio.

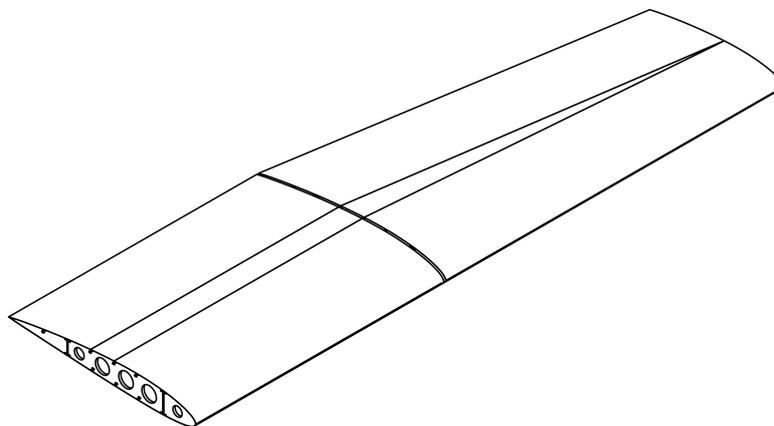


Figura 3.2: Vista general de la semiala

Tabla 3.1: Principales dimensiones del ala

Dimensiones principales	
Envergadura, b	11 m
Superficie alar, S_w	16,2 m ²
Cuerda en la raíz, c_r	1,75 m
Cuerda en la punta, c_p	1,25 m
Espesor máximo, e_{max}	0,21 m
Estrechamiento, λ	0,71
Alargamiento, AR	7,47

A pesar de haber sido modelada con su respectivo revestimiento, resulta complicado el análisis de la estructura de la semiala. Es por esta razón que se representa sin dicho revestimiento, tal y como refleja la Figura 3.3.

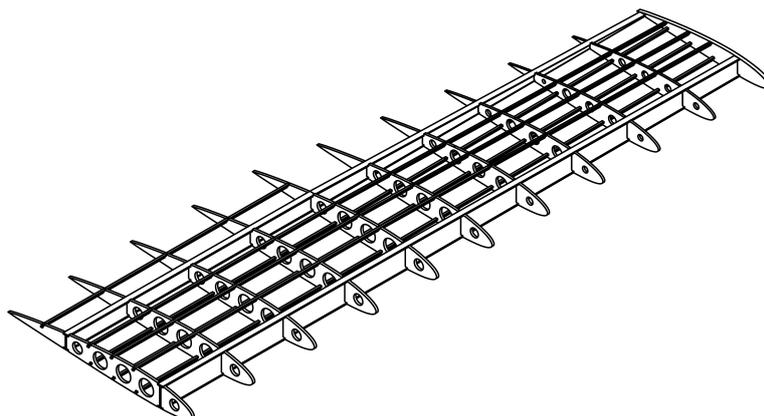


Figura 3.3: Vista general de la estructura de la semiala sin revestimiento

Como se puede observar, se ha diseñado una semiala con dos largueros que la recorren de raíz a punta. Los elementos encargados de mantener unidos estos largueros son 11 costillas dispuestas transversalmente. Las 5 primeras mantienen una longitud de cuerda constante, mientras que las 6 siguientes van reduciendo de tamaño a medida que se acercan a la punta alar. La estructura se ve completada además por 7 larguerillos, de los cuales uno de ellos tan sólo recorre las 5 primeras costillas.

La Figura 3.4 muestra la vista de perfil de una de las costillas. En ella se observa la sección en I de los largueros anterior y posterior, además de los orificios con los que se han diseñado con el objetivo de reducir el peso de la estructura.

El resto de planos acotados de los demás componentes se detallan en la Parte II, ANEXOS.

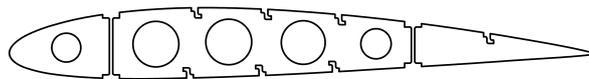


Figura 3.4: Vista de perfil de una de las costillas

3.3. Materiales de estudio

Una vez modelada la estructura, se debe precisar qué materiales la conforman. En este estudio se van a utilizar dos materiales: aluminio y material compuesto. Concretamente, el primero de ellos es el Aluminio 7075 T6, mientras que el composite hace referencia a un laminado cuasi-isótropo de fibra de carbono/epoxi.

Aluminio 7075 T6

El aluminio de la familia 7xxx se caracteriza por ser el cinc su principal aleante. Las principales propiedades del aluminio 7075 son su resistencia a la fatiga y su fácil mecanizado, razón por la que es utilizado en estructuras aeronáuticas. El término T6 hace referencia al tratamiento de endurecimiento que se ha seguido en la aleación, en este caso, envejecimiento artificial. Mediante este tratamiento se forman precipitados coherentes en la estructura interna del material que consiguen aumentar tanto su dureza como su límite elástico [12].

Los principales aleantes y las propiedades mecánicas de interés en este estudio relativos a esta aleación de aluminio se recongen en la Tabla 3.2 y la Tabla 3.3 respectivamente [13].

Tabla 3.2: Aleantes del Aluminio 7075 T6

Aluminio 7075 T6									
%	Zn	Si	Fe	Cu	Mn	Mg	Cr	Ti	Otros
Mínimo	5,10	-	-	1,20	-	2,10	0,18	-	-
Máximo	6,10	0,40	0,50	2,00	0,30	2,90	0,18	0,2	0,15

Tabla 3.3: Propiedades del Aluminio 7075 T6

Aluminio 7075 T6	
Densidad, ρ	2810 kg/(m ³)
Módulo de Young, E	72 GPa
Coefficiente de Poisson, ν	0,33
Límite elástico, LE	450 MPa
Resistencia a la rotura, σ_R	530 MPa

Laminado cuasi-isótropo de fibra de carbono/epoxi

El laminado cuasi-isótropo que se va a emplear está constituido por una fibra de carbono de alta resistencia AS4 y una matriz de resina epoxi 8552. La secuencia de apilamiento del laminado es [45/0/90]. El material ha sido fabricado por la empresa HEXCEL®, especializada en tecnología de materiales compuestos [14].

Debido a que se trata de un material laminado, presenta un comportamiento cuasi-isótropo en el plano, pero sus propiedades se ven encarecidas en la dirección transversal. Es por esta razón que sus propiedades son diferenciadas en la dirección de las fibras y dirección transversal. De este modo, el material se caracteriza por dos módulos elásticos (E_1 , E_2); resistencias a tracción y compresión en dirección de las fibras y transversal (X_T , X_C , Y_T , Y_C); y resistencias a cizalladura en el plano de las fibras e interlaminar (S , $ILSS$). El valor de las propiedades físicas y mecánicas se recogen en la Tabla 3.4.

Tabla 3.4: Propiedades del laminado fibra de carbono AS4/epoxi 8552

Laminado FC AS4/epoxi 8552	
Propiedades físicas	
Densidad de las fibras, ρ_{fb}	1790 kg/(m ³)
Densidad de la matriz, ρ_{mt}	1300 kg/(m ³)
Volumen de fibras, V_f	57,42 %
Densidad del material, ρ	1580 kg/(m ³)
Propiedades mecánicas	
E_1	141 GPa
E_2	10 GPa
X_T	2,27 GPa
X_C	1,53 GPa
Y_T	81 MPa
Y_C	165 MPa
S	114 MPa
$ILSS$	128 MPa

3.4. Mallado

Definidos la geometría y los materiales que se van a emplear en la estructura, el siguiente paso corresponde al mallado. Este proceso requiere de sumo cuidado, ya que la calidad de la malla será trascendental en la verosimilitud y fiabilidad de los resultados tras la simulación.

En el mallado utilizado se distinguen dos tipos de elementos:

- **Tetraedros:** son elementos de 4 caras triangulares que caracterizan un mallado no estructurado. Este tipo de malla ofrece una mayor versatilidad, se ajusta

mejor a las curvaturas y presenta mayor velocidad de mallado.

- **Hexaedros:** son cuerpos de 6 caras cuadrangulares que ofrecen un mallado estructurado. Sus características son una mayor regularidad, una optimización del espacio y mejor resolución.

En la mayoría de los casos, como éste, se realiza un mallado híbrido que combina ambos tipos de elementos.

ANSYS ofrece la opción de realizar el mallado de forma automática. Sin embargo, los elementos generados tras este mallado eran toscos, por lo que no garantizaban unos resultados de calidad. Por esta razón se realiza un mallado personalizado, con un tamaño de elemento (*Element Size*) de 10 mm. Además, en las zonas críticas como los contactos entre distintos elementos, se realiza un refinamiento del tamaño a 5 mm, con el objetivo de evitar valores incoherentes. De este modo, se consigue una malla con una cantidad total de 260000 celdas. En la Figura 3.5 se representa el mallado al detalle.

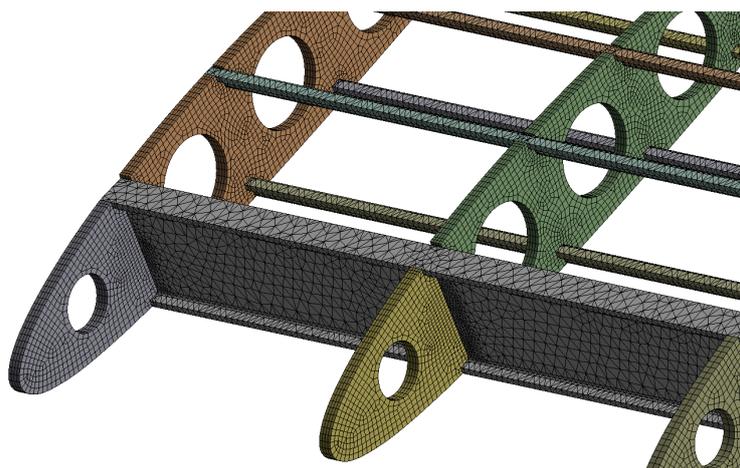


Figura 3.5: Detalle de la malla

3.5. Condiciones de contorno

En la aplicación de las condiciones de contorno, se han de diferenciar dos zonas: los contactos entre distintos elementos y la restricción principal de movimiento en el encastre.

En primer lugar, todos los elementos que están en contacto son modelados como una unión rígida (*Bonded*), donde no se permite el desplazamiento relativo entre ellos. Para ello, se seleccionan las superficies que se encuentran en contacto y se aplica este tipo de unión.

Por otro lado, en las superficies de la raíz alar, se ha de imponer una condición de empotramiento (*Fixed Support*), mostrada en la Figura 3.6, donde se halla una restricción total del movimiento de la estructura.

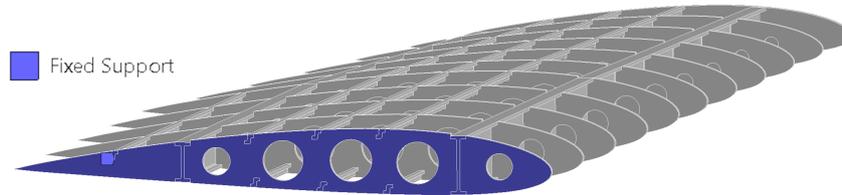


Figura 3.6: Configuración del empotramiento en el encastre alar

3.6. Cargas aplicadas

El último paso para la configuración del caso, previo a la simulación, es la aplicación de las cargas. Para ello, se define el factor de carga, n , como el cociente entre la sustentación generada y el peso de la aeronave.

$$n = \frac{L}{W} \quad (3.1)$$

En condiciones de equilibrio, este factor de carga es igual a la unidad. El primer análisis, por tanto, se realizará para $n = 1$.

La aplicación de las cargas en ANSYS se realiza mediante una fuerza (*Force*) sobre el intradós de la superficie alar. Debido a que el objetivo principal de este TFG es el análisis estructural, la fuerza aplicada se distribuye de forma constante en la superficie. El valor de la fuerza toma como referencia la mitad del MTOW (sólo se analiza una semiala) del avión Cessna 172 anteriormente presentado, 555 kg. Esta masa devuelve una fuerza de sustentación de 5439 N.

Sin embargo, en actuaciones ajenas al crucero como pueden ser el despegue, aterrizaje o giros pronunciados, el factor de carga deja de ser igual a la unidad. Según el CS-23 emitido por EASA sobre aviones de categoría normal, utilitaria, acrobática y de pasajeros [15], se establece que para aviones utilitarios el valor máximo del factor de carga para el que deben estar diseñados debe ser 2,5, con su correspondiente coeficiente de seguridad del 50 %. Por esta razón, el segundo análisis que se va a realizar es para un factor de carga $n = 4$, equivalente a una fuerza de 21756 N.

La Tabla 3.5 resume las distintas cargas aplicadas en el análisis.

Tabla 3.5: Resumen de las cargas aplicadas

n	Fuerza aplicada
1	5439 N
4	21756 N

Capítulo 4

Análisis de resultados

4.1. Introducción

En este capítulo, se van a analizar los principales resultados obtenidos del proyecto. Siguiendo los pasos expuestos en el capítulo anterior, se han simulado tres estructuras diferentes. La primera de ellas está hecha completamente de aluminio, la segunda de fibra de carbono y la tercera presenta una combinación de ambos materiales, con largueros y larguerillos en metal y costillas de FC. La masa de cada una de estas estructuras se detalla en la Tabla 4.1.

Tabla 4.1: Comparativa de las distintas configuraciones

	Materiales	Masa	Reducción en masa
Estructura 1	Aluminio	236 kg	-
Estructura 2	Fibra de carbono	138 kg	41,5 %
Estructura 3	Aluminio + Fibra de carbono	187 kg	20,8 %

Los parámetros que se van a analizar son la deformación total que sufre la semiala como consecuencia de las cargas aplicadas, y las tensiones que se producen en ésta.

Al tratarse de un material isótropo, el aluminio se comporta de forma similar independientemente de la dirección del esfuerzo que se le aplique. Es por esta razón que sólo se analizará la tensión equivalente.

En cambio, en el caso de la fibra de carbono, el análisis de tensiones cobra especial interés debido a su anisotropía, por lo que se realizará de forma más detallada. Se estudiarán tanto las componentes normales de la tensión como a cortante, con el fin de predecir el fallo de la estructura. Por esta razón, se debe tener en cuenta el sistema de referencia que se va a utilizar, expuesto en la Figura 4.1. El eje Y va en la dirección de la envergadura, el X en la dirección de la cuerda y el eje Z en la del espesor.

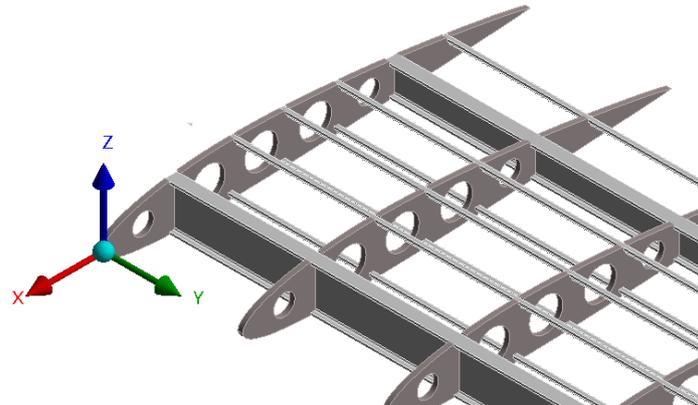


Figura 4.1: Sistema de referencia en la semiala

4.2. Criterios de fallo

Debido a que se aplican dos materiales diferenciados, es importante detallar los distintos criterios de fallo que se van a seguir. Se emplearán dos criterios: el criterio de Von-Mises para el aluminio, y el criterio de Tsai-Wu para la fibra de carbono.

4.2.1. Criterio de Von-Mises

La teoría de fallo de Von-Mises o de la máxima energía de distorsión es especialmente útil para materiales dúctiles, con un comportamiento isótropo, como es el caso del Aluminio 7075 T6. Dicha teoría postula que el fallo ocurre cuando en un volumen definido la energía de distorsión total es mayor que el valor de la energía de distorsión correspondiente a la resistencia a fluencia [16]. En términos matemáticos, se produce un fallo cuando:

$$\sigma_{VM} = \sqrt{\frac{(\sigma_I - \sigma_{II})^2 + (\sigma_{II} - \sigma_{III})^2 + (\sigma_{III} - \sigma_I)^2}{2}} \geq LE \quad (4.1)$$

Donde σ_I , σ_{II} y σ_{III} son las tensiones principales en un punto considerado.

En ANSYS, la obtención de la tensión equivalente o tensión de Von-Mises es automática mediante el comando *Equivalent (von-Mises) Stress*.

4.2.2. Criterio de Tsai-Wu

En el caso de materiales compuestos, el criterio de Von-Mises deja de ser válido, ya que el comportamiento del material depende de la dirección en la que se aplican

los esfuerzos. El criterio de Tsai-Wu es uno de los más utilizados en materiales que presentan anisotropía, ya que permite predecir el fallo o rotura mediante el uso de una sola ecuación cuadrática. En dicha ecuación intervienen todas las componentes de la tensión, así como los límites a tensión, compresión y cortadura tanto en dirección de las fibras como perpendicular a las mismas.

Antes de analizar la ecuación de Tsai-Wu, la Tabla 4.2 muestra la equivalencia entre las tensiones involucradas y la nomenclatura que se va a utilizar en las ecuaciones de este criterio.

Tabla 4.2: Nomenclatura de los diferentes tipos de tensión para el criterio de Tsai-Wu

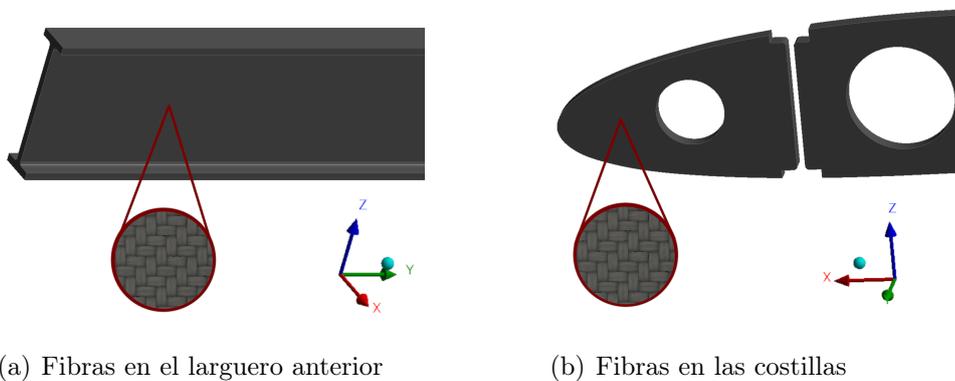
Tipo de tensión	Nomenclatura
σ_x	σ_1
σ_y	σ_2
σ_z	σ_3
τ_{xy}	σ_4
τ_{yz}	σ_5
τ_{xz}	σ_6

La expresión general que ha de cumplirse para que se produzca el fallo es definida de la siguiente manera:

$$F_i \sigma_i + F_{ij} \sigma_i \sigma_j = 1, \quad i, j = 1, 2, \dots, 6 \quad (4.2)$$

Donde F_i y F_{ij} son los distintos coeficientes que han de ser identificados.

El criterio va a ser aplicado en primera instancia para un laminado cuasi-isótropo en el plano YZ. Esta orientación de las láminas es la que se aplica en los largueros del semiala de fibra de carbono, mientras que el laminado en las costillas sigue una orientación en el plano XZ, tal y como se observa en la Figura 4.2.



(a) Fibras en el larguero anterior

(b) Fibras en las costillas

Figura 4.2: Dirección de las fibras en los largueros y en las costillas

El desarrollo de la Ecuación 4.2 supone el cálculo de 27 coeficientes. Sin embargo, debido a la simetría del material y a su comportamiento similar en dos direcciones, varios términos pueden ser simplificados [17]. Además, asumiendo que el material se comporta de manera isótropa en el plano YZ, los subíndices asociados a ese plano se igualan:

$$F_2 = F_3, \quad F_{12} = F_{13}, \quad F_{22} = F_{33}, \quad F_{44} = F_{66} \quad (4.3)$$

De este modo, la expresión ha conseguido reducirse a la siguiente:

$$F_{11}\sigma_1^2 + F_{22}[\sigma_2^2 + \sigma_3^2] + F_{44}[\sigma_4^2 + \sigma_6^2] + F_{55}\sigma_5^2 + 2F_{12}[\sigma_1\sigma_2 + \sigma_1\sigma_3] + 2F_{23}\sigma_2\sigma_3 + F_1\sigma_1 + F_2[\sigma_2 + \sigma_3] = 1 \quad (4.4)$$

A partir de esta ecuación, el material romperá cuando:

$$\sigma_1 = Y_T, \quad \sigma_i = 0, \quad i = 2 \dots 6 \quad (4.5)$$

O cuando:

$$\sigma_1 = -Y_C, \quad \sigma_i = 0, \quad i = 2 \dots 6 \quad (4.6)$$

Sustituyendo de forma independiente estas dos expresiones en la Ecuación 4.4, se obtiene un sistema de dos ecuaciones cuyas incógnitas son F_1 y F_{11} . Resolviéndolo:

$$F_1 = \frac{1}{Y_T} - \frac{1}{Y_C}, \quad F_{11} = -\frac{1}{Y_T Y_C} \quad (4.7)$$

De la misma manera, si se realiza este análisis en la dirección de esfuerzos de las fibras, se obtienen F_2 y F_{22} :

$$F_2 = \frac{1}{X_T} - \frac{1}{X_C}, \quad F_{22} = -\frac{1}{X_T X_C} \quad (4.8)$$

Para determinar el coeficiente F_{44} , se ha de analizar un ensayo a cortadura. El material romperá cuando:

$$\sigma_4 = S, \quad \sigma_i = 0, \quad i = 1, 2, 3, 5, 6 \quad (4.9)$$

Sustituyendo de nuevo en la Ecuación 4.4, se obtiene que:

$$F_{44} = \frac{1}{S^2} \quad (4.10)$$

El coeficiente F_{55} se halla de forma similar, pero aplicando la resistencia a cortadura interlaminar:

$$F_{55} = \frac{1}{ILSS^2} \quad (4.11)$$

Llegados a este punto, queda por tanto determinar F_{12} y F_{23} . Para identificar estos términos, deben realizarse ensayos biaxiales de tracción, ya que en la Ecuación 4.4 están multiplicados por el producto de dos tensiones normales. Sin embargo, la complejidad de este método es elevada. Por esta razón, también se puede realizar una equivalencia con el criterio de Von-Mises en un material isótropo [17]. Finalmente, se llega a la siguiente conclusión:

$$F_{12} = -\frac{1}{2}\sqrt{F_{11}F_{22}}, \quad F_{23} = -\frac{1}{2}F_{22} \quad (4.12)$$

De esta forma, los coeficientes de la Ecuación 4.4 quedan resumidos en la Tabla 4.3

Tabla 4.3: Coeficientes de Tsai-Wu para el laminado en el plano YZ

F_1	F_{11}	F_2	F_{22}	F_{44}	F_{55}	F_{12}	F_{23}
$\frac{1}{Y_T} - \frac{1}{Y_C}$	$-\frac{1}{Y_T Y_C}$	$\frac{1}{X_T} - \frac{1}{X_C}$	$-\frac{1}{X_T X_C}$	$\frac{1}{S^2}$	$\frac{1}{ILSS^2}$	$-\frac{1}{2}\sqrt{F_{11}F_{22}}$	$-\frac{1}{2}F_{22}$

Análogamente, si el plano isótropo es el plano XZ, como ocurre en las costillas según la Figura 4.2, las igualdades que se producen son:

$$F_1 = F_3, \quad F_{12} = F_{23}, \quad F_{11} = F_{33}, \quad F_{44} = F_{55} \quad (4.13)$$

Quedando por tanto la ecuación simplificada de Tsai-Wu como:

$$F_{22}\sigma_2^2 + F_{11}[\sigma_1^2 + \sigma_3^2] + F_{44}[\sigma_4^2 + \sigma_5^2] + F_{66}\sigma_6^2 + 2F_{12}[\sigma_1\sigma_2 + \sigma_2\sigma_3] + 2F_{13}\sigma_1\sigma_3 + F_2\sigma_2 + F_1[\sigma_1 + \sigma_3] = 1 \quad (4.14)$$

Donde los distintos coeficientes F_i y F_{ij} se recogen en la Tabla 4.4

Tabla 4.4: Coeficientes de Tsai-Wu para el laminado en el plano XZ

F_1	F_{11}	F_2	F_{22}	F_{44}	F_{66}	F_{12}	F_{13}
$\frac{1}{X_T} - \frac{1}{X_C}$	$-\frac{1}{X_T X_C}$	$\frac{1}{Y_T} - \frac{1}{Y_C}$	$-\frac{1}{Y_T Y_C}$	$\frac{1}{S^2}$	$\frac{1}{ILSS^2}$	$-\frac{1}{2}\sqrt{F_{11}F_{22}}$	$-\frac{1}{2}F_{11}$

4.3. Configuración en aluminio

La primera de las semialas que se va a analizar está fabricada completamente en Aluminio 7075 T6, representada en la Figura 4.3.

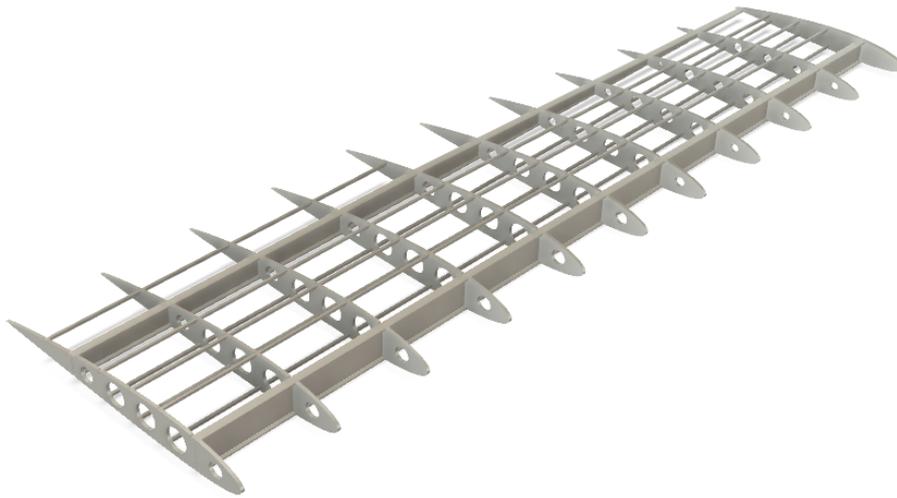


Figura 4.3: Semiala realizada completamente en aluminio

Factor de carga $n = 1$

Para un factor de carga de $n = 1$, es decir, una fuerza de sustentación de 5439 N, la semiala sufre una deformación máxima de 5,24 cm. Como se observa en la Figura 4.4, la deformación es máxima en la punta alar, mientras que en el encastre es nula, debido a la restricción de empotramiento.

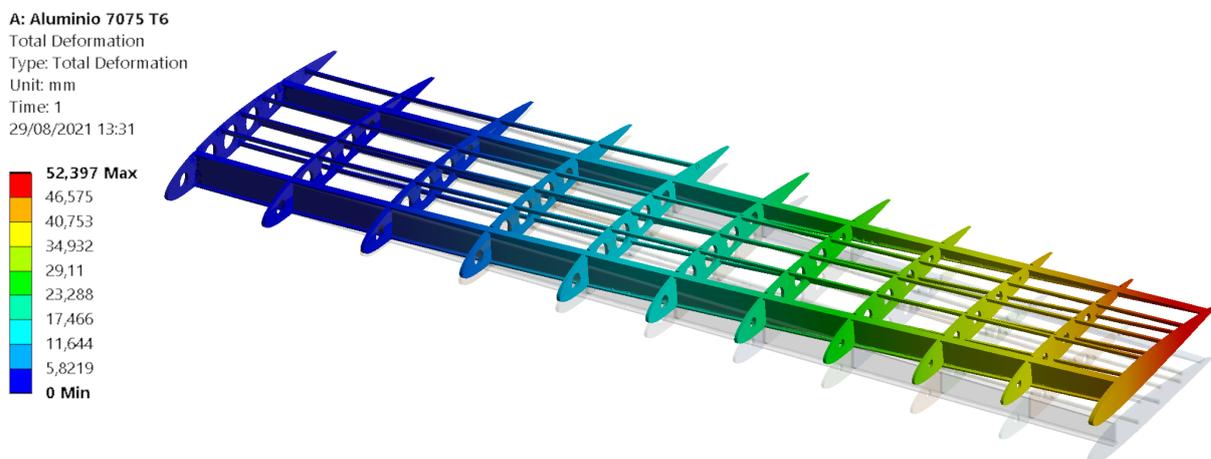


Figura 4.4: Deformación de la semiala de aluminio para $n = 1$

Debido a la restricción de movimiento, en el análisis de la tensión equivalente o tensión de Von-Mises, los valores máximos se producen en el encastre alar, mientras que en la punta los valores son mínimos. En la Figura 4.5 se observa cómo las zonas de contacto entre los distintos elementos de la estructura funcionan además como concentradores de tensiones, debido a la interacción que se produce entre ellos.

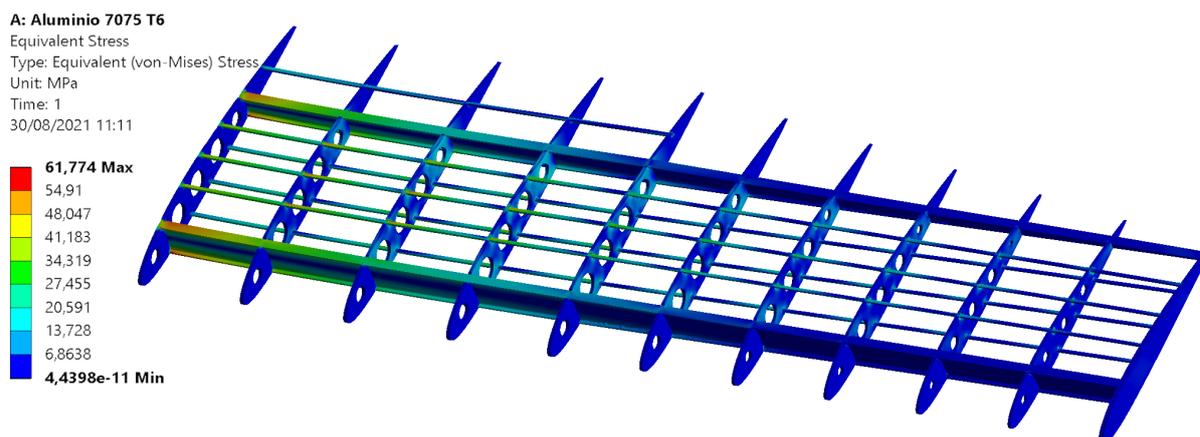


Figura 4.5: Tensión equivalente de la semiala de aluminio para $n = 1$

En la Figura 4.6 se comprueba que los principales elementos estructurales encargados de soportar la mayor parte de de las cargas son los largueros. El valor máximo de la tensión equivalente es de 61,77 MPa, muy inferior al límite elástico, por lo que la estructura aguantará sin problemas.

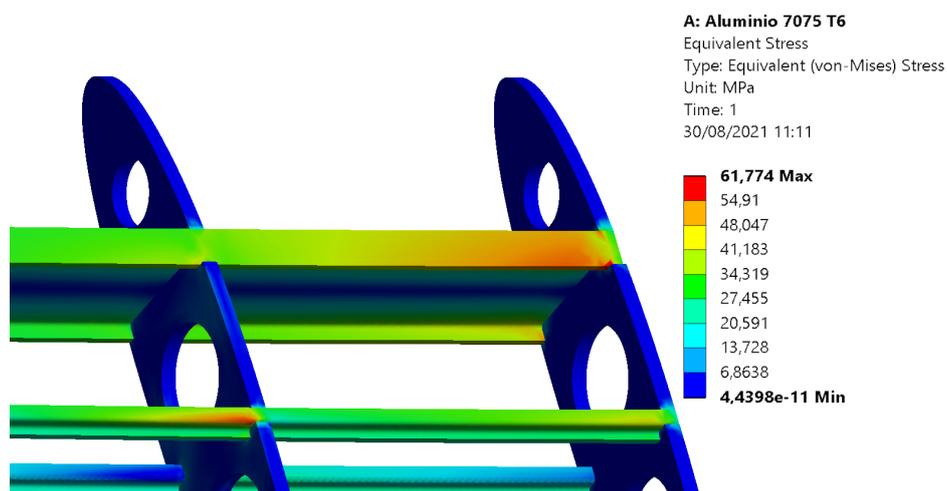


Figura 4.6: Tensión equivalente en el encastre alar de la semiala de aluminio para $n = 1$

Factor de carga $n = 4$

Si se aumenta el factor de carga a $n = 4$, aplicando una fuerza de sustentación de 21756 N, la deformación máxima que se produce en la semiala incrementa hasta un valor de 20,9 cm (Figura 4.7). Debido a esto, se puede extraer la conclusión de que existe una relación de proporcionalidad directa entre la carga aplicada y la deformación producida, es decir, un comportamiento elástico.

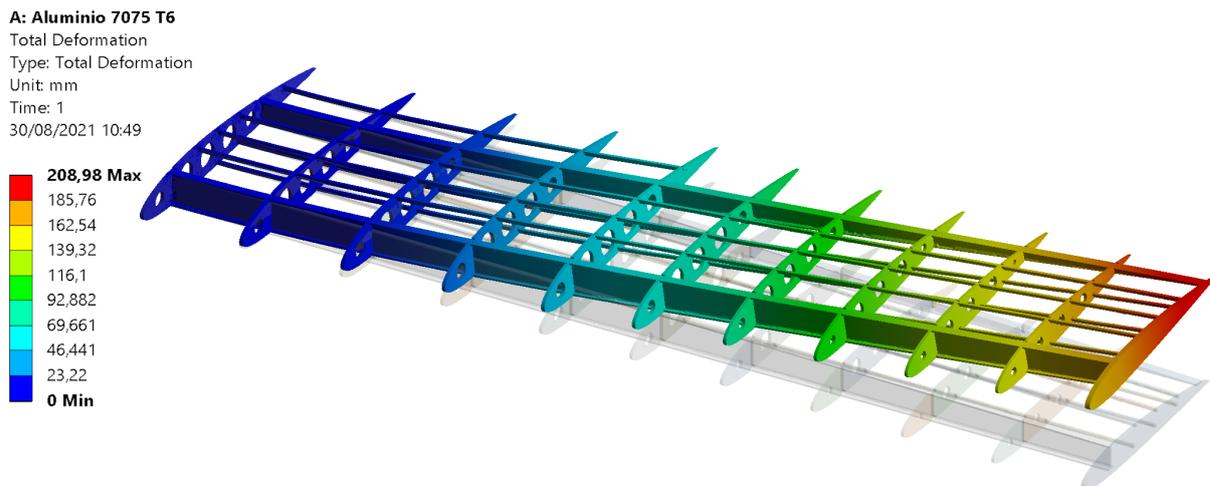


Figura 4.7: Deformación de la semiala de aluminio para $n = 4$

En el caso de la tensión equivalente, se produce un comportamiento similar. En las zonas de contacto se producen concentraciones de tensión, siendo en el encastre alar donde se dan los valores máximos (Figura 4.8).

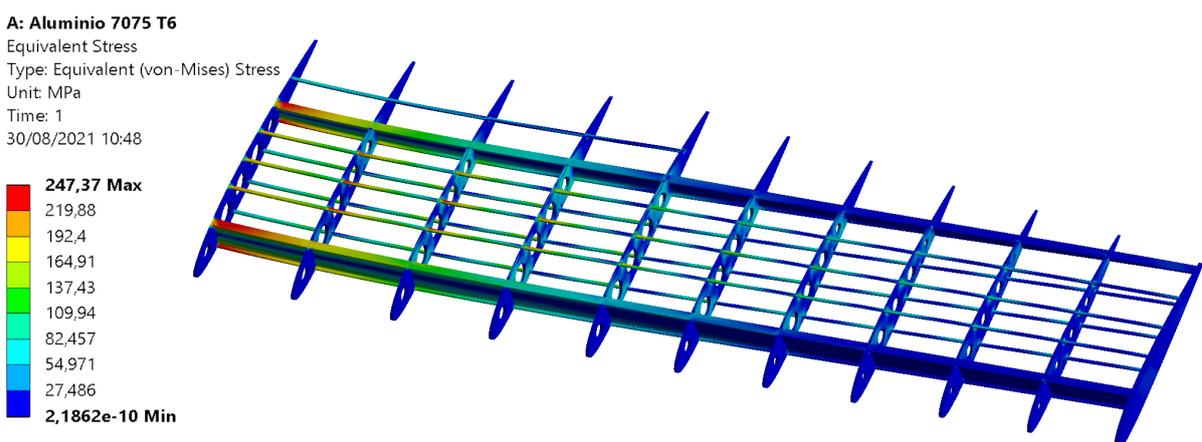


Figura 4.8: Tensión equivalente de la semiala de aluminio para $n = 4$

Al aumentar el factor de carga, por tanto, la energía interna que se acumula en los distintos componentes aumenta. En este caso, los valores máximos de tensión equivalente son $\sigma_{VM} = 247,37$ MPa, como se observa en la Figura 4.9.

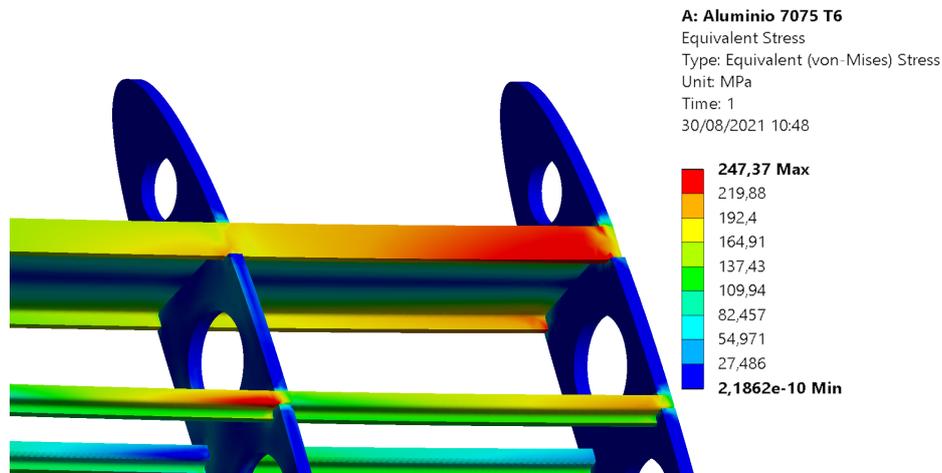


Figura 4.9: Tensión equivalente en el encastre alar de la semiala de aluminio para $n = 4$

Una vez finalizado el análisis de la semiala de aluminio, se puede concluir que la estructura soportará las cargas aplicadas, ya que en ninguno de los casos se ha alcanzado el límite elástico del material ($LE = 450$ MPa). Los parámetros principales del análisis se recogen en la Tabla 4.5.

Tabla 4.5: Principales resultados del análisis de la semiala de aluminio

Semiala de aluminio		
n	u_{max}	$\sigma_{VM_{max}}$
1	5,24 cm	61,77 MPa
4	20,9 cm	247,37 MPa

4.4. Configuración en fibra de carbono

Con el objetivo de reducir el peso de la estructura del análisis anterior, se realiza el estudio de la semiala confeccionada íntegramente con el material compuesto por láminas de fibra de carbono y resina epoxi, mostrada en la Figura 4.10.

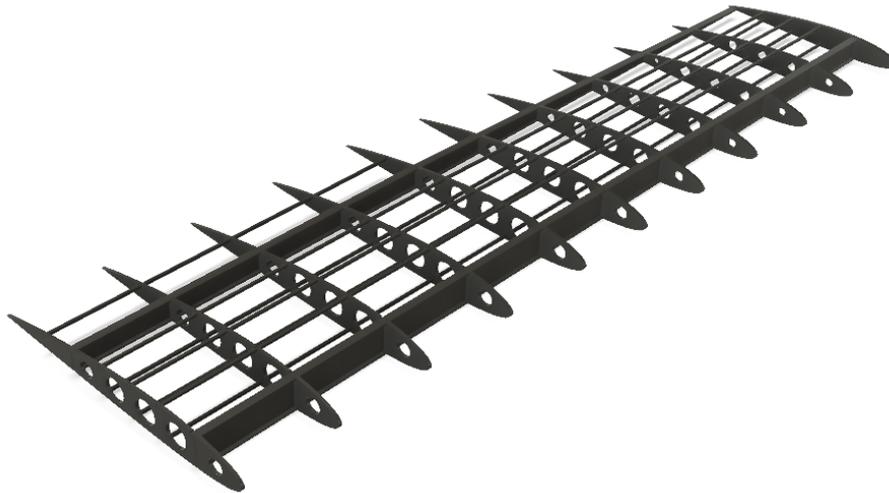


Figura 4.10: Semiala realizada completamente en fibra de carbono

Factor de carga $n = 1$

Para un factor de carga igual a la unidad, la deformación máxima que se produce en la punta alar es igual a 2,59 cm (Figura 4.11).

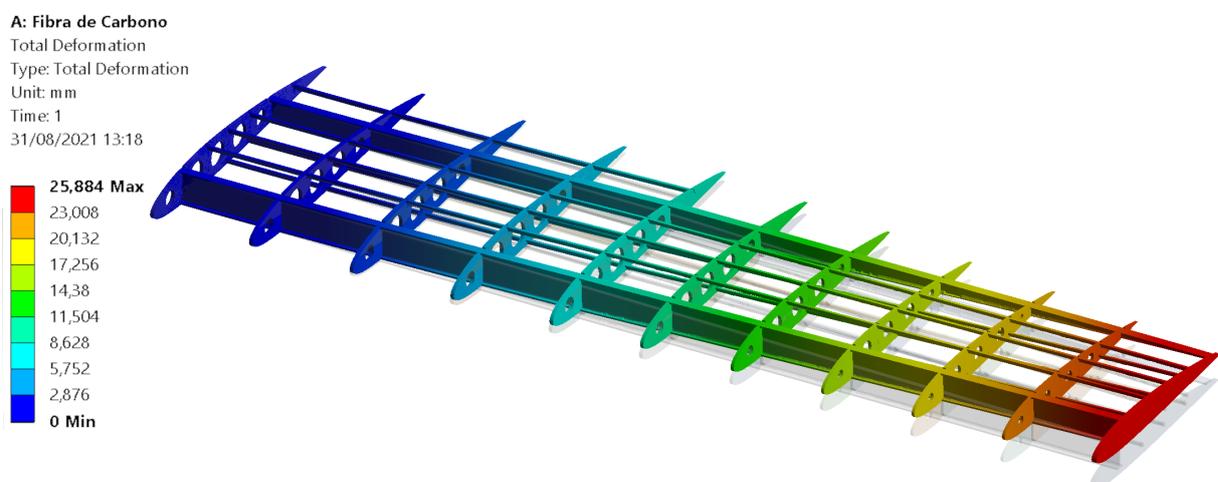


Figura 4.11: Deformación de la semiala de FC para $n = 1$

Si se compara con el análisis realizado en aluminio, este valor es aproximadamente la mitad, debido a que el módulo elástico en la dirección de las fibras es aproximadamente el doble, lo que se traduce en mayor rigidez de la estructura.

Como se ha anticipado anteriormente, el análisis de las tensiones para el caso de la fibra de carbono se complica. En esta situación, el criterio de Von-Mises o tensión equivalente no resulta válido, sino que la estructura ha de ser evaluada mediante el criterio de Tsai-Wu.

Para aplicar el criterio de fallo, deben extraerse las distintas componentes de la tensión. Por esta razón, resulta interesante representar la tensión en sus tres direcciones mediante el comando *Normal Stress* de ANSYS, representadas en la Figura 4.12.

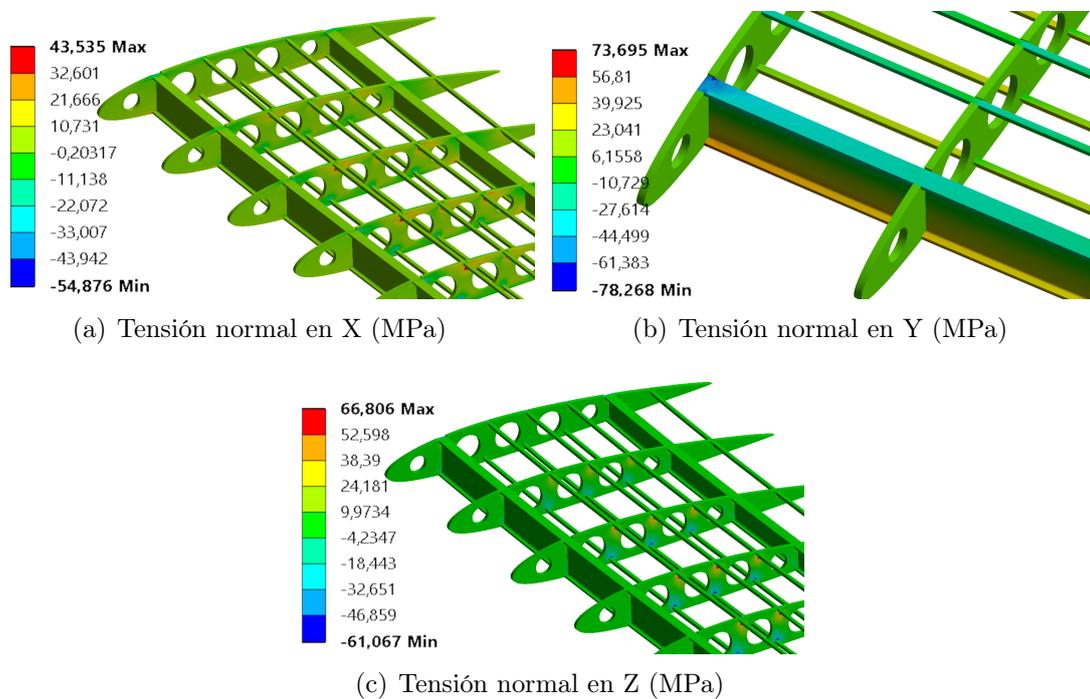


Figura 4.12: Tensiones normales en la semiala de FC para $n = 1$

Como se puede observar, la componente normal de la tensión en la dirección Y se produce principalmente en la raíz de los largueros, encargados de soportar la mayor parte de la carga. Se comprueba además que la parte superior de los largueros funciona a compresión (tensión negativa), mientras que la inferior es la que trabaja a tracción (tensión positiva), tal y como se presentaba en la teoría. En las costillas, por el contrario, la tensión en esta dirección es mucho menor.

Por otro lado, las tensiones en las direcciones X y Z se producen principalmente en las costillas, en las zonas de contacto con largueros y larguerillos. Esto es debido a que la función principal de las costillas es mantener la forma de la estructura, mantener unidos los largueros y evitar que los larguerillos se separen o sufran pandeo.

Aparentemente, la estructura se comporta de forma satisfactoria, ya que las compo-

nentes normales de la tensión van en dirección de las fibras. Sin embargo, si se analizan los largueros en la zona del empotramiento, se observa que también aparecen tensiones en las direcciones X y Z (Figura 4.13). Esto es debido a que, dado que la semiala no es simétrica respecto al plano YZ, la carga aplicada sobre la estructura se traduce en esfuerzos en las tres direcciones que son transmitidos al encastre, donde existe una restricción total de movimiento. Resulta especialmente crítica la tensión producida en el eje X, ya que actúa en la dirección transversal a las fibras, donde la resistencias a tracción y compresión, Y_T e Y_C son notoriamente inferiores.

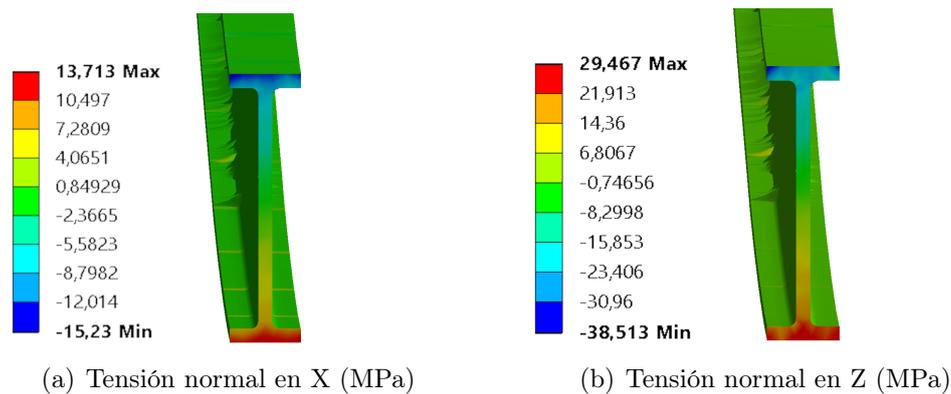


Figura 4.13: Tensiones normales en el empotramiento de la semiala de FC para $n = 1$

Para realizar el análisis del criterio de fallo de Tsai-Wu, se seleccionan una serie de puntos especialmente críticos en los que es posible que la estructura falle. Estos puntos corresponden a aquellos donde las tensiones normales son máximas y se muestran en la Figura 4.14.

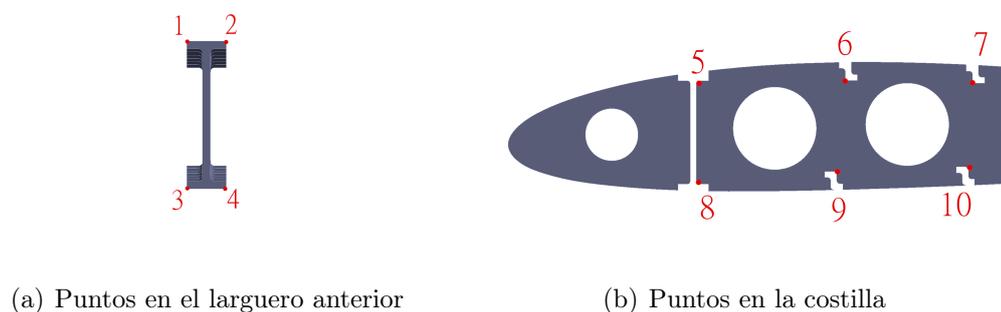


Figura 4.14: Puntos de análisis de las tensiones

Una vez extraídas las diferentes componentes de la tensión normal y cortante de los puntos indicados, se aplica el criterio de fallo. Para ello, se define un coeficiente de seguridad, R , correspondiente al valor absoluto de la Ecuación 4.4 y la Ecuación 4.14 para el larguero y las costillas respectivamente. Si el valor de R es superior a 1, se producirá el fallo.

En la Tabla 4.6 se observa que el valor de R es superior en los largueros que en las costillas debido a las tensiones transversales a las fibras, pero queda todavía muy lejos de la unidad, por lo que no se producirá el fallo para un factor de carga $n = 1$.

Tabla 4.6: Componentes de tensión en Pa y evaluación del fallo en diferentes puntos de la semiala de FC para $n = 1$

Punto	σ_x	σ_y	σ_z	τ_{xy}	τ_{yz}	τ_{xz}	R
1	$-1,5 \times 10^7$	$-7,8 \times 10^7$	$-3,8 \times 10^7$	$-7,9 \times 10^5$	$6,4 \times 10^5$	$-3,5 \times 10^{-5}$	0,099
2	$-1,5 \times 10^6$	$-2,1 \times 10^6$	$-2,4 \times 10^6$	$2,9 \times 10^6$	$9,3 \times 10^5$	$-3,0 \times 10^3$	0,009
3	$1,2 \times 10^7$	$5,4 \times 10^7$	$2,8 \times 10^7$	$1,8 \times 10^6$	$8,1 \times 10^5$	$-3,6 \times 10^5$	0,044
4	$1,4 \times 10^7$	$7,4 \times 10^7$	$2,9 \times 10^7$	$-1,9 \times 10^6$	$9,4 \times 10^5$	$-1,7 \times 10^5$	0,044
5	$-2,0 \times 10^7$	$-8,4 \times 10^5$	$-1,5 \times 10^6$	$-8,6 \times 10^5$	$-1,2 \times 10^6$	$4,6 \times 10^5$	0,001
6	$4,4 \times 10^7$	$-4,4 \times 10^6$	$1,8 \times 10^7$	$-5,7 \times 10^6$	$-6,1 \times 10^6$	$4,2 \times 10^6$	0,035
7	$1,5 \times 10^7$	$2,0 \times 10^6$	$6,7 \times 10^7$	$-5,6 \times 10^6$	$-7,5 \times 10^6$	$3,9 \times 10^6$	0,000
8	$1,4 \times 10^7$	$3,3 \times 10^5$	$-4,3 \times 10^6$	$1,7 \times 10^6$	$-5,1 \times 10^5$	$-2,9 \times 10^4$	0,000
9	$-5,5 \times 10^7$	$-3,2 \times 10^6$	$-3,9 \times 10^7$	$-2,1 \times 10^5$	$6,1 \times 10^6$	$-1,1 \times 10^5$	0,002
10	$-1,2 \times 10^7$	$-4,0 \times 10^6$	$-6,1 \times 10^7$	$-5,6 \times 10^6$	$4,6 \times 10^6$	$6,9 \times 10^5$	0,012

Factor de carga $n = 4$

De forma similar al análisis en aluminio, se aumenta el factor de carga para comprobar si la estructura es capaz o no de soportar dicho esfuerzo. En primer lugar, se representa en la Figura 4.15 la deformación producida, obteniendo un valor máximo en la punta alar de 10,4 cm, aproximadamente 4 veces más que cuando el factor de carga era igual a la unidad. El comportamiento es por tanto similar a la estructura de aluminio.

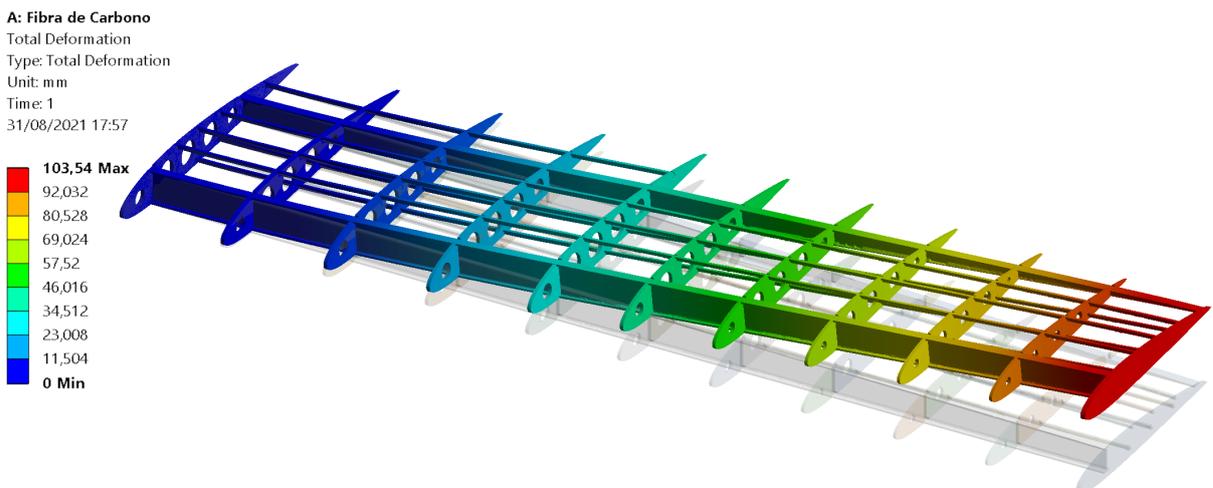


Figura 4.15: Deformación de la semiala de FC para $n = 4$

Si se analizan las tensiones normales, éstas se distribuyen de forma similar al caso anterior, aunque su magnitud aumenta considerablemente, tal y como se observa en la

Figura 4.16. Sin embargo, estos valores están todavía muy alejados de las resistencias a tracción y compresión en la dirección de las fibras, X_T y X_C .

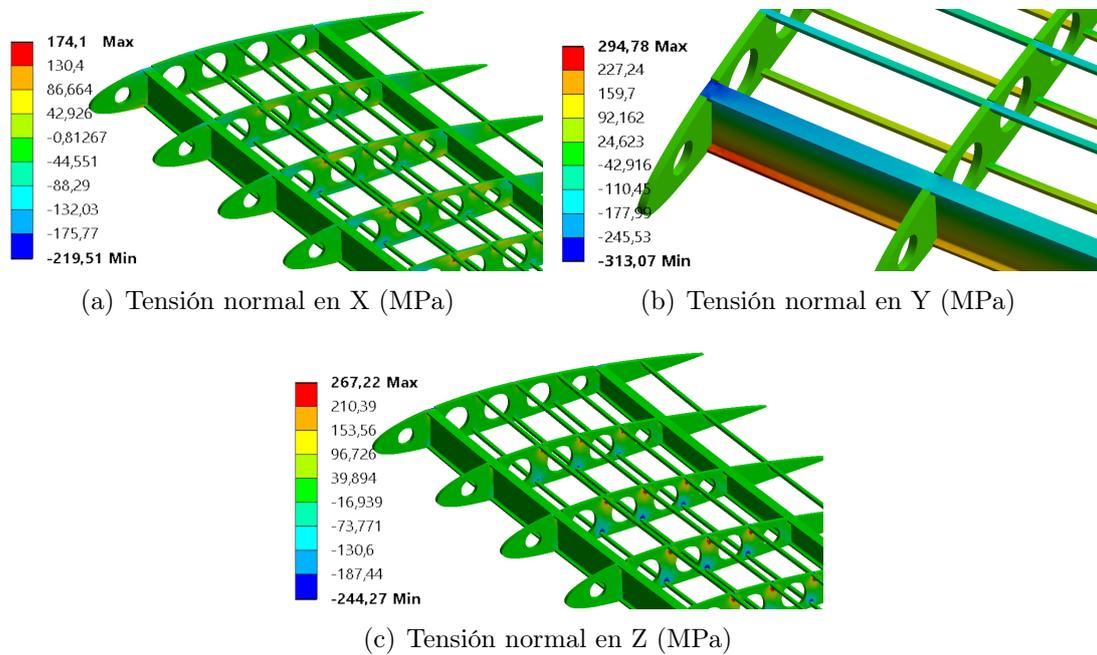


Figura 4.16: Tensiones normales en la semiala de FC para $n = 4$

El principal problema se produce en el encastre, donde los valores de tensión en la dirección perpendicular a las fibras también han aumentado y pueden poner en peligro la integridad de la estructura (Figura 4.17).

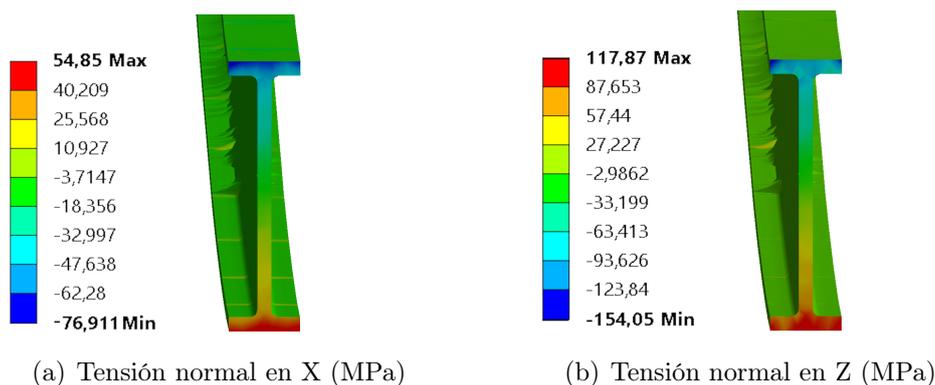


Figura 4.17: Tensiones normales en el empotramiento de la semiala de FC para $n = 4$

Si se aplica el criterio de fallo de Tsai-Wu, se confirma la posibilidad de fallo. Debido a las tensiones en la dirección X que se producen en los largueros en la zona donde la restricción de movimiento es máxima, el valor del coeficiente R aumenta considerablemente, alcanzando valores superiores a 1 en la zona superior del larguero anterior, tal y como se muestra en la Tabla 4.7.

Tabla 4.7: Componentes de tensión en Pa y evaluación del fallo en diferentes puntos de la semiala de FC para $n = 4$

Punto	σ_x	σ_y	σ_z	τ_{xy}	τ_{yz}	τ_{xz}	R
1	$-7,7 \times 10^7$	$-3,1 \times 10^8$	$-1,5 \times 10^8$	$-3,2 \times 10^6$	$2,5 \times 10^6$	$-1,4 \times 10^{-4}$	1,023
2	$-6,0 \times 10^7$	$-2,6 \times 10^8$	$-9,6 \times 10^6$	$1,2 \times 10^7$	$3,7 \times 10^6$	$-1,2 \times 10^4$	0,692
3	$4,9 \times 10^7$	$2,2 \times 10^8$	$1,2 \times 10^8$	$7,2 \times 10^6$	$3,3 \times 10^6$	$-1,4 \times 10^6$	0,024
4	$5,5 \times 10^7$	$3,0 \times 10^8$	$1,2 \times 10^8$	$-7,4 \times 10^6$	$3,8 \times 10^6$	$-6,6 \times 10^5$	0,087
5	$-7,9 \times 10^7$	$-3,4 \times 10^6$	$-6,0 \times 10^6$	$-3,4 \times 10^6$	$-4,8 \times 10^6$	$1,8 \times 10^6$	0,006
6	$1,7 \times 10^8$	$-1,8 \times 10^7$	$7,0 \times 10^7$	$-2,3 \times 10^7$	$-2,5 \times 10^7$	$1,7 \times 10^7$	0,084
7	$6,2 \times 10^7$	$7,8 \times 10^6$	$2,7 \times 10^8$	$-2,3 \times 10^7$	$-3,0 \times 10^7$	$1,6 \times 10^7$	0,052
8	$5,5 \times 10^7$	$1,3 \times 10^6$	$-1,7 \times 10^7$	$6,9 \times 10^6$	$-2,1 \times 10^6$	$-1,2 \times 10^5$	0,001
9	$-2,2 \times 10^8$	$-1,3 \times 10^7$	$-1,5 \times 10^8$	$-8,4 \times 10^5$	$2,4 \times 10^7$	$-4,3 \times 10^5$	0,008
10	$-4,8 \times 10^7$	$-1,6 \times 10^7$	$-2,4 \times 10^8$	$-2,2 \times 10^7$	$1,8 \times 10^7$	$2,8 \times 10^6$	0,070

Una vez finalizado el análisis de la semiala en FC, se puede concluir que debido a las tensiones producidas en la dirección trasnversal de las fibras en los largueros, para factores de carga elevados, existe gran posibilidad de fallo. Es por esta razón por la que se realizará un tercer análisis combinado.

Los principales valores del estudio en fibra de carbono se recogen en la Tabla 4.8.

Tabla 4.8: Principales resultados del análisis de la semiala de fibra de carbono

Semiala de fibra de carbono		
n	u_{max}	R_{max}
1	2,59 cm	0,099
4	10,4 cm	1,023

4.5. Configuración combinada

Debido a los problemas que se pueden generar en la dirección transversal a las fibras cuando los largueros están hechos de fibra de carbono, se estudia la posibilidad de combinar los elementos longitudinales en aluminio con los elementos transversales en FC, según la Figura 4.18.

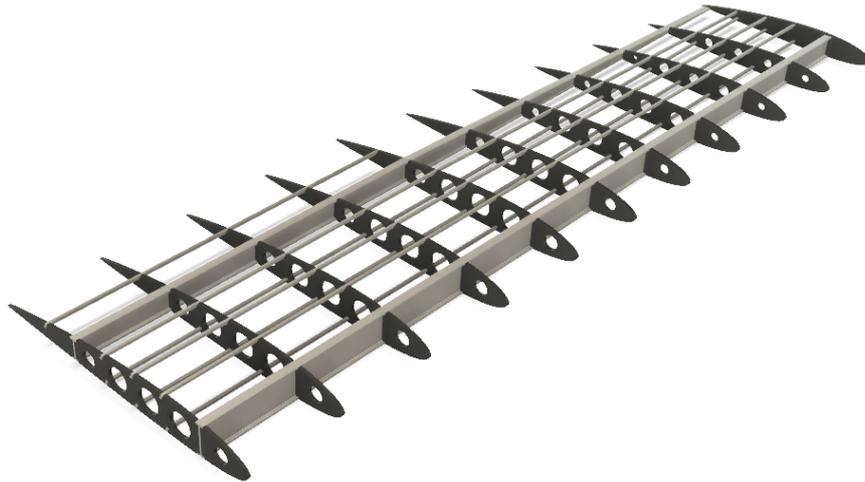


Figura 4.18: Semiala realizada en una combinación de aluminio y fibra de carbono

Factor de carga $n = 1$

Para un factor de carga igual a la unidad, la estructura sufre deformaciones similares a la realizada completamente en aluminio, con $u_{max} = 5,39$ cm, debido a que los largueros están fabricados de este material.

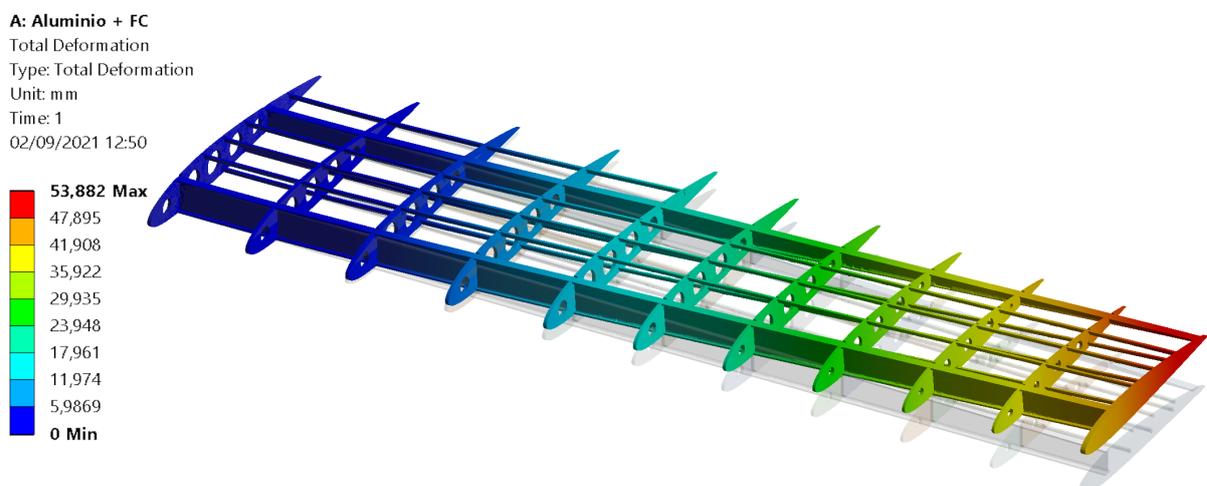


Figura 4.19: Deformación de la semiala combinada para $n = 1$

Para el análisis de las tensiones, se va a realizar un estudio independiente en los largueros y en las costillas. Los primeros serán analizados según el criterio de Von-Mises, mientras que las costillas de FC se analizarán según Tsai-Wu.

En la Figura 4.20 se observa que la tensión equivalente máxima está muy por debajo del límite elástico, de forma similar a la estructura íntegra de aluminio, por lo que no existe posibilidad de fallo estructural.

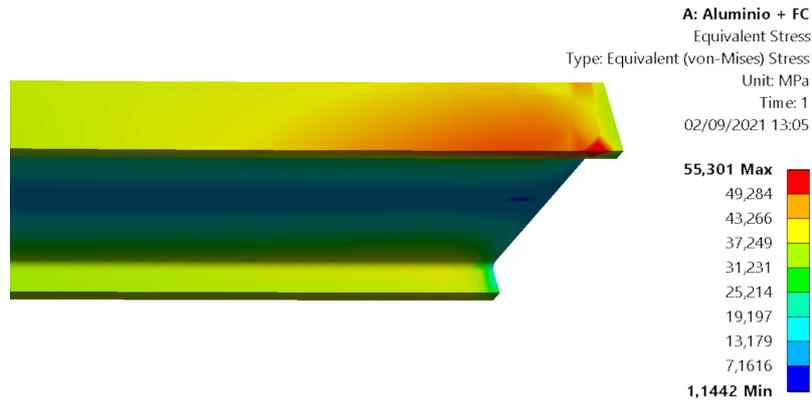


Figura 4.20: Tensión equivalente de la semiala combinada para $n = 1$

Similar al análisis realizado en la semiala de fibra de carbono, las tensiones producidas en las costillas son principalmente en las direcciones X y Z (Figura 4.21).

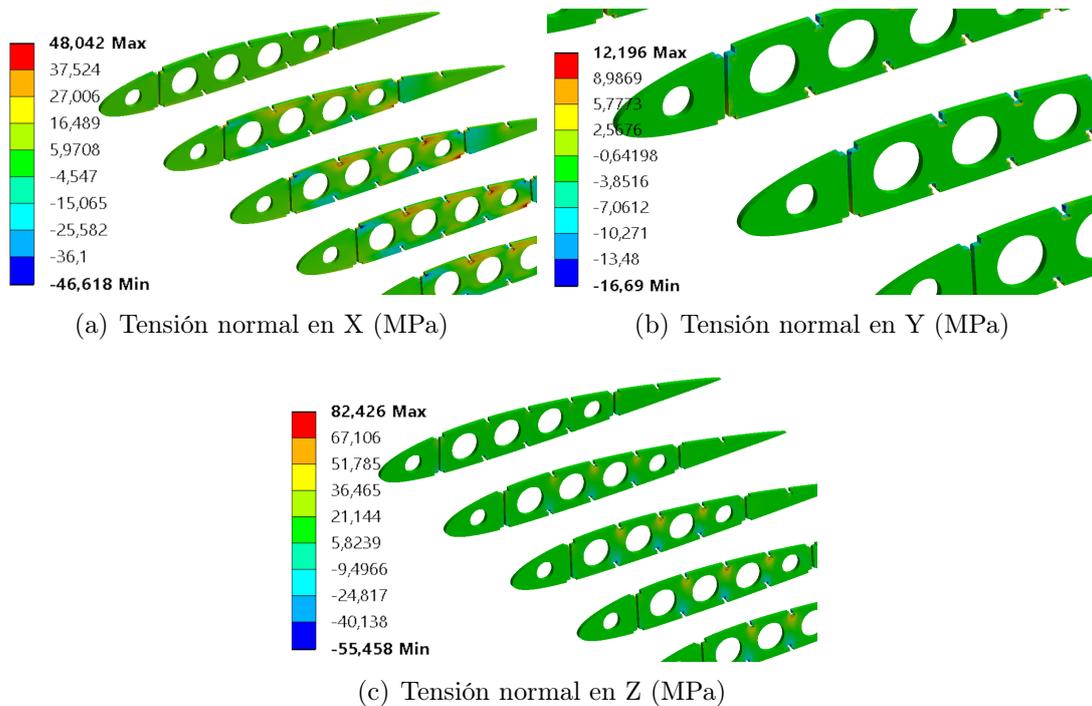


Figura 4.21: Tensiones normales en la semiala combinada para $n = 1$

Si se aplica el criterio de Tsai-Wu en los puntos de las costillas según la Figura 4.14 previamente indicada, se observa que éstas se encuentran muy lejos del fallo, ya que la orientación de las fibras es la idónea y la resistencia a tracción y compresión de éstas es muy superior a las tensiones producidas. Estos valores pueden comprobarse en la Tabla 4.9.

Tabla 4.9: Componentes de tensión en Pa y evaluación del fallo en diferentes puntos de la semiala combinada para $n = 1$

Punto	σ_x	σ_y	σ_z	τ_{xy}	τ_{yz}	τ_{xz}	R
5	$-4,7 \times 10^7$	$-5,9 \times 10^5$	$2,7 \times 10^6$	$-1,2 \times 10^6$	$-7,9 \times 10^5$	$-6,0 \times 10^5$	0,005
6	$1,1 \times 10^6$	$-2,7 \times 10^6$	$5,4 \times 10^7$	$-4,2 \times 10^6$	$-9,6 \times 10^6$	$9,6 \times 10^6$	0,014
7	$5,5 \times 10^6$	$1,2 \times 10^5$	$8,2 \times 10^7$	$-4,7 \times 10^6$	$-1,1 \times 10^7$	$8,0 \times 10^6$	0,004
8	$4,8 \times 10^7$	$7,9 \times 10^5$	$1,1 \times 10^6$	$1,9 \times 10^6$	$-8,4 \times 10^4$	$8,4 \times 10^5$	0,005
9	$-9,2 \times 10^6$	$-2,1 \times 10^6$	$-3,9 \times 10^7$	$5,0 \times 10^3$	$4,4 \times 10^6$	$9,1 \times 10^5$	0,003
10	$-1,8 \times 10^7$	$-3,2 \times 10^6$	$-5,6 \times 10^7$	$-4,5 \times 10^6$	$4,3 \times 10^6$	$5,8 \times 10^5$	0,006

Factor de carga $n = 4$

Para una fuerza de sustentación de 21756 N, la deformación máxima se incrementa hasta 21,5 cm, de acuerdo al comportamiento elástico del material (Figura 4.22).

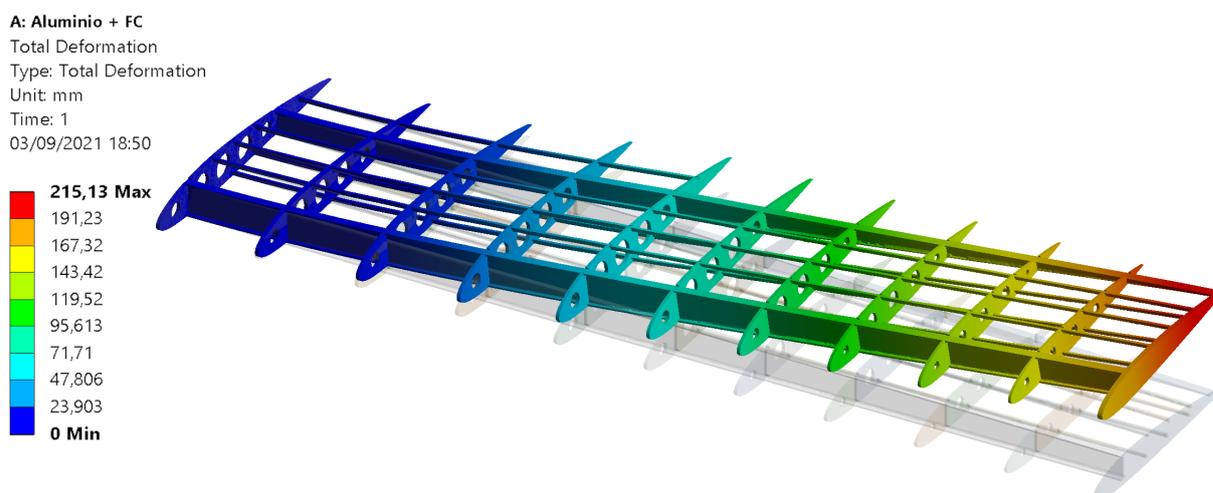


Figura 4.22: Deformación de la semiala combinada para $n = 4$

El análisis de la tensión equivalente sobre los largueros de aluminio también se incrementa de forma proporcional al factor de carga, tal y como representa la Figura 4.23. El valor máximo de σ_{VM} es de 221,53 MPa, muy por debajo del límite elástico del Aluminio 7075 T6, por lo que no supone un riesgo estructural.

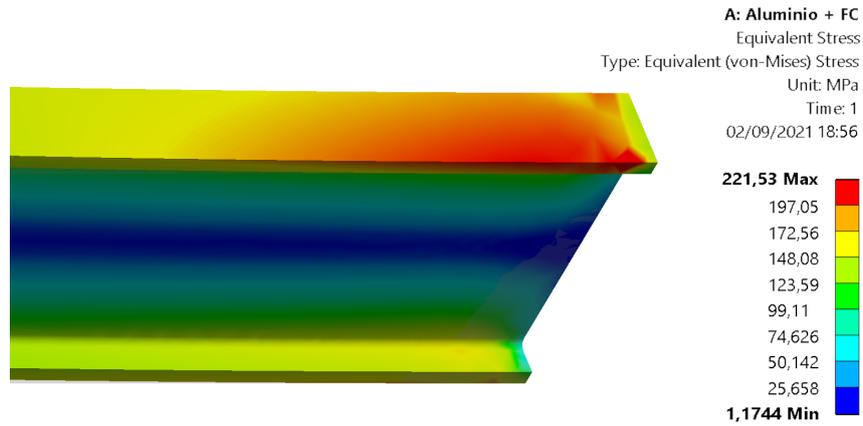


Figura 4.23: Tensión equivalente de la semiala combinada para $n = 4$

Con el análisis de tensiones normales en los elementos confeccionados en fibra de carbono ocurre algo similar, tal y como representa la Figura 4.24.

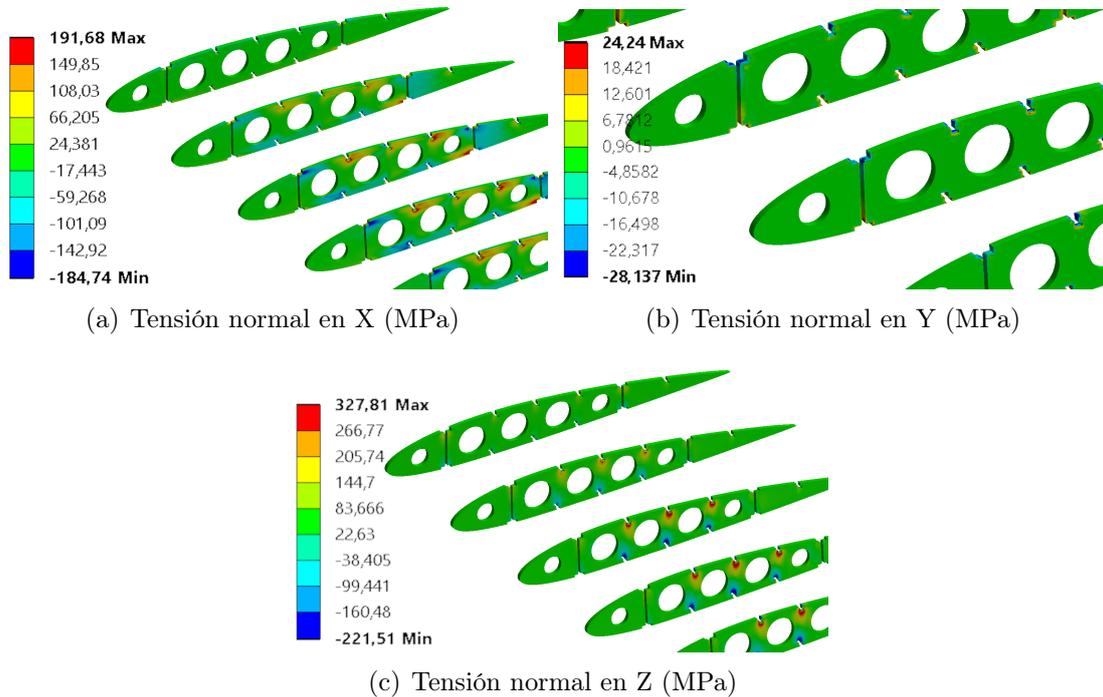


Figura 4.24: Tensiones normales en la semiala combinada para $n = 4$

Realizando el respectivo criterio de fallo para las costillas, se comprueba mediante la Tabla 4.10 que todos los coeficientes R están muy por debajo de 1, por lo que no existe posibilidad de fallo en las costillas para un factor de carga $n = 4$.

Tabla 4.10: Componentes de tensión en Pa y evaluación del fallo en diferentes puntos de la semiala combinada para $n = 4$

Punto	σ_x	σ_y	σ_z	τ_{xy}	τ_{yz}	τ_{xz}	R
5	$-1,9 \times 10^8$	$-2,4 \times 10^6$	$1,1 \times 10^7$	$-4,8 \times 10^6$	$-3,2 \times 10^6$	$-2,4 \times 10^6$	0,009
6	$5,2 \times 10^6$	$-1,1 \times 10^7$	$2,2 \times 10^8$	$-1,7 \times 10^7$	$-3,8 \times 10^7$	$3,8 \times 10^7$	0,079
7	$2,8 \times 10^7$	$3,2 \times 10^5$	$3,3 \times 10^8$	$-1,9 \times 10^7$	$-4,5 \times 10^7$	$3,1 \times 10^7$	0,122
8	$1,9 \times 10^8$	$3,2 \times 10^6$	$4,6 \times 10^6$	$7,6 \times 10^6$	$-3,4 \times 10^5$	$3,4 \times 10^6$	0,025
9	$-3,0 \times 10^7$	$-8,4 \times 10^6$	$-1,6 \times 10^8$	$1,2 \times 10^4$	$1,8 \times 10^7$	$3,6 \times 10^6$	0,012
10	$-5,0 \times 10^7$	$-1,3 \times 10^7$	$-2,2 \times 10^8$	$-1,8 \times 10^7$	$1,7 \times 10^7$	$2,3 \times 10^6$	0,050

Mediante el análisis de la combinación de aluminio en los largueros con FC en las costillas, se observa que la posibilidad de fallo estructural es nula. La Tabla 4.11 recoge los principales parámetros estudiados para esta semiala.

Tabla 4.11: Principales resultados del análisis de la semiala combinada

Semiala combinada			
n	u_{max}	$\sigma_{VM_{max}}$	R_{max}
1	5,39 cm	55,30 MPa	0,014
4	21,5 cm	221,53 MPa	0,122

4.6. Síntesis de resultados

Una vez realizado el estudio de los tres casos, la Tabla 4.12 ofrece un resumen de la reducción en peso que suponen las distintas configuraciones, los valores obtenidos en el análisis y la posibilidad de fallo.

Tabla 4.12: Síntesis de las tres estructuras analizadas

Configuración	Reducción de peso	n	u_{max}	$\sigma_{VM_{max}}$	R_{max}	Fallo
Aluminio	-	1	5,24 cm	61,77 MPa	-	No
		4	20,9 cm	247,37 MPa	-	No
Fibra de carbono	41,5 %	1	2,59 cm	-	0,099	No
		4	10,4 cm	-	1,023	Sí
Combinada	20,8 %	1	5,39 cm	55,30 MPa	0,014	No
		4	21,5 cm	221,53 MPa	0,122	No

Se observa que, en primer lugar, la estructura de aluminio no presenta ningún fallo como cabía esperar. Al implementar la fibra de carbono en toda la estructura, ésta no presenta ningún fallo para un factor de carga pequeño, pero para $n = 4$ sí existe posibilidad de fallo debido a las tensiones producidas en la dirección transversal de las fibras en los largueros. La opción de combinar el aluminio en los largueros con la FC de carbono en las costillas ofrece una configuración en la que no existe posibilidad de fallo, con una reducción del 20,8 % del peso sobre la estructura de aluminio.

Capítulo 5

Conclusiones

5.1. Conclusiones

Mediante el desarrollo de este Trabajo de Fin de Grado se ha conseguido implementar la tecnología de los materiales compuestos en la estructura de una semiala. El objetivo principal de esta implementación es conseguir disminuir el peso de la estructura, con el fin de lograr mejorar las actuaciones o el consumo de la aeronave.

El estudio realizado partía de una estructura convencional de aluminio, la cual se ha tomado de referencia para comparar con las ideas que proponía el proyecto. Se ha observado que la realización completa en fibra de carbono de la estructura conseguía disminuir notoriamente el peso de la semiala, pero se ponía en peligro la integridad de la misma ante cargas elevadas. La propuesta de combinar los elementos longitudinales de aluminio con las costillas en fibra de carbono ha resultado gratamente satisfactoria, lejos de sufrir cualquier tipo de riesgo de rotura y reduciendo el peso de la semiala en un 20 %.

Los resultados obtenidos han servido además para corroborar uno de los principales problemas que se presentaban en la teoría: cuando las tensiones se producen en la dirección transversal a las fibras en un material compuesto, las propiedades se encarecen bruscamente.

Atendiendo a todo esto y otros aspectos relacionados con el proceso de elaboración de este proyecto, las conclusiones se pueden resumir en los siguientes puntos:

- La fibra de carbono posee unas propiedades mecánicas excepcionales que permiten reducir el peso de la estructura de las aeronaves frente a materiales convencionales como el aluminio.
- Una aplicación de las cargas en dirección transversal sobre materiales que presentan anisotropía puede desencadenar un fallo inesperado.
- La combinación de materiales isótropos como el aluminio con fibra de carbono

puede suponer una muy buena opción en la elaboración de estructuras aeronáuticas.

- Es importante someter a juicio los resultados y aplicar diversos criterios de fallo con el objetivo de evitar una conclusión anticipada o errónea.
- Una buena configuración del caso de estudio resulta indispensable en la realización de un proyecto estructural. Deben tenerse en cuenta todas las condiciones que envuelven al análisis con el objetivo de lograr los resultados más precisos posibles.

5.2. Futuros proyectos

Una vez finalizado el trabajo, se proponen diversas ampliaciones que se pueden hacer de éste, con el fin de solventar ciertas limitaciones o evitar simplificaciones que se han realizado. Además, en este proyecto se ha modelado desde el inicio una semiala, lo cual abre un gran abanico de posibilidades de análisis en otros muchos aspectos además del estructural. Los futuros proyectos que se proponen son:

- Análisis más exhaustivo de la aerodinámica del ala. Se puede someter el ala a diversos estudios CFD que traten de precisar las cargas que ésta sufre ante diversos regímenes de vuelo. Se puede estudiar también la posibilidad de incluir superficies hipersustentadoras o de control.
- Análisis experimental. Por motivos de la pandemia COVID-19, la realización de ensayos en el laboratorio se ha visto frustrada. Se propone realizar ensayos de los materiales especificados en la memoria con el objetivo de constatar sus propiedades con el análisis computacional.
- Utilización de otros materiales diferentes al aluminio o la FC para su posterior comparación.
- Profundización en los métodos de fabricación, estudio de la viabilidad para fabricar elementos aeronáuticos en fibra de carbono y posible confección real de alguno de los componentes.

Bibliografía

- [1] Agustina Rota. Jueves Retro, capítulo 8: Vickers FB5, el primer avión fabricado para el combate aéreo, March 2020. Section: Columnistas.
- [2] Aviones hechos ya (casi) al 100 % de fibra de carbono. *ELMUNDO*, May 2015. Section: economía.
- [3] Óscar Sahuquillo Navarro. *Materiales Compuestos*, 2017.
- [4] Material compuesto - Wikimedia Commons, August 2007.
- [5] Alberto Moral Borque and Marar Nogueira López. *Materiales compuestos - Composites*, June 2007.
- [6] Shirley Kalamis García Castillo. *Análisis de laminados de materiales compuestos con precarga en su plano y sometidos a impacto*, 2007.
- [7] Javier Sánchez-Horneros Pérez. *LA INDUSTRIA AERONÁUTICA Y LOS MATERIALES COMPUESTOS. LA TECNOLOGÍA “CARBON FORGÉ”*, December 2015. Section: Area Técnica.
- [8] Mauricio González Villareal. *Optimización de las propiedades mecánicas de composites de resina poliéster reforzados con fibras de vidrio y cargas de carbonato de calcio*. Technical report, Universidad autónoma de Nuevo León, October 2014.
- [9] Luis Miguel García-Cuevas, Marcos Carreres Talens, and Andrés Omar Tiseira Izaguirre. *Arquitectura general de aeronaves*. page 11.
- [10] Cessna 172N SKYHAWK. *Pilot’s operating handbook*. Technical report, CESSNA AIRCRAFT COMPANY, 1978.
- [11] Diego Iván Avendaño Calvillo. *Investigación sobre perfiles aerodinámicos de aeronaves utilitarias para un rango amplio de operaciones*. page 129, December 2011.
- [12] David Jerónimo Busquets Mataix. *Aleaciones de aluminio*, 2019.
- [13] ALACER MAS. *Aluminio 7075 DataSheet*.
- [14] HEXCEL. *HexPly_8552. Product Data Sheet*, 2020.

- [15] EASA. Certification Specifications of Normal, Utility, Aerobatic, and Commuter Category Aeroplanes. CS-23. Technical report, July 2012.
- [16] Mikel Abasolo and Santiago Navalpotro. 2. TEORÍAS DE FALLO ESTÁTICO. page 18.
- [17] Esmeralda Castillo Sebastián. Análisis de criterios de fallo para materiales compuestos, September 2016.
- [18] Peter Morgan. CARBON FIBERS and their COMPOSITES. 2005.
- [19] Hind Abdellaoui, Marya Raji, Rachid Bouhfid, and Abou el kacem Qaiss. Investigation of the deformation behavior of epoxy-based composite materials. In *Failure Analysis in Biocomposites, Fibre-Reinforced Composites and Hybrid Composites*, pages 29–49. Elsevier, 2019.
- [20] Jean-Baptiste Donnet, editor. *Carbon fibers*. Marcel Dekker, New York, 3rd ed., rev. and expanded edition, 1998.
- [21] Francisco Rojo. Materiales compuestos o composites (I), April 2014.
- [22] Derek Hull. *Cambridge solid state science series Derek Hull - An introduction to composite materials*. Cambridge University Press, 1981.
- [23] Juan A. García-Manrique. *Advanced Materials Manufacturing*, 2019.
- [24] Andrés Omar Tiseira Izaguirre. Configuración General: Diseño interior y parámetros aviones semejantes, 2020.
- [25] Emmanuel Gutiérrez Romero. Análisis estructural del armazón del ala de un avión tipo LSA, August 2017.
- [26] Francisco Manuel Castillo, José Arturo Candau, Norberto Aramburu, María José Lorca, Joaquín M. Rojas, and Dolores Álvares. HIPERIÓN - High Presatations Sports Light Aircraft.
- [27] Isay López Luqueño. Optimización y analisis de la estructura de un ala con materiales compuestos, March 2016.
- [28] Sergio Esteban Roncero. Estructuras Preliminares, 2016.
- [29] Sergio Esteban Roncero. Estructuras detalladas. Cargas, 2016.
- [30] José Luis Pérez Aparicio and Mario Lázaro. *Teoría de vigas en ingeniería aeroespacial*. UPV, Valencia, 2019.
- [31] Xiaosong Huang. Fabrication and Properties of Carbon Fibers. *Materials*, 2(4):2369–2403, December 2009.
- [32] Oriol Lizandra. MÓDULO 2 – APARTADO 5 ESTRUCTURAS AERONÁUTICAS. page 10.

- [33] Armonización de las Actividades en Materiales Compuestos para Aeronáutica y Espacio en España. *Plataforma AEROESPACIAL Española*, 2010.
- [34] José Luis Pérez Aparicio. *Teoría de placas y láminas en ingeniería aeroespacial*. Universitat Politècnica de València, Valencia, 2019.
- [35] Rivera Narváez José Sebastián. Estudio estructural de un vehículo aéreo no tripulado tipo fuselaje integrado operando en crucero mediante el método de los elementos finitos. page 146, January 2019.

Parte II

ANEXOS

Capítulo 1

Planos

1.1. Vista general con revestimiento

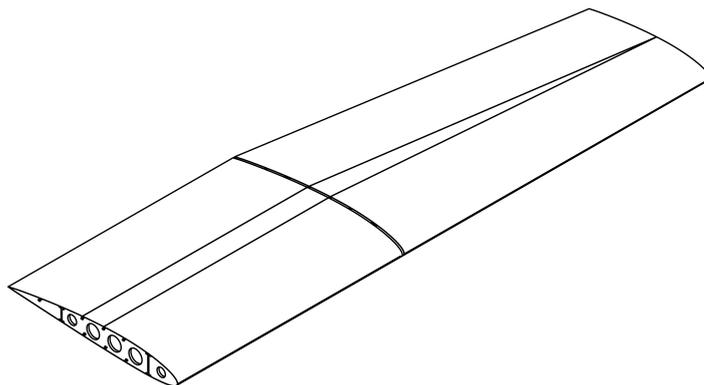


Figura 1.1: Vista isométrica con revestimiento

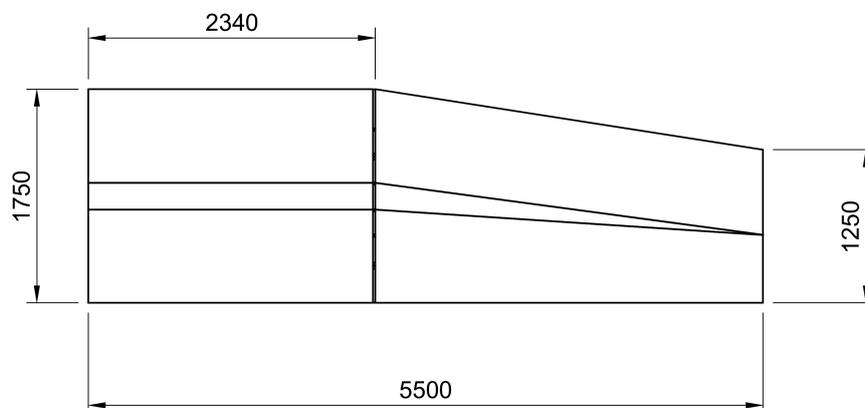
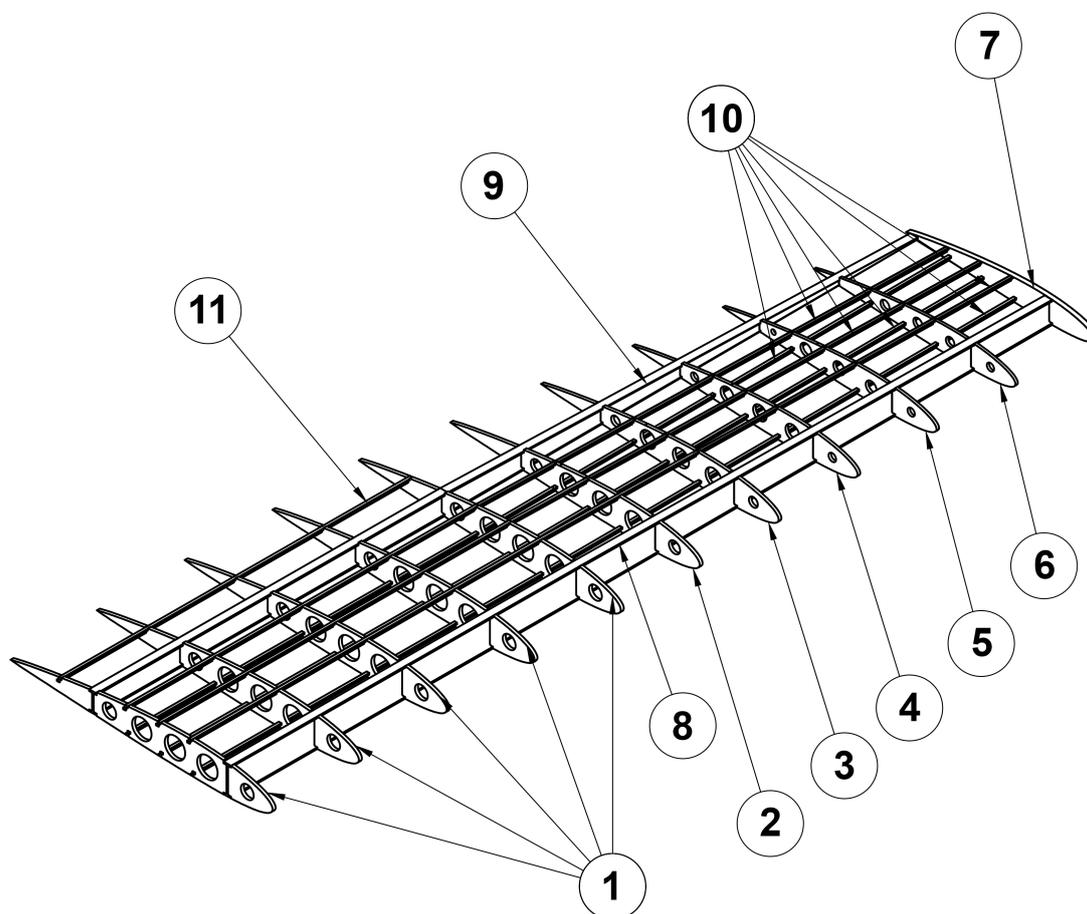


Figura 1.2: Vista en planta en mm

1.2. Desglose de elementos



Plano general		
Número	Nombre	Unidades
1	Costilla grande	5
2	Costilla 2	1
3	Costilla 3	1
4	Costilla 4	1
5	Costilla 5	1
6	Costilla 6	1
7	Costilla punta	1
8	Larguero anterior	1
9	Larguero posterior	1
10	Larguerillo completo	6
11	Larguerillo corto	1

Figura 1.3: Numeración de los distintos elementos de la semiala

1.2.1. Costillas

Nº 1: Costilla grande. 5 unidades.

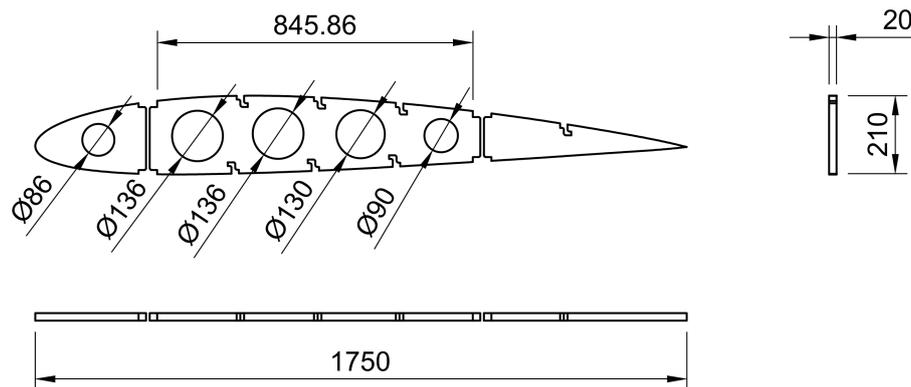


Figura 1.4: Costilla grande en mm

Nº 2: Costilla 2. 1 unidad.

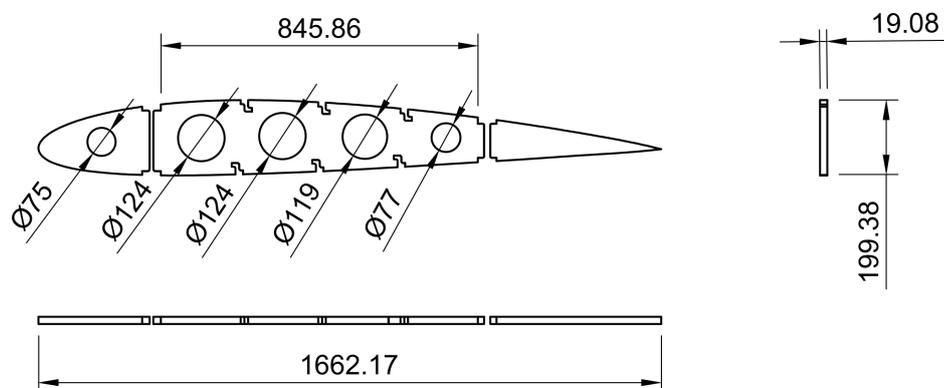


Figura 1.5: Costilla 2 en mm

Nº 3: Costilla 3. 1 unidad.

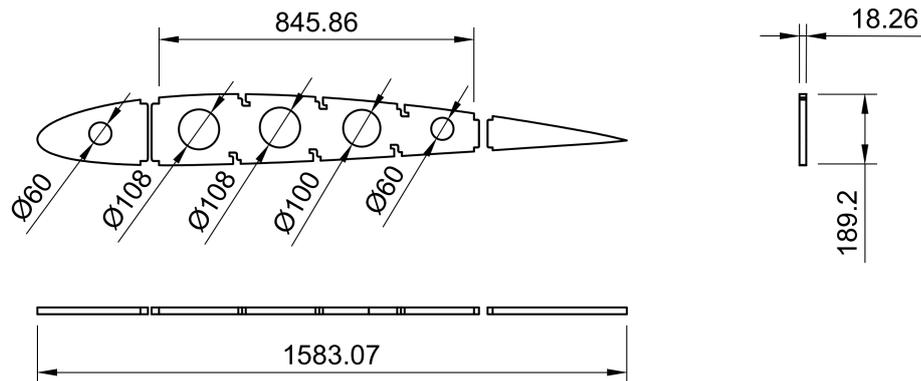


Figura 1.6: Costilla 3 en mm

Nº 4: Costilla 4. 1 unidad.

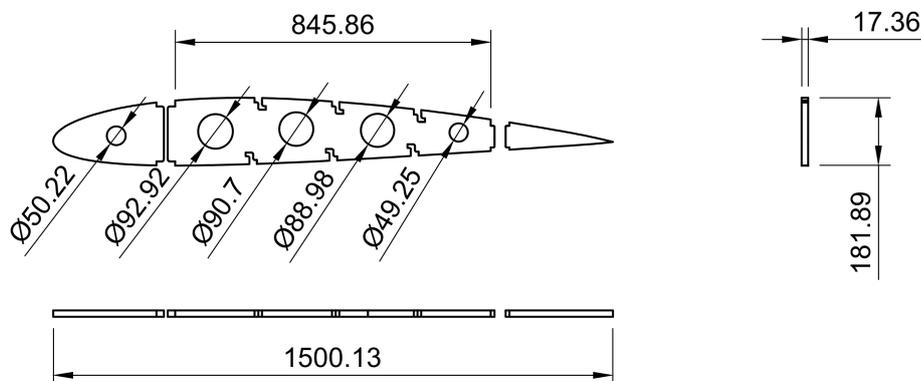


Figura 1.7: Costilla 4 en mm

Nº 5: Costilla 5. 1 unidad.

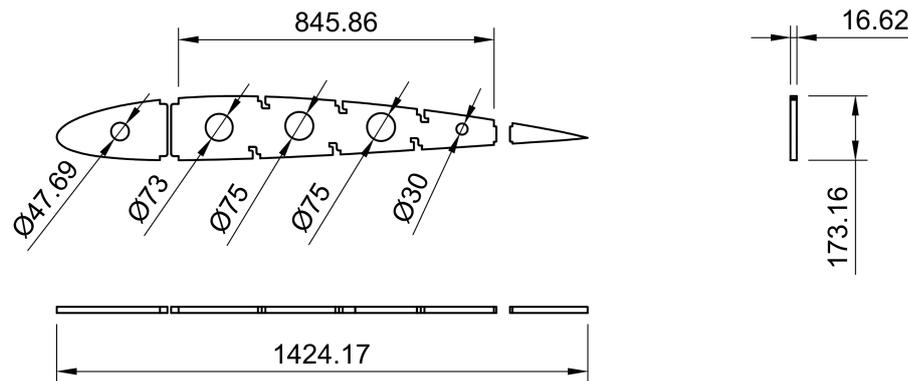


Figura 1.8: Costilla 5 en mm

Nº 6: Costilla 6. 1 unidad.

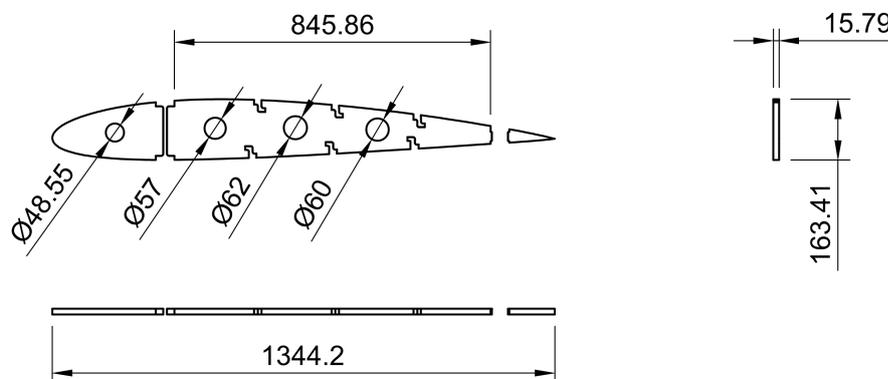


Figura 1.9: Costilla 6 en mm

Nº 7: Costilla punta. 1 unidad.

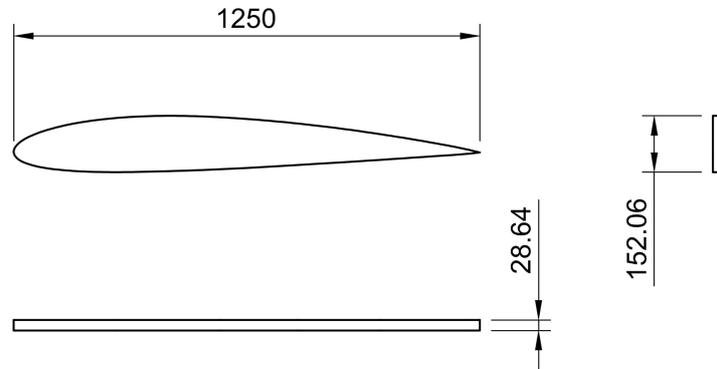


Figura 1.10: Costilla punta en mm

1.2.2. Largueros y larguerillos

Nº 8: Larguero anterior. 1 unidad.

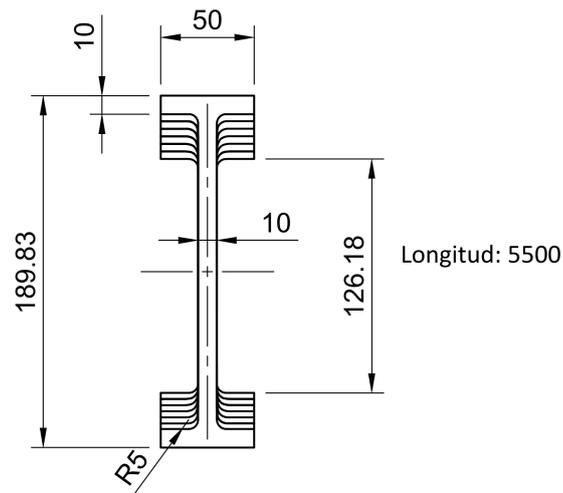


Figura 1.11: Perfil del larguero anterior en la raíz en mm

Nº 9: Larguero posterior. 1 unidad.

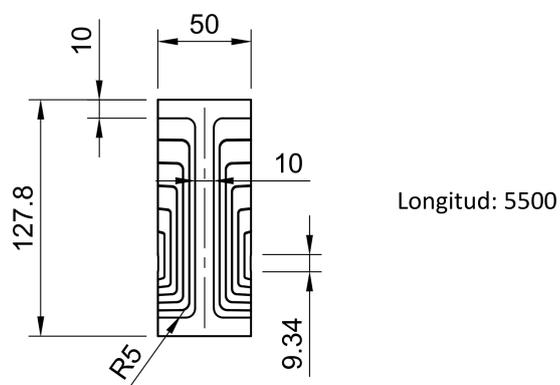


Figura 1.12: Perfil del larguero posterior en la raíz en mm

Nº 10: Larguerillo completo. 6 unidades.

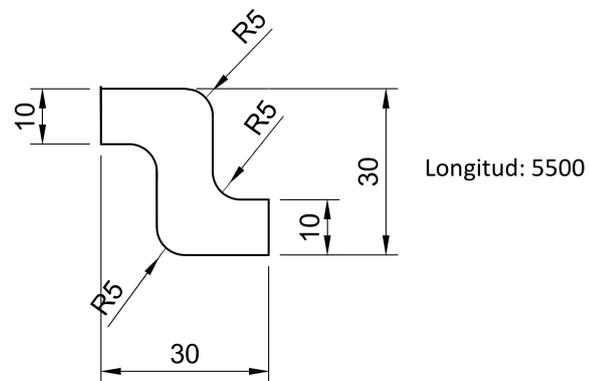


Figura 1.13: Perfil de un larguerillo completo en mm

Nº 11: Larguerillo corto. 1 unidad.

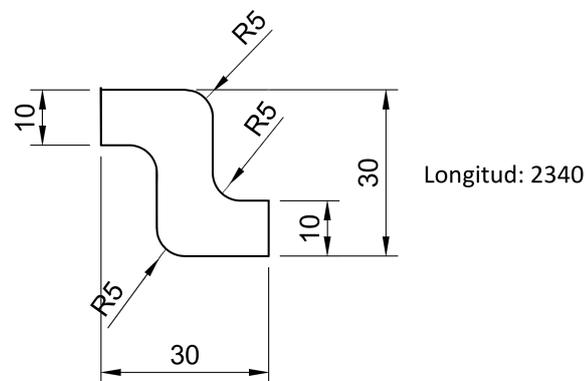


Figura 1.14: Perfil del larguerillo corto en mm

Parte III

PLIEGO DE CONDICIONES

Capítulo 1

Pliego de condiciones

El desarrollo de cualquier proyecto está sometido a una serie de regulaciones que han de cumplirse. En esta parte se hace referencia a las distintas condiciones que se han seguido durante la elaboración del Trabajo de Fin de Grado y al marco legal que las envuelve.

1.1. Condiciones del puesto de trabajo

Debido a la gran cantidad de horas frente al ordenador de las que requiere la elaboración de este proyecto, se debe mencionar el **Real Decreto 488/1997 del 14 de abril** sobre disposiciones mínimas de seguridad y salud relativas al trabajo con equipos que incluyen pantallas de visualización. Este decreto recoge algunas medidas necesarias para que la utilización de equipos con pantallas de visualización no suponga riesgos de seguridad o salud. Estas medidas hacen referencia a varias variables:

- **Equipo:** se recogen regulaciones como la correcta definición e iluminación de los caracteres de la pantalla, una inclinación y correcta disposición del teclado, una superficie de trabajo poco reflectante y de suficientes dimensiones y un asiento de trabajo estable y confortable.
- **Entorno:** se hace referencia a las dimensiones del puesto de trabajo y la obligación de estar acondicionado para permitir movimientos, los niveles adecuados de iluminación tanto general como artificial en el caso de ser necesaria o la necesidad de tener en cuenta aspectos como el ruido, el calor o las emisiones de los equipos a la hora de ser instalados.
- **Interconexión ordenador/persona:** el programa habrá de estar adaptado a la tarea que deba realizarse y ser fácil de utilizar. Además, los sistemas deben proporcionar instrucciones al trabajador sobre su desarrollo y mostrar la información en un formato y ritmo adecuados.

Otro artículo que regula las condiciones del puesto de trabajo y se complementa con el anterior es el **Real Decreto 486/1997 del 14 de abril**, por el que se establecen las disposiciones mínimas de seguridad y salud en los lugares de trabajo. En este decreto se recogen aspectos como las condiciones constructivas, el orden, limpieza y mantenimiento, las instalaciones de protección, condiciones ambientales o servicios higiénicos y lugares de descanso. La normativa regula además que se cumplen aspectos relativos a la seguridad estructural y dimensionamiento de suelos, aberturas, ventanas, vías de circulación o puertas dentro del entorno de trabajo.

1.2. Condiciones de trabajo a distancia

Debido a la situación de pandemia causada por la COVID-19, es de especial interés en este trabajo lo establecido en el **Real Decreto-ley 28/2020 del 22 de septiembre**, de trabajo a distancia. Este decreto regula las condiciones que han de seguirse en el teletrabajo.

Algunos aspectos destacados de esta normativa son el carácter voluntario de ambas partes, la igualdad de derechos con los establecidos en situación de normalidad, el derecho a una formación y dotación de equipos con garantías de seguridad y salud o una gestión de la organización del trabajo conforme a la normativa y los convenios aplicados.

1.3. Condiciones técnicas de desarrollo

Para la correcta elaboración de este TFG se requiere de diversos equipos capacitados para la redacción y ejecución de los programas de simulación empleados. En este apartado se detallan las condiciones y especificaciones de hardware y software que se han utilizado.

Condiciones técnicas de hardware

El equipo informático principal en el desarrollo de este proyecto ha sido un ordenador portátil HP Notebook 15-bs512ns. Se trata de un equipo utilitario, capaz de cumplir con los requerimientos demandados por los distintos programas empleados. Sus principales especificaciones son:

- Modelo: HP Notebook 15-bs512ns
- Procesador: Intel®Core™ i5-7200U CPU @ 2.50GHz 2.70 GHz, 4 núcleos
- Almacenamiento: 1 disco duro SSD de 256 GB

- Memoria: 8 GB de RAM
- Tarjeta gráfica: Integrada gráficos Intel HD 520
- Tipo de sistema: Sistema operativo de 64 bits, procesador basado en x64
- Sistema operativo instalado: Windows 10 Home

Condiciones técnicas de software

El desarrollo de este Trabajo de Fin de Grado ha requerido del empleo de diversos programas de diseño, simulación y edición de texto. Estos programas son:

- AUTODESK[®] Fusion360[™]. Se trata de un programa especializado en el diseño de elementos 2D y 3D. Es utilizado para el modelado de piezas y la obtención de planos.
- ANSYS Workbench[®]. Es un software de simulación comercial que se presta a la ingeniería y permite predecir cómo reaccionará y se comportará determinado producto en un entorno real. Este programa está basado en el MEF y requiere de una mayor potencia computacional para la realización de simulaciones complejas.
- Overleaf. Se trata de una herramienta libre de publicación y redacción online que permite la publicación de documentos científicos de forma ordenada, sencilla y profesional. Overleaf brinda la posibilidad de trabajar con el sistema de composición de textos $\text{L}^{\text{A}}\text{T}_{\text{E}}\text{X}$, de gran calidad tipográfica.
- Microsoft 365[®]. Dispone de una gran cantidad de aplicaciones de gran utilidad relativas a la edición de texto, presentaciones, hojas de cálculo, etc. Se ha hecho especial uso de Microsoft Excel, Microsoft Word y Microsoft PowerPoint.

Parte IV

PRESUPUESTO

Capítulo 1

Estimación de costes

En este apartado se realiza una estimación de los costes monetarios que supone el desarrollo de este Trabajo de Fin de Grado. En el presupuesto se incluye tanto el capital relativo a los salarios del personal como el uso de licencias y material. Finalmente, en el presupuesto global se añade el 21 % de IVA (Impuesto sobre el Valor Añadido).

1.1. Presupuesto parcial

La sección contempla el desglose de costes, diferenciando los costes producidos por el uso de licencias informáticas, el capital humano, el uso de equipos informáticos y el consumo energético.

Licencias informáticas

Los programas indicados en esta sección son aquellos que no son de software libre. La mayoría de los desarrolladores ofrecen sus costes de licencia en formato anual, a pesar de que otros emplean el mes, día o incluso la hora como unidad. En este apartado se ha unificado el coste unitario al formato mensual.

Tabla 1.1: Presupuesto parcial de las licencias informáticas

Programa	Coste unitario [€/mes]	Tiempo [meses]	Importe [€]
AUTODESK [®] Fusion360 [™]	41,92	4	166,67
ANSYS Workbench [®]	541,67	4	2166,67
Microsoft 365 [®]	4,20	4	16,80
		Total	2351,13

Capital humano

Se distinguen entre dos tipos de retribución, las relativas al autor y al tutor.

- **Autor:** se le atribuye el salario de un ingeniero recién egresado, aproximadamente 8€/h.
- **Tutor:** según el portal de Servicio de Recursos Humanos de la UPV, el salario de un profesor catedrático a tiempo completo de la universidad es de aproximadamente 18,5€/h.

Tabla 1.2: Presupuesto parcial del capital humano

Concepto	Coste unitario [€/h]	Tiempo [h]	Importe [€]
Autor	8	360	2880
Tutor	18,5	15	277,5
Total			3157,50

Equipos informáticos

La totalidad de este proyecto se ha realizado con un ordenador portátil modelo HP Notebook 15-bs512ns, valorado en 650€. Se estima que el tiempo de vida útil del equipo es de 4 años, por lo que se calcula sobre ese precio el equivalente.

Tabla 1.3: Presupuesto parcial de los equipos informáticos

Equipo	Coste total [€]	Período de amortización [meses]	Importe [€]
Ordenador portátil	650	4	54,17
Ratón inalámbrico	10	-	10
Total			64,17

Consumo energético

Por último, se ha de considerar también el consumo energético de los distintos equipos, al precio de la energía eléctrica actual. En este caso, se considera sólo el portátil.

Tabla 1.4: Presupuesto parcial del consumo energético

Equipo	Consumo [W]	Tiempo [h]	Precio de la energía [€/kWh]	Importe [€]
Ordenador portátil	190	360	0,133	9,10
Total				9,10

1.2. Presupuesto global

Considerando la suma de todos los costes parciales, se establece el presupuesto global del proyecto.

Tabla 1.5: Presupuesto global del Trabajo de Fin de Grado

Concepto	Importe [€]
Licencias informáticas	2351,13
Capital humano	3157,50
Equipos informáticos	64,17
Consumo energético	9,10
	5581,90
IVA (21 %)	1172,20
Total	6754,10

Por tanto, el presupuesto total asciende a: **SEIS MIL SETECIENTOS CINCUENTA Y CUATRO EUROS CON DIEZ CÉNTIMOS.**

