



UNIVERSITAT  
POLITÈCNICA  
DE VALÈNCIA



Escuela Técnica Superior de Ingeniería del Diseño

UNIVERSITAT POLITÈCNICA DE VALÈNCIA

Escuela Técnica Superior de Ingeniería del Diseño

**ANÁLISIS COMPARATIVO Y MODELIZACIÓN DE  
COMPONENTES REALIZADOS EN ALUMINIO POR  
FABRICACIÓN ADITIVA Y MATERIALES COMPUESTOS  
REFORZADOS CON FIBRA DE CARBONO**

REALIZADO POR **Noemí de Haro Soria**

TUTORIZADO POR **David Jerónimo Busquets Mataix**

TRABAJO FINAL DEL GRADO EN INGENIERÍA AEROESPACIAL

CURSO ACADÉMICO 2020/2021

Valencia, 30 de junio de 2021



# Agradecimientos

*A mi tutor, David Busquets Mataix, porque gracias a él y a haber cursado su asignatura me interesé por el estudio de la ciencia de materiales. Por el apoyo recibido y por la dedicación que ha tenido con este trabajo.*

*A mis padres y a mi hermano, por creer siempre en mí, apoyarme en todas las decisiones que he tomado y por ser los patrocinadores de esta carrera. Gracias a ellos me he convertido en la persona que quiero ser y no hay suficientes palabras en el mundo para poder agradecerles todo lo que han hecho por mí.*

*A todos mis amigos, pero en especial a Ana y Ricardo, sin los cuales habría terminado este trabajo mucho antes.*



## Resumen

En el sector aeroespacial los materiales más utilizados actualmente son los materiales compuestos y las aleaciones de aluminio. Estos dos materiales se encuentran en una competición continua por tener el dominio en este sector. La ventaja que presentan los materiales compuestos frente a las aleaciones de aluminio es su bajo peso, mientras que en el caso de las aleaciones de aluminio son ciertas propiedades mecánicas las que superan a los materiales compuestos. Para intentar mejorar en el aspecto del ahorro de peso de estos últimos se está realizando un nuevo tipo de fabricación, la fabricación aditiva. El fin de la fabricación aditiva en las aleaciones de aluminio es el de mejorar el peso y las propiedades de las aleaciones de aluminio.

En este trabajo se ha realizado un estudio comparativo entre un material compuesto, fibra de carbono en matriz epoxi bicomponente, y una aleación de aluminio de la serie 6XXX con cartelas realizadas mediante fabricación aditiva para rigidizar el material. El estudio comprenderá aspectos macroscópicos como la rigidez del material y su dureza hasta los aspectos microscópicos como puede ser la microestructura de las aleaciones de aluminio. Finalmente, también se ha realizado un estudio de pesos comparativo para ver el ahorro de peso conseguido en las aleaciones de aluminio con la solución adoptada.

En el capítulo 1 se tiene la visión general de los materiales más utilizados en el sector aeroespacial, clasificándolos en dos tipos; materiales para uso estructural y materiales utilizados para propulsión.

El segundo capítulo explica de forma detallada las características de los materiales compuestos, profundizando en la fibra y la matriz que se utilizaron en el estudio experimental. De la misma manera, el tercer capítulo trata sobre las aleaciones de aluminio, explicando las propiedades que tienen y centrandó el estudio posteriormente en las aleaciones de la serie 6XXX. En el cuarto capítulo se explica qué es la fabricación aditiva y los distintas formas en las que se puede realizar este tipo de fabricación.

El quinto y sexto capítulo tratan sobre el estudio experimental realizado, mostrando la metodología seguida para posteriormente analizar los resultados obtenidos.

Finalmente se tiene en el séptimo capítulo las conclusiones a las que se llegan con los resultados obtenidos y se proponen estudios futuros que pueden realizarse para futuros trabajos. Además, también se ha realizado el presupuesto que se tiene para realizar el trabajo completo.



## Abstract

In the aerospace sector, the most widely used materials today are composite materials and aluminium alloys. These two materials are in a continuous competition for dominance in this sector. The main advantage of composite materials over aluminum alloys is their low weight, while in the case of aluminum alloys, certain mechanical properties are superior to composite materials. To try to improve the weight saving aspect of aluminium alloys, a new type of manufacturing is being carried out, additive manufacturing. The purpose of additive manufacturing in aluminum alloys is to improve the weight and properties of aluminum alloys.

In this work, a comparative study has been carried out between a composite material, carbon fiber in a two-component epoxy matrix, and an aluminum alloy of the 6XXX series with gussets made by additive manufacturing to stiffen the material. The study will include macroscopic aspects such as the rigidity of the material and its hardness to microscopic aspects such as the microstructure of aluminum alloys. Finally, a comparative weight study has also been carried out to see the weight savings achieved in aluminum alloys with the solution adopted.

In chapter 1 there is an overview of the materials most used in the aerospace sector, classifying them into two types; materials for structural use and materials used for propulsion.

The second chapter explains in detail the characteristics of composite materials, focusing into the fiber and matrix that were used in the experimental study. In the same way, the third chapter deals with aluminum alloys, explaining the properties they have and focusing the study later on the alloys of the 6XXX series. The fourth chapter explains what additive manufacturing is and the different ways in which this type of manufacturing can be carried out.

The fifth and sixth chapters deal with the experimental study carried out, showing the methodology followed to later analyze the results obtained.

Finally, the seventh chapter contains the conclusions reached with the results obtained and future studies that can be carried out for future work are proposed. In addition, the budget for the complete work has also been made.



## Resum

En el sector aeroespacial els materials més utilitzats actualment són els materials compostos i els aliatges d'alumini. Estos dos materials es troben en una competició continua per tenir el domini del sector. L'avantatge que presenten els materials compostos davant dels aliatges d'alumini és el seu baix pes, mentre que en el cas dels aliatges són certes propietats mecàniques les que superen als materials compostos. Per intentar amillarar en el aspecte del estalvi de pes d'aquests últims s'està realitzant un nou tipus de fabricació, la fabricació additiva. La fi de la fabricació additiva en els aliatges d'alumini és el de millorar el pes i les propietats dels aliatges d'alumini.

En aquest treball s'ha realitzat un estudi comparatiu entre un material compost, fibra de carboni entre matriu epoxi bicomponent, i un aliatge d'alumini de la serie 6XXX amb cordons realitzats mitjançant fabricació additiva per rigiditzar el material. L'estudi comprendrà aspectes macroscòpics com la rigidesa del material i la seua duresa fins als aspectes microscòpics com pot ser l'estructura dels aliatges d'alumini. Finalment, també s'ha realitzat un estudi de pesos comparatius per veure l'estalvi de pes aconseguit en els aliatges d'alumini amb la solució adoptada.

En el capítol 1 es mostra una visió general dels material més utilitzats en el sector aeroespacial, classificant-lo en dos tipus; materials per a ús estructural i materials utilitzat per a propulsió.

En el segon capítol s'explica de forma detallada les característiques dels materials compostos aprofundint en la fibra i la matriu que s'utilitzà en l'estudi experimental. De la mateixa manera, el tercer capítol tracta sobre els aliatges d'alumini, explicant les propietats que tenen i centrant l'estudi posteriorment en els aliatges de la serie 6XXX. El quart capítol explica qué és la fabricació additiva i les diferents formes en les que es poden realitzar aquest tipus de fabricació.

El quint i sext capítol tracta sobre l'estudi experimental realitzat, mostrant la metodologia seguida per a posterirment analitzar els resultats obtinguts.

Finalment, es té en el séptim capítol les conclusions a les quals s'arriben amb els resultats obtinguts i es proposen estudis futurs que poden realitzar-se per a futurs treballs. A més, també s'ha realitzat el pressupost que es té per a realitzar el treball complet.



# Índice general

<b>Resumen</b>	<b>V</b>
<b>Abstract</b>	<b>VII</b>
<b>Resum</b>	<b>IX</b>
<b>Índice general</b>	<b>XI</b>
<b>Índice de figuras</b>	<b>XIV</b>
<b>Índice de tablas</b>	<b>XVI</b>
<b>1. Estado del arte</b>	<b>1</b>
1.1. Materiales de uso aeronáutico . . . . .	1
1.1.1. Materiales estructurales . . . . .	6
1.1.2. Materiales para propulsión . . . . .	8
<b>2. Materiales compuestos</b>	<b>10</b>
2.1. Comparativa materiales compuestos y convencionales . . . . .	12
2.2. Tipos de matrices . . . . .	13
2.2.1. Matriz epoxi . . . . .	15
2.3. Tipos de refuerzos . . . . .	16
2.3.1. Fibra de carbono . . . . .	17
2.3.2. Comparación entre fibras . . . . .	20
2.4. Procesos fabricación para materiales compuestos . . . . .	22

---

2.4.1. Fabricación por molde abierto . . . . .	23
2.4.2. Fabricación por molde cerrado . . . . .	24
<b>3. Aleaciones de aluminio</b>	<b>25</b>
3.1. Propiedades . . . . .	27
3.2. Aleaciones . . . . .	29
3.3. Tipos de aleaciones de forja . . . . .	32
3.3.1. Aleaciones con tratamiento térmico . . . . .	32
3.3.2. Aleaciones sin tratamiento térmico . . . . .	33
3.4. Aluminio serie 6XXX . . . . .	34
<b>4. Fabricación aditiva</b>	<b>35</b>
4.1. Clasificación . . . . .	36
4.2. Comparativa fabricación aditiva y convencional . . . . .	41
4.3. Beneficios que aporta la fabricación aditiva . . . . .	43
<b>5. Desarrollo teórico experimental</b>	<b>44</b>
5.1. Ensayo por elementos finitos . . . . .	44
5.2. Ensayo a flexión . . . . .	46
5.3. Preparación de probetas . . . . .	48
5.4. Precisión cartelas por fabricación aditiva . . . . .	51
5.5. Dureza . . . . .	51
5.6. Laminación fibra de carbono . . . . .	53
5.7. Microscopía . . . . .	55

---

5.8. Análisis de pesos . . . . .	56
<b>6. Análisis y discusión de resultados</b>	<b>58</b>
6.1. Ensayo a flexión . . . . .	58
6.2. Ensayo por elementos finitos . . . . .	61
6.3. Precisión cartelas por fabricación aditiva . . . . .	63
6.4. Dureza . . . . .	64
6.5. Microscopía . . . . .	66
6.6. Análisis de pesos . . . . .	68
<b>7. Conclusiones y pasos futuros</b>	<b>72</b>
<b>8. Presupuesto</b>	<b>74</b>
<b>9. Bibliografía</b>	<b>77</b>
<b>A. Planos de las piezas de estudio</b>	<b>81</b>
<b>B. Resultados ensayos de flexión aluminio</b>	<b>88</b>
<b>C. Resultados ensayos de flexión material compuesto</b>	<b>90</b>
<b>D. Resultados obtenidos mediante simulación</b>	<b>92</b>
<b>E. Medición de la sección transversal de las cartelas</b>	<b>95</b>

# Índice de figuras

1.1. Evolución de los materiales utilizados en el sector aeroespacial . . . . .	5
1.2. Proceso de diseño de una nueva aeronave . . . . .	6
1.3. Crecimiento de grieta por fatiga de la aleación 2024-T3 frente a 7075-T6 [2] . . . . .	7
2.1. Efecto del tratamiento térmico de la fibra de carbono en el módulo de Young y la resistencia [3] . . . . .	19
2.2. Curvas de tensión-deformación de las fibras más usadas [3] . . . . .	19
2.3. Defectos comunes en la fabricación de materiales compuestos [4] . . . . .	23
3.1. Límite elástico frente a las aleaciones de aluminio utilizadas a lo largo del tiempo. [5] . . . . .	26
4.1. Clasificación de procesos de fabricación aditiva dependiendo del material base utilizado . . . . .	37
4.2. Fabricación de objetos por laminación [6] . . . . .	38
4.3. Procesos de fabricación aditiva con material base líquido [7] . . . . .	39
4.4. Procesos de fabricación aditiva con material base polvo . . . . .	41
5.1. Máquina utilizada para el ensayo de flexión . . . . .	47
5.2. Probetas para el ensayo de flexión . . . . .	48
5.3. Maquinaria para los procesos de corte y embutición de probetas . . . . .	49
5.4. Maquinaria para los procesos de desbaste y pulido de probetas . . . . .	50
5.5. Probetas realizadas para las distintas geometrías de cartelas . . . . .	50
5.6. Microscopio utilizado para calcular la precisión del método SLS . . . . .	51

---

5.7. Durómetro utilizado para la medición de la dureza del aluminio . . . . .	52
5.8. Muestra del ensayo de dureza Vickers . . . . .	53
5.9. Microestructura antes y después de realizar el ataque reactivo de Weck . . . . .	53
5.10. Procesos de corte y laminado en el material compuesto . . . . .	54
5.11. Procesos de vacío y curado del material compuesto . . . . .	55
5.12. Microscopios utilizados para la microscopía . . . . .	56
5.13. Balanza de precisión para la determinación de la densidad por el principio de Arquímedes . . . . .	57
6.1. Ensayo de flexión del material base y las 4 geometrías de cordón . . . . .	59
6.2. Ensayo de flexión del material compuesto . . . . .	61
6.3. Defectologías en el acabado final de las probetas . . . . .	63
6.4. Ensayo de dureza . . . . .	65
6.5. Microscopía . . . . .	67
6.6. Errores típicos de microscopía . . . . .	68

# Índice de tablas

2.1. Características mecánicas de la matriz epoxi [8] . . . . .	16
2.2. Densidad de diversos materiales . . . . .	18
2.3. Propiedades específicas de los tipos de fibras más usados [3] . . . . .	21
3.1. Densidad de diversos elementos metálicos [9] . . . . .	28
3.2. Series de aleaciones de forja [5] . . . . .	30
3.3. Series de aleaciones de fusión [5] . . . . .	31
6.1. Rigidez obtenida del aluminio tras el ensayo de flexión . . . . .	60
6.2. Rigidez calculada mediante la simulación <i>ANSYS</i> . . . . .	62
6.3. Comparativa entre los valores deseados y obtenidos mediante la fabricación de las cartelas . . . . .	64
6.4. Densidades de los materiales ensayados experimentalmente . . . . .	69
6.5. Fracción volumétrica de los materiales compuestos realizados . . . . .	69
6.6. Análisis de peso por unidad de longitud . . . . .	70
6.7. Mejora de pesos . . . . .	71
8.1. Costes mano de obra búsqueda de información . . . . .	74
8.2. Costes mano de obra laboratorio . . . . .	74
8.3. Costes mano de obra cálculo de resultados . . . . .	75
8.4. Costes mano de obra redacción de la memoria . . . . .	75
8.5. Costes materiales utilizados . . . . .	75
8.6. Costes operaciones laboratorio . . . . .	76

---

8.7. Costes de las licencias . . . . .	76
8.8. Costes totales . . . . .	76

# 1

## Estado del arte

### 1.1. Materiales de uso aeronáutico

Los materiales de uso aeroespacial se encuentran en una actualización continua debido al cambio constante que sufre este sector implementando nuevas tecnologías y, por tanto, investigando materiales para ofrecer el mejor producto posible. El motivo del continuo cambio del sector aeroespacial es debido a que se necesita conseguir la mayor eficiencia y nivel de productividad posible para poder tener un producto competitivo en el mercado frente a otros sectores de transporte.

Para obtener un producto competitivo los suministradores de materiales y las empresas encargadas de realizar el procesado de estos deben colaborar conjuntamente para optimizar el proceso y obtener las características deseadas, como es por ejemplo obtener el mayor tiempo de vida útil del componente con un coste mínimo. Además, también se deben tener en cuenta otros parámetros de diseño como las restricciones medioambientales a la hora del diseño.

Con la unión de los suministradores y fabricantes se han podido realizar estudios conjuntos con los cuales se han podido obtener los requerimientos de las piezas a diseñar de una manera más efectiva. Esto es debido a que ambas partes han sido informadas de las necesidades y limitaciones del diseño de forma conjunta. Independientemente de estos estudios, cabe destacar que la optimización y producción de una pieza está altamente influenciado por el nivel de calidad inicial del material, sobretodo cuando las propiedades requeridas depende de los procesos de fabricación, como por ejemplo los tratamientos térmicos que se realizan a las aleaciones de

aluminio tras un conformado mecánico o durante la deformación plástica de los componentes poliméricos a través de su fabricación con el proceso de laminación de la matriz y la fibra y su posterior curado. [1]

El diseño y los procesos de fabricación referentes al marco aéreo se han desarrollado rápidamente debido a los requerimientos que se muestran a continuación:

- Realización de pruebas que confirmen la integridad estructural.
- Publicación de los requerimientos de mantenimiento por parte de los fabricantes antes de la certificación.
- Demostración de la durabilidad y el ratio daño-tolerancia de la estructura primaria a través de programas de inspección.
- Requerimientos mínimos de fatiga y de expansión de grietas bajo una amplitud constante con bajo un espectro de carga.
- Requerimientos mínimos de fractura bajo esfuerzos de deformación unitaria y ensayos de deformación plana.
- Estudio del impacto medioambiental del componente.
- Requerimientos de corrosión, rotura, exfoliación y ataque intergranular tras la exposición ambiental y la utilización requerida.

Otro factor clave a la hora del diseño de la aeronave es la selección de los materiales y los procesos de fabricación. Para esto se deben tener en cuenta aspectos como el coste, el tiempo de fabricación y las propiedades del material. Se debe encontrar un óptimo entre estos tres aspectos para la producción en cadena de los elementos y las necesidades del cliente.

Actualmente, en el mercado mundial los factores claves y los requerimientos tecnológicos van de la mano. Esto implica que las empresas están pidiendo reducciones significantes en el coste directo operacional del equipo para asegurar que se mantiene el atractivo para potenciales compradores. Esto se debe conseguir con un aumento de la fiabilidad de los componentes y el confort on-board.

Para poder lograr los objetivos deseados por la empresa se deben disminuir los costes de producción, lo que conlleva mejorar la eficacia de los procesos de fabricación y tener un mejor mantenimiento.

Debido a estas demandas de nuevos materiales y procesos de fabricación se amplió el programa de plataforma aeroespacial en muchas empresas para realizar estudios que intentaran alcanzar los objetivos que se requerían. [1]

A continuación se nombrarán y explicarán de forma breve los materiales más utilizados en el sector aeroespacial.

### **Aleaciones de aluminio**

El uso de las aleaciones de aluminio comenzó con las aleaciones de la serie 2000 (AA2xxx), en las cuales los elementos principales son el aluminio y el cobre. Debido a la presencia del cobre estas aleaciones son difícilmente soldables pero son usadas en el sector aeroespacial debido a que gracias a la presencia del cobre la aleación tiene una mayor fatiga y tenacidad.

Otra aleación también utilizada en el sector aeroespacial es la serie 7000 (AA7xxx). Los componentes principales de esta serie son el aluminio y el zinc. La aleación AA7075-T6 es la más usada en el sector aeroespacial ya que es la aleación de aluminio con la que se obtiene una mayor resistencia. [2]

Debido a las diferentes propiedades que presentan estas dos aleaciones difieren en los usos que se les conceden. Las aleaciones de la serie 2000 son utilizadas para la parte inferior del ala, mientras que las aleaciones de la serie 7000 son usadas para la parte superior del ala, las costillas y los largueros. Ambas aleaciones se utilizan para forjados.

Cabe destacar que las mejoras de estas aleaciones han sido debidas al desarrollo de metodologías de control del daño y gracias a la demanda de los clientes de mejorar el impacto medioambiental que provocaban así como el mantenimiento de los componentes. [1]

### **Materiales compuestos**

La aplicación de materiales compuestos al sector aeroespacial ha supuesto un desafío para los fabricantes debido a que se debía encontrar un óptimo entre los altos costes del material, la fabricación de este y los beneficios que se obtienen con dicho material. La ventaja que suponen

los materiales compuestos frente a las aleaciones es que los primeros tienen una reducción del peso de entre el 10-20%. En la aviación el peso es un factor clave ya que se desea obtener el peso mínimo en vacío posible para poder aumentar el peso de carga, tanto en sector civil como militar. Gracias a los materiales compuestos se han tenido ahorros de pesos en ambos sectores.

El desarrollo de aplicaciones estructurales con materiales compuestos comenzó con el estabilizador vertical del A310. También se realizó el empenaje horizontal y vertical del A340 y B777. En cuanto a la utilización de materiales compuestos en superficies mayores como puede ser el ala principal de una aeronave lleva consigo una serie de problemas que pueden afectar al ahorro de peso. Esto es debido a que la rigidez inherente afectará al diseño de las cargas, por lo que para realizar el diseño de una ala hecha por materiales compuestos se deberían revisar los conceptos estructurales de diseño para alcanzar un óptimo entre los costes y el peso mínimo posible.

Otro aspecto a destacar son los procesos de fabricación de los materiales compuestos para poder alcanzar un diseño viable, ya que es necesario disponer de la tecnología adecuada. Se han desarrollado técnicas como la laminación rápida o métodos de montaje automáticos entre otros.

El objetivo de los equipos de diseño estructural con materiales compuestos es el de producir proyectos de forma viable con el menor coste efectivo para poder hacer competencia al diseño con componentes metálicos y ensamblajes. [1]

### **Aleaciones de titanio**

Las aleaciones de titanio son usadas actualmente para forjados medios en componentes con altas cargas como el soporte del motor o apoyos en el ala. Se utiliza esta aleación debido a que se puede usar el conformado superplástico, que puede ser asociado a la soldadura por difusión.

El conformado superplástico es un conformado en caliente al que se le aplica fluencia al material, que solo se puede realizar con las aleaciones de titanio. Mientras estas haciendo el conformado se pueden unir piezas por difusión, por lo que no hay fusión. Al ser en estado sólido se evita toda la problemática asociada a soldadura por aporte de metal fundido. Es una soldadura casi perfecta, por lo que se puede unir una pieza compleja en una sola operación. [10]

### **Aceros**

El uso de aceros en el sector aeroespacial está muy limitado. Solo es utilizado cuando se

necesitan altos requerimientos estructurales, se necesita una alta resistencia a la temperatura o se tiene una limitación de espacio. El acero se usa principalmente en los trenes de aterrizaje, la estructura del pilón y los slats de la aeronave.

A modo de ejemplo, en la Figura 1.1a se muestra el porcentaje de los distintos materiales usados en la aeronave A340-300. Así mismo, en la Figura 1.1b se muestran los materiales de una aeronave posterior, el A350.

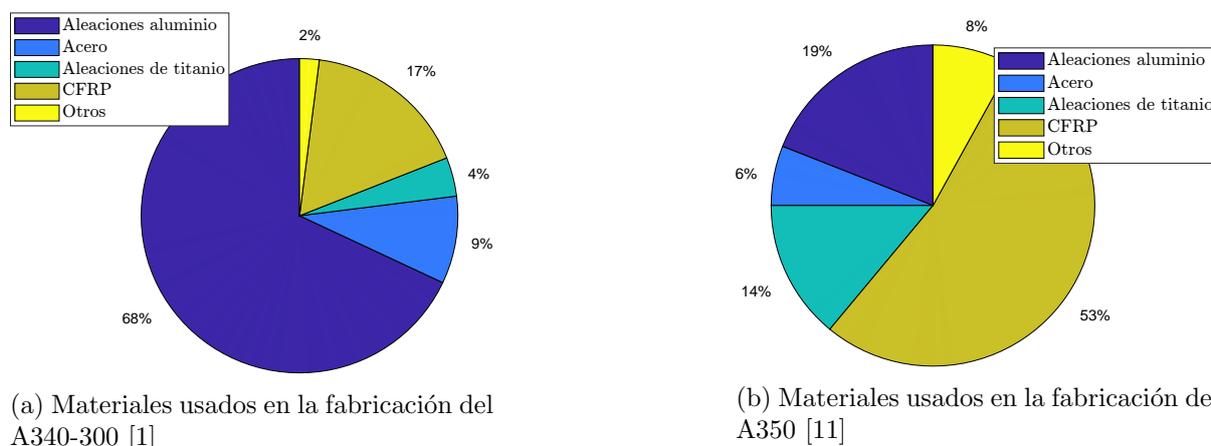


Figura 1.1: Evolución de los materiales utilizados en el sector aeroespacial

En la Figura 1.1 se observa de forma clara el aumento del uso de los materiales compuestos (CFRP). Para intentar hacer competencia a los materiales compuestos se están comenzando a realizar componentes de aluminio mediante fabricación aditiva, de la que se hablará en la Capítulo 4, para mejorar el ahorro de peso.

Sintetizando lo ya explicado, gracias a la optimización del diseño, el procesado y la fabricación se ha conseguido reducir el peso y mejorar los ratios de uso de los materiales.

El desarrollo de nuevos materiales es clave para asegurar la posición de una empresa en el sector aeroespacial, ya que se debe adaptar a los requerimientos pedidos por el cliente, que están sujetos a un cambio continuo. Aún así, debe tenerse en cuenta que solo se desarrollan los materiales si esto supone una ganancia para el fabricante y el operador. En la Figura 1.2 se muestra de forma esquemática el proceso al que se somete el diseño de una nueva aeronave.



Figura 1.2: Proceso de diseño de una nueva aeronave

### 1.1.1. Materiales estructurales

Actualmente en el sector aeroespacial se están desarrollando investigaciones para poder reducir el peso de las estructuras aeroespaciales, así como sus costes de fabricación.

En lo que respecta a los materiales usados, las aleaciones de aluminio están siendo desarrolladas para bajar la propagación de la rotura por fatiga y mejorar el diseño para la tolerancia de fallo. En cuanto a las aleaciones de titanio el objetivo es mejorar el balance entre la tenacidad a la fractura y la resistencia además de conseguir una mayor resistencia a fatiga.

En cuanto a los procesos tecnológicos, estos están siendo mejorados para poder producir piezas complejas enteras y reducir el coste de los ensamblajes.

A continuación se tratará de forma breve los materiales más utilizados para los elementos estructurales del sector aeroespacial: [12]

#### **Aleaciones de aluminio**

La aleación más utilizada para la aeronáutica es la AA2024-Tx, debido a que tiene una mayor tolerancia al daño, así como una resistencia a la propagación de grietas mayor a las aleaciones de aluminio de la serie 7000, como se puede observar en la Figura 1.3, en la cual se

comparan el crecimiento de grieta de dichas aleaciones.

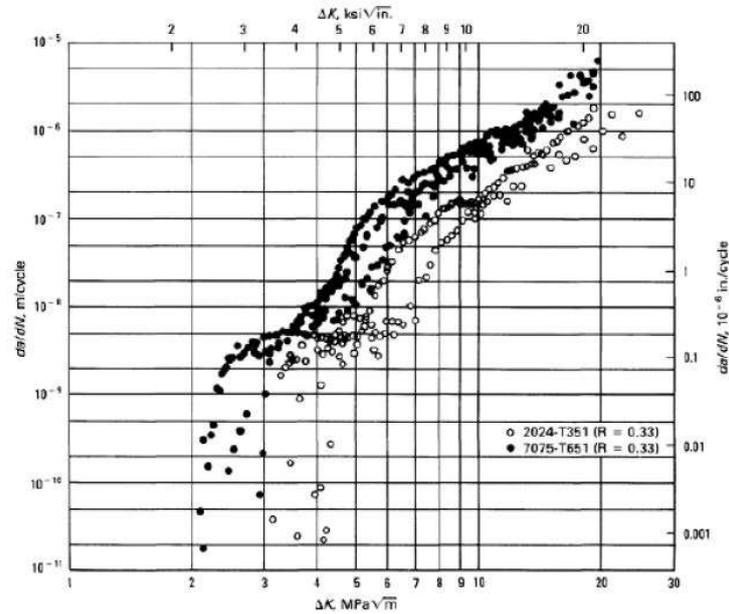


Figura 1.3: Crecimiento de grieta por fatiga de la aleación 2024-T3 frente a 7075-T6 [2]

Para mejorar la tenacidad a fatiga se debe disminuir la fracción de volumen de las partículas constituyentes en la aleación, como es por ejemplo el  $Cu_2FeAl_{17}$  o  $Mg_2Si$ . Para la mejora de la propagación de rotura por fatiga, se ha demostrado que al aplicar un factor de carga crítico de intensidad alto esta se ve reducida al aumentar la tenacidad a fatiga. Se han realizado investigaciones que demuestran los siguientes aspectos:

- La tenacidad a fatiga es proporcional a la raíz cuadrada del espacio entre las partículas constituyentes.
- La propagación de la grieta por fatiga para  $\Delta K$  medios o altos dependen del tamaño de los dispersoides ( $Cu_2FeAl_{17}$ ).
- Los dispersores gruesos reducen el crecimiento de la rotura por fatiga

### Aleaciones de titanio

El uso de las aleaciones de titanio se está viendo aumentado debido a una buena combinación de fuerza, tenacidad, resistencia a la corrosión y su buena compatibilidad con los materiales compuestos.

La aleación de titanio más utilizada para estructuras aeroespaciales es  $\alpha + \beta Ti - 6Al - 4V$ , que tiene una amplia variedad de propiedades dependiendo del tratamiento térmico que se aplique.

### 1.1.2. Materiales para propulsión

Los motores de turbina de gas se pueden optimizar de diversas maneras dependiendo de la aplicación. Dicha optimización dependerá de una amplia variedad de parámetros como las leyes físicas, el comportamiento del gas, las actuaciones necesarias, entre otras. Todos estos parámetros a tener en cuenta tienen un factor en común, la necesidad de utilizar el material que más se ajuste a las necesidades de diseño. Las aleaciones de metales, polímeros y cerámicas son necesarios para el cumplimiento de los objetivos marcados.

Realizar nuevos diseños de motores conlleva la necesidad de desarrollar materiales que se ajusten a los objetivos marcados por el diseño. A continuación se muestran los materiales más utilizados para aeromotores. [13]

#### **Aleaciones base níquel y estructuras cerámicas**

La mayor parte de los componentes de la turbina se enfrían mediante el aire del compresor, lo que hace que se aumente la vida útil de estos pero disminuye la eficiencia del motor.

Para reducir la necesidad de enfriar estos componentes se introdujeron los recubrimientos cerámicos en algunos elementos de la turbina como por ejemplo los álabes de la turbina de alta presión. Estos álabes están hechas de una aleación de níquel y se han recubierto de una capa de anclaje que actúa de interfaz para que la pieza tenga una transición paulatina de las propiedades entre la aleación de níquel y el recubrimiento cerámico, que actúa como barrera térmica.

#### **Aluminuro de titanio y matrices metálicas de titanio para materiales compuestos**

En cuanto a los elementos que conforman el compresor, estos no suelen ser enfriados y operan en un rango térmico de 650-750 °C a la salida del compresor. Las aleaciones de titanio se utilizan para los discos y las hojas del compresor debido a que esta aleación tiene una buena tolerancia al fallo y se incrementaba la temperatura máxima que podía soportar. El uso de una aleación

con alta capacidad térmica implica un ahorro de peso. Además, se han realizado mejoras con materiales intermetálicos como los aluminuros de titanio o la fibra de carbono reforzada con matriz de titanio, que supondrán ahorros de peso mayores.

La mejora del aluminuro de titanio gamma frente a las aleaciones de titanio convencionales es la densidad que posee la primera, siendo esta la mitad de densidad respecto a las aleaciones de titanio. Los beneficios que se obtienen con el aluminuro de titanio son un aumento en la rigidez y que no es autoinflamable. La aplicación de este material puede suponer un ahorro de peso del 4 % aproximadamente. Como desventaja está su fragilidad, que es el motivo que impide su uso actual.

En cuanto a la matriz metálica de titanio, estas son utilizadas en el rotor y su uso aumenta la rigidez en un 100 % y la fuerza en un 50 % respecto a las aleaciones de titanio. Además, el uso de este material supone un ahorro de peso del 40 %

Finalmente, una vez ya analizados los materiales más utilizados en el sector aeronáutico se profundizará de mayor manera en las aleaciones de aluminio y los materiales compuestos reforzados con fibra de carbono, ya que como se observa en la Figura 1.1a son los materiales más utilizados.

# 2

## Materiales compuestos

Un material compuesto es un material multifase que puede obtenerse de forma artificial, existiendo fases químicamente diferentes, dónde una fase actúa como matriz (fase continua) y otra como refuerzo (fase dispersa). La función de la matriz es dar cohesión y transmitir las cargas al refuerzo, siendo este el que resiste las cargas. El objetivo de combinar dos materiales diferentes es obtener una combinación de propiedades que no se tienen con los materiales de forma individual. [14]

Los materiales compuestos se pueden clasificar de diversas maneras dependiendo de su naturaleza. A continuación se muestra una clasificación genérica en la que se exponen diversos ejemplos de cada clase de material compuesto:

- Materiales compuestos naturales, como pueden ser los huesos o la madera.
- Materiales microcompuestos, donde se encuentran las aleaciones metálicas o los termoplásticos reforzados
- Macrocompuestos. Este tipo de materiales son los utilizados en ingeniería y un ejemplo es el acero galvanizado o las palas de los helicópteros.

Los materiales compuestos, como ya se ha comentado, son una combinación de dos componentes para conseguir ciertas propiedades que de forma individual no tenían los materiales con los que se parten. La combinación es homogénea y solo se pueden distinguir los componentes a través de un microscopio. Un ejemplo de material compuesto que se usa en la vida cotidiana

son los pañuelos, que están compuestos por unas fibras de colágeno rígidas impregnadas por una matriz con baja rigidez, lo que implica que se tenga una alta resistencia combinada con flexibilidad. [3]

La unión entre la matriz y el refuerzo debe ser la más óptima posible, ya que los materiales compuestos rompen por la unión matriz-refuerzo. Para unir estas dos fases se realiza una interfase, que es una unión físico-química. La matriz hace la función de fijar las fibras y protegerlas de medios externos.

Si se habla del refuerzo se debe tener en cuenta que estos deben tener propiedades mecánicas altas. Hay diversos tipos de refuerzos como la fibra de vidrio o aramida, aunque este trabajo se centra en profundizar el estudio de la fibra de carbono.

También se debe tener en cuenta que cuando se utiliza un material compuesto se pierde anisotropía, es decir, la capacidad que tiene el material para trabajar en todas las direcciones posibles. Para solucionar este problema en el tejido se colocan las capas en diversas direcciones de fibra. [15]

La mayoría de los materiales compuestos que se usan en el ámbito de la ingeniería son combinaciones de dos o más fases dispersas en una escala microscópica para obtener las mejores propiedades posibles.

La resistencia y la tenacidad de las aleaciones metálicas y los plásticos de ingeniería se consiguen combinando fases de alta resistencia con fases de alta ductilidad para aumentar la tenacidad.

Los materiales compuestos también pueden relacionarse con una macroescala. Este hecho es importante para los componentes de ingeniería que consisten en la combinación de dos materiales o más para una actuación en servicio en la cual se necesitan propiedades superiores a las de los materiales individualmente. [3]

Para sintetizar toda la información expuesta se resumen a continuación las tres características principales de un material compuesto:

- Está formado por al menos dos materiales distintos tanto física como mecánicamente.
- Los diversos materiales están mezclados para obtener propiedades óptimas de forma con-

trolada, estando un material disperso en el otro.

- Las propiedades del material compuesto tienen una mejora respecto a las de los componentes de forma individual.

Finalmente, cabe destacar que el surgimiento de los materiales compuestos cambió las reglas del juego en el sector de los materiales, ya que se podían conseguir las propiedades que se quisiesen mezclando diversos materiales. [14]

## 2.1. Comparativa materiales compuestos y convencionales

Los materiales compuestos han ido evolucionando de forma rápida a lo largo de los años en las aplicaciones de ingeniería debido a su potencial. Entre las aplicaciones en las que se utilizan este tipo de materiales se encuentra el sector del transporte, que engloba aeronaves, automóviles y barcos, el sector de la electricidad y hasta el sector deportivo, en el que se hacen por ejemplo hilos de pesca y canoas con estos materiales.

Este crecimiento en el uso de materiales compuesto es debido a que han reemplazado a materiales convencionales como por ejemplo las aleaciones metálica.

Si se comparan las propiedades de ambos materiales no se observarían grandes ventajas en propiedades como la tenacidad y la resistencia en los materiales compuestos frente a los convencionales. Además, la elongación de la fractura es menor en los materiales compuestos, lo que no es deseable.

La ventaja principal que supone el uso de estos materiales es cuando se observa su modulo y resistencia específicas. Estos dos parámetros hacen que se pueda reducir el peso del componente, lo que resulta beneficioso en el sector del transporte. Un ahorro del peso conlleva ahorros de energía y mayor eficiencia, por lo que se conseguirán mayores beneficios. [3]

Un factor a tener en cuenta es que la orientación de la fibra puede hacer que se tengan limitaciones en el material debido a la anisotropía. Aun así, esta limitación se podría ver como una ventaja debido a que da la posibilidad de aumentar propiedades como la tenacidad y la resistencia en una zona específica del material donde sea necesaria.

Por último, se nombrarán los principales desafíos a los que se enfrentan los materiales compuestos:

- Los cambios que pueden sufrir en ambientes húmedos o corrosivos.
- El diseño para tener el contenido de fibra óptimo.
- Desarrollo de resistencia a la corrosión.
- Diseño de materiales compuestos con capacidad de absorción de energía.

## 2.2. Tipos de matrices

Las matrices son la fase continua de los materiales compuestos que tienen como función la fijación de la fase dispersa, las fibras. Otra característica de las matrices es que tienen una función protectora frente a los esfuerzos de compresión y a los medios externos. Además, las matrices transmiten los esfuerzos a la fibra debido a que son los que tienen mejores propiedades mecánicas. [15]

La matriz, aparte de sujetar las fibras, pueden ser diseñadas para obtener la forma deseada para el componente que se esté diseñando mientras que el refuerzo mejora las propiedades mecánicas.

Se puede realizar una clasificación de los tipos de matrices basado en el material con el que se realiza. A continuación se expone la clasificación más común: [16]

### **Matrices cerámicas**

Las propiedades más importantes de las matrices cerámicas es su resistencia a la corrosión, la estabilidad a elevadas temperaturas, tienen una resistencia a compresión elevada y un punto de fusión alto, además de operar bien en ambientes corrosivos.

Debido a las características mencionadas la aplicación de elementos con matriz cerámica se encuentra en elementos que están sometidos a altas temperaturas como los pistones o el rotor de una turbina de gas.

Actualmente, el objetivo principal de los materiales compuestos cerámicos es aumentar su dureza debido a la fragilidad de esta, aunque en contraposición tiene una gran rigidez. [16]

### **Matrices metálicas**

Los materiales compuestos con matriz metálica cuentan con mejores propiedades térmicas y mecánicas que los materiales convencionales. Las matrices metálicas más usadas son de aluminio, cobre, hierro, magnesio, níquel y titanio.

Las matrices de magnesio y cobre se utilizan en el sector de la electrónica. La primera es utilizada debido a que es muy ligera y la segunda por su resistencia al desgaste.

Las matrices de aluminio se usan para mejorar la resistencia del material, mientras que las matrices de titanio se utilizan debido a su resistencia a la corrosión. Ambas matrices se utilizan en el sector aeroespacial. [16]

### **Matrices poliméricas**

Este tipo de matrices son las más utilizadas. Las propiedades de la matriz dependerán del proceso de fabricación que se tenga, ofreciendo así un amplio abanico de posibilidades dependiendo de las propiedades que se necesiten. La característica más destacable de las matrices poliméricas es su bajo peso. Dentro de este tipo de matrices se encuentran dos subtipos: [16]

- Matrices poliméricas termoplásticas
- Matrices poliméricas termoestables

La diferencia principal que se encuentra en estos dos tipos de matrices es que las termoplásticas tienen la capacidad de fundirse, mientras que las termoestables no.

Las matrices termoplásticas no son reticuladas. La resistencia y rigidez que posee esta matriz es debido a las propiedades inherentes de las partículas del monómero, que son las partículas que conforman los polímeros, y su alto peso molecular. [3]

Las matrices termoestables son estructuras reticuladas y con ellas se puede obtener un amplio rango de propiedades mecánicas y físicas. Las matrices termoestables más conocidas son el poliéster y la matriz epoxi.

Hay una gran cantidad de materiales que podrían ser usados como matriz para fibras y el alcance de propiedades es ilimitado. En la realidad, son pocos los materiales utilizados como matrices debido a factores como el coste, la facilidad a la hora de la fabricación o la compatibilidad con las fibras y las propiedades obtenidas.

Las matrices más utilizadas son dos grupos de resinas termoendurecibles (epoxi y poliéster) y tres resinas termoplásticas (nylon, polipropileno y policarbonato). [3]

A continuación se profundizará en mayor medida en la matriz epoxi debido a que este tipo de matriz se ha utilizado en el estudio experimental.

### 2.2.1. Matriz epoxi

La matriz epoxi se está utilizando debido a sus propiedades específicas en el sector aeroespacial. En esta área es importante asegurar la fiabilidad y la durabilidad del material para diversos ambientes, ya que las aeronaves se encuentran expuestas a condiciones extremas. Por tanto, se deben estudiar la fractura de las matrices poliméricas termoestables. En los materiales compuestos la fractura ocurre debido a una rotura de fibras, rotura transversal de la matriz o por una mala cohesión matriz-fibra.

La matriz epoxi es una cadena covalente tridimensional con un patrón repetitivo. Debido a que pertenece a la familia de termoestables, al aumentar la temperatura las propiedades de la matriz se degradarán pero no se producirá una fundición. [8]

En cuanto a las ventajas de esta matriz se encuentra que cuenta con buenas propiedades mecánicas, siendo superiores a otras matrices de su familia como el poliéster. También cuentan con una resistencia a temperatura en un rango de 150 a 190 °C de forma continua. Por último, esta matriz soporta los ambientes húmedos y puede cohesionarse con un gran número de refuerzos.

Sin embargo, es importante conocer también los inconvenientes de la matriz epoxi. El primero de ellos es que su coste es muy alto, además su proceso de polimerización es elevado. Esta matriz resulta un producto agresivo en la piel humana y el polvo de esta matriz es peligroso. Por último, es susceptible a la rotura y las condiciones de su uso son muy estrictas.

En la Tabla 2.1 se muestran las características más representativas de esta matriz.

<b>Características mecánicas</b>	
<b>Densidad</b>	1100-1500 kg/m <sup>3</sup>
<b>Modulo de elasticidad de tracción</b>	30 GPa
<b>Tensión de rotura</b>	60-80 MPa
<b>Tensión de fallo por flexión</b>	100-150 MPa
<b>Elongación de rotura</b>	2-5 %
<b>Resistencia a cizalladura</b>	30-50 MPa

Tabla 2.1: Características mecánicas de la matriz epoxi [8]

Finalmente, cabe destacar que las resinas epoxi se usan normalmente para matrices de materiales compuestos que soportan grandes esfuerzos. De forma acorde su precio es elevado y debido a esto solo representa el 5 % del mercado de materiales compuestos. [8]

## 2.3. Tipos de refuerzos

Los refuerzos más utilizados en los materiales compuestos son la fibra de vidrio, carbono y aramida, ya que, de manera similar a la matriz, son los que mejor combinación de coste, fabricación y propiedades tienen. A continuación se explicara de forma más detallada cada tipo de fibra. [3]

### Fibra de vidrio

La fibra de vidrio es una de las fibras más importantes en el consumo. La más utilizada es la fibra de vidrio E, que se utiliza para aplicaciones tales como la carrocería de los automóviles o las tuberías. Entre las características más destacables de este grupo se encuentra su resistencia específica a tracciones altas, que tiene una buena estabilidad mecánica en el rango de -30 °C a 200 °C y que la dilatación y conductividad térmica de este material es baja. También se debe tener en cuenta que las prestaciones mecánicas de este componente son medias al compararse con las de la fibra de carbono.

### Fibra de aramida

Este tipo de fibras es de la familia comercial del Kevlar, que es un material compuesto utilizado para realizar chalecos de protección antibalas. Las características principales de este tipo de fibra es su alta tenacidad, tienen una buena resistencia al impacto y una gran capacidad de absorción de energía. La naturaleza de esta fibra es polimérica. [15]

### **Fibra de carbono**

Este tipo de fibras se utilizan en piezas que requieran de una rigidez alta, ya que las fibras de vidrio no sirven para estas aplicaciones. La fibra de carbono es el refuerzo más importante en el ámbito tecnológico. Las ventajas de este tipo de fibras se muestran a continuación:

- Resistencia a rotura bajo tracción o compresión elevada.
- No tiene plasticidad
- Resistente a temperatura, humedad y a fatiga.
- Dilatación térmica nula.
- Conductividad térmica y eléctrica elevada.
- Densidad baja.

También se deben tener en cuenta los inconvenientes que puede suponer tratar con este tipo de fibras. Entre ellos se encuentran su alto precio y que debe ser procesado con precaución debido a que son quebradizas. Además, tiene baja resistencia al choque y a la abrasión. [15]

A continuación se explica de forma más detallada la fibra de carbono, debido a que es la fibra utilizada en la parte experimental del proyecto y su importancia en el sector aeroespacial.

#### **2.3.1. Fibra de carbono**

La fibra de carbono es un material apreciado en el sector aeroespacial debido a las propiedades mecánicas que presenta, así como por su bajo peso.

Un polímero es una cadena de moléculas de gran tamaño, pudiendo tener origen sintético o natural. La fibra de carbono se forma a partir de cristales de grafito turboestrático, que es

una de las formas alotrópicas del carbono. Los miles de filamentos de entre 5 y 10 micrómetros forman un hilo. Estos filamentos están formados únicamente por átomos de carbono, por lo que su estructura es parecida a la que puede tener el grafeno. El patrón que siguen los átomos es un hexágono regular. La diferencia entre el grafeno y la fibra de carbono es que en esta última los filamentos se disponen de forma aleatoria, por lo que no forman una estructura cristalina regular, al contrario de lo que ocurre en el grafeno.

Como se ha comentado anteriormente, una fibra de carbono está compuesta de miles de filamentos de átomos de carbono. Aún así, la densidad de este material es mucho menor que otros materiales que se utilizan en el sector aeroespacial. En la Tabla 2.2 se recogen las densidades de diversos materiales en los que se comprueba que la diferencia de densidades entre la fibra de carbono y los demás es notoria. [14]

<b>Material</b>	<b>Densidad (g/cm<sup>3</sup>)</b>	<b>E (GPa)</b>
Fibra de carbono (HT, IM)	1.6 - 1.7	200-300
Aluminio	2.7	70
Ti-6Al-4V	4.43	110
Acero	7.8	210

Tabla 2.2: Densidad de diversos materiales

Los átomos de cada capa están unidos por enlaces covalentes fuertes y fuerzas de Van der Waals débiles. El espaciado que hay entre capas es de aproximadamente 0.34 nanómetros. Para poder obtener un alto módulo y resistencia las capas deben estar alineadas paralelas al eje de la fibra. El módulo dependerá del nivel de perfección a la hora de alinear las capas, lo que variará dependiendo del proceso de fabricación y las condiciones a las que esté expuesto el material.

Como resulta evidente, las imperfecciones conllevará que la fibra contenga imperfecciones y, por tanto, puntos débiles. Se encuentran dos tipos de fibra de carbono dependiendo del tratamiento térmico que se realice y que propiedad se desee maximizar: [3]

- Fibra de carbono tipo I: Las fibras se han grafitizado para obtener la máxima tenacidad posible pero tienen una baja resistencia.
- Fibra de carbono tipo II: Las fibras se han grafitizado para obtener la mayor resistencia

posible.

En la Figura 2.1 se puede observar como afecta la temperatura del tratamiento térmico en las propiedades de la fibra de carbono.

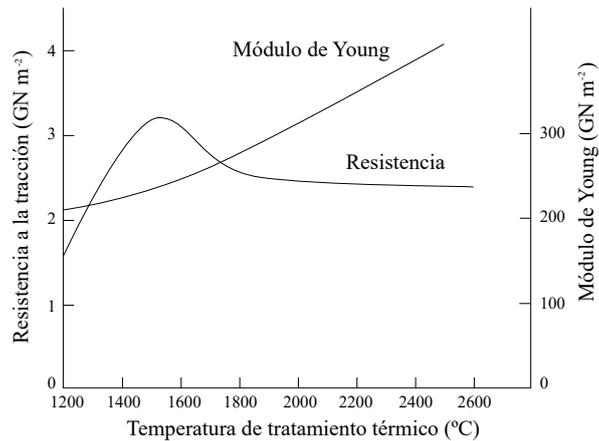


Figura 2.1: Efecto del tratamiento térmico de la fibra de carbono en el módulo de Young y la resistencia [3]

Además, en la Figura 2.2 se puede observar de forma clara como la fibra de carbono tipo II tiene una tensión de rotura mayor debido a que tiene una mayor resistencia que la fibra de carbono de tipo I.

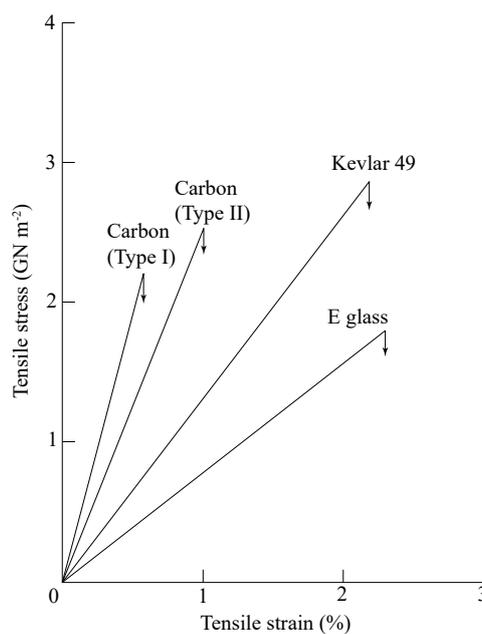


Figura 2.2: Curvas de tensión-deformación de las fibras más usadas [3]

La diferencia en el peso es lo que hace a la fibra de carbono rivalizar con los metales y las aleaciones. Si hablamos de las propiedades mecánicas de este material hay distintos tipos de fibra según su módulo de Young: [14]

- Fibras de carbono UMH (Ultra alto módulo de Young)  $\approx 500$  GPa
- Fibras de carbono IM (Módulo de Young intermedio)  $\approx 300$  GPa
- Fibras de carbono HT (Módulo de Young de alta fuerza)  $\approx 200$  GPa

El módulo de Young describe la deformación de un material en función a la dirección en la que se aplica una fuerza. Si se vuelve a observar la Tabla 2.2 se puede comprobar que para fibras de carbono UMH e IM se necesita una mayor tensión para deformarlo en contraposición con los otros materiales. Comparando únicamente el peso y el módulo de Young se puede decir que la fibra de carbono es más resistente que el acero, teniendo un peso tan ligero como el plástico. [17]

Además de la alta rigidez y el bajo peso, otras ventajas que ofrece la fibra de carbono es que no se ve afectada por las variaciones de temperatura, por lo que mantendrá su forma original en un amplio rango de temperaturas. Esto es un factor clave en el sector aeroespacial en el que se somete la aeronave a cambios bruscos. La fibra de carbono también tiene una gran capacidad de aislamiento térmico debido a que absorbe la energía en forma de calor y de esta manera reduce su transmisión y tiene una dilatación térmica nula. Por último, también es importante destacar que este material es resistente a la corrosión y a la humedad.

Las desventajas que la fibra de carbono presenta es que su coste de fabricación es caro debido a que es un proceso complejo, además este es contaminante y es un material de difícil reciclabilidad. [15]

### 2.3.2. Comparación entre fibras

A continuación se va a realizar una comparativa entre los tres tipos de fibra ya mencionados anteriormente, debido a que tienen distintas comparativas debido a las configuraciones de unión. La comparación se ha realizado en base a tres aspectos que se tratan a continuación.

#### Propiedades específicas

El factor más importante de los materiales compuestos es el ahorro de peso que suponen frente al resto de materiales. Este ahorro se consigue con el uso de fibras que tengan una baja densidad y que tengan alto módulo y tenacidad.

En la Tabla 2.3 se especifican los valores de cada fibra, aunque se debe comentar que la comparación no es del todo correcta debido a que las fibras deberían estar unidas a una matriz para ser consideradas componentes estructurales.

	Unidades	Carbono tipo I	Carbono tipo II	Vidrio E	Kevlar 49
$E/\rho$	$GPa/10kgm^{-3}$	200	143	30	86
$R/\rho$	$GPa/10kgm^{-3}$	1.1	1.5	1.4	2.2

Tabla 2.3: Propiedades específicas de los tipos de fibras más usados [3]

Si se observa la Tabla 2.3, la fibra de carbono es la que mayor modulo de Young posee seguida del Kevlar 49, que es fibra de aramida. Por otra parte, la fibra de aramida es la que presenta una mayor resistencia específica, lo que se puede comprobar también en la Figura 2.2, en la cual se muestra que dicha fibra es la que mas tensión soporta antes de la rotura. También es importante mencionar que las propiedades de la fibra dependerán de la orientación de estas.

### Estabilidad térmica

Cada fibra tiene un rango de temperaturas en las cuales sus propiedades no se ven afectadas. En el caso de la fibra de carbono, si esta se encuentra en ausencia de aire y otras atmósferas oxidantes el rango de la fibra de carbono va desde los 1200 °C a los 2600 °C. Se debe tener en cuenta la matriz que va con cada fibra, ya que en el caso de utilizar una matriz polimérica el componente no deberá superar los 200 °C debido a que al superar esa temperatura las matrices poliméricas suelen perder sus propiedades. [3]

En cuanto a la fibra de vidrio E, esta sufre una disminución de la resistencia y el módulo de Young cuando está expuesta a temperaturas superiores a los 250 °C, por lo que no se debe superar esta temperatura.

La fibra de aramida, concretamente el Kevlar 49, tiene una menor resistencia térmica que los otros tipos de fibra, por lo que se utiliza con matrices polimericas.

Se debe tener precaución en la fabricación del material compuesto, ya que se pueden deteriorar las propiedades de la fibra durante el proceso. En el caso de la fibra de vidrio las propiedades son reversibles pero con el Kevlar 49 las propiedades afectadas por calor son irreversibles y se verán deterioradas, así como su estructura interna.

### **Fractura de la fibra**

Si se vuelve a observar la Figura 2.2, en la que se muestra la gráfica de la tensión-deformación de las fibras se podría llegar a la conclusión que todas las fibras rompen de forma abrupta, siendo la rotura frágil y sin ninguna reducción de área. En el caso de la fibra de carbono y vidrio la rotura es frágil pero con el Kevlar 49 se tiene una rotura dúctil. [3]

## **2.4. Procesos fabricación para materiales compuestos**

El proceso de fabricación de los materiales compuestos es de vital importancia debido a que dependiendo del nivel de precisión que se tenga se tendrán unas propiedades distintas.

El primer paso que se realiza a la hora de fabricar un material compuesto es el laminado de la fibra. Con las fibras se hacen laminados que se pondrán en diferentes ángulos para aumentar las propiedades. Después se realiza la impregnación de la fibra en la resina. El éxito de un proceso de fabricación es que a escala microscópica veamos que entre las fibras haya resina. Si se encuentra aire entre las fibras se tiene un defecto llamado microporosidades. [4]

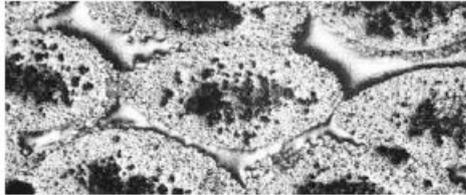
A continuación se explicarán los principales defectos que se pueden encontrar a la hora de realizar un material compuesto:

**Falta de impregnación:** Este defecto es el mostrado en la Figura 2.3a, en este se observa aire entre las mechas, por lo que se tienen microporosidades que afectarán a las propiedades del material.

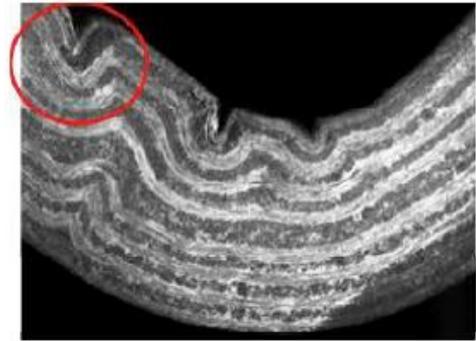
**Lay-up incorrecto:** El proceso de lay-up es la operación de colocar las telas. Estas telas se podrán colocar en diversos ángulos para mejorar la anisotropía del material. En la Figura 2.3b se observa como se ha realizado el lay-up incorrecto y se ha hecho una arruga en el material.

**Curado incorrecto:** La resina debe curarse para tener las propiedades óptimas. El grado

de curado va de 0 a 1 y si se saca la pieza antes de que este curada la resina todavía estará activo y puede crear tensiones y defectos sobre la pieza.



(a) Microporosidades



(b) Lay-up incorrecto

Figura 2.3: Defectos comunes en la fabricación de materiales compuestos [4]

En cuanto a los procesos de conformado de materiales compuestos se tienen dos formas posibles de realizarse: Por vía seca, donde el material no viene preimpregnado con la matriz o por vía húmeda, en el cual el material sí viene preimpregnado con la matriz.

Se explica a continuación algunos de los procesos de fabricación más utilizados para la fabricación de composites con matriz termoestable.

#### 2.4.1. Fabricación por molde abierto

**Moldeo manual:** Se parte de un molde en el cual se pone desmoldeante. Se pondrá una capa fina de fibra para que se adhiera al molde y luego se añadirán más capas de resina y para evitar las burbujas que perjudicarían las prestaciones se aplica presión con un rodillo para eliminarlas.

**Moldeo al vacío:** Sirve para eliminar el exceso de resina y aumentar la compactación de la pieza. El proceso es el mismo que por moldeo manual, terminando sellándolo al vacío. Se pone un ensangrante y la bolsa. Salen piezas de mejor calidad que por moldeo manual.

**Proyección simultánea:** Consiste en «pintar con pistola», pero en este caso en vez de pintura se tiene una resina catalizadora con fibra. La pistola tiene cuenta con un cuchillo que corta la fibra dependiendo del tamaño que se desee. El laminado se hace rapido y cuesta menos pero no se tiene una gran calidad de pieza. Además, al cortar la fibra se tienen peores propiedades.

**Pultrusión:** El material de partida es hilo sin trenzar que antes de entrar en el molde pasa por un baño de resina. Posteriormente se introduce en un molde con forma de boquilla de sección constante, donde adquirirá dicha forma. La fibra es larga, por lo que tiene buenas propiedades mecánicas pero está limitado en la forma. Además, el molde debe estar calefactado para que el material compuesto cure.

**Moldeo por bobinado:** Similar a pultrusión pero sirve para realizar otras geometrías. Permite hacer un trenzado más complejo. Se trenza antes de que entre al molde y el ratio resina-fibra se hace llenándolo de resina para quitar huecos de aire y posibles microporosidades. Las propiedades mecánicas que se obtienen son excelentes y crea piezas de revolución. Cierta parte del fuselaje de las aeronaves se hace con este método.

#### 2.4.2. Fabricación por molde cerrado

**Moldeo por compresión:** Se realiza comprimiendo la resina y la fibra en una prensa. Esto hará que la resina y las fibras fluyan y estén compactadas.

**Procesos por transferencia de resina:** Con este proceso se obtiene la geometría que se desee. El esquema es que mediante una resina y un catalizador. Una máquina de inyección mueve el pistón que lleva las dos resinas hasta el cabezal de mezcla, donde se mezclan. Esta mezcla se inyecta en el molde por presión positiva. La mezcla no se realiza hasta el momento de realizarlo porque se solidificaría cuando pasase el tiempo. Dentro de este tipo de fabricación se encuentran diversas formas de fabricación. A continuación se exponen las más destacables:

- **RTM (Resin Transfer Molding):** Este método se intenta asemejar a la inyección de plásticos para los compuestos. El proceso tiene que tener presión positiva y tanto molde como contramolde rígido. Este proceso se utiliza para piezas pequeñas (0.5 m). La desventaja es que la tendencia del molde es a abrirse pero la calidad de la pieza es muy buena.
- **C-RTM (Compresion RTM):** Inicialmente se hace un llenado a baja presión. El contramolde después compacta el tejido y la resina llenará el espacio restante del molde. Este proceso es el más rápido en producción.

# 3

## Aleaciones de aluminio

Las aleaciones de aluminio son el material principal de las aeronaves desde 1920, donde se sustituyó la madera por este material. [18]

El motivo del uso de las aleaciones de aluminio frente a otros metales reside en su bajo precio, es un metal ligero en el cual se pueden realizar tratamientos para su endurecimiento. Además, los procesos de fabricación de las aleaciones de aluminio son sencillos, lo que afecta a disminuir el coste total. También se deben tener en cuenta las desventajas con las que cuenta, como es por ejemplo su bajo módulo de elasticidad, que trabaja en un rango de temperaturas relativamente bajo y su susceptibilidad a la corrosión. [5]

Las propiedades de las aleaciones de aluminio han ido mejorando conforme se realizaron estudios con el fin de obtener unas mejores características de diseño. A modo de ejemplo se muestra en la Figura 3.1 la evolución de las aleaciones de aluminio con respecto al límite elástico.

El aluminio es uno de los metales estructurales más importantes para aplicaciones de ingeniería. La primera aleación que se utilizó para el sector aeroespacial fue el duraluminio (AA2017), que contaba con un límite elástico de 280 MPa. Las propiedades de las aleaciones se mejoraron con la implementación de nuevos sistemas de aleaciones, modificaciones en la composición y por el uso de tratamientos térmicos. Poniendo un ejemplo de los descubrimientos que se realizaron, se llegó a la conclusión de que las aleaciones de que contenían zinc y magnesio tenían una resistencia mayor a las aleaciones que no contenían estos elementos.

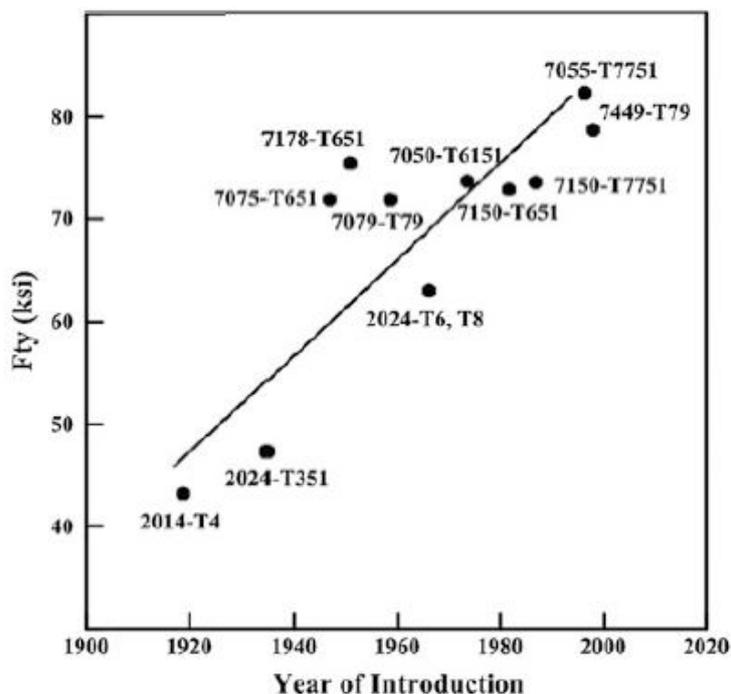


Figura 3.1: Límite elástico frente a las aleaciones de aluminio utilizadas a lo largo del tiempo. [5]

Las propiedades de las aleaciones han sido mejorándose paulatinamente ligadas a las necesidades tecnológicas de la época. Cuando se comenzaron a construir aeronaves de mayor tamaño, las aleaciones del momento (AA7075-T6) eran susceptibles a romper por corrosión en la dirección transversal. Por tanto, se desarrolló una nueva generación de aleaciones en las cuales se mejoró la resistencia a corrosión, fractura y fatiga. Un ejemplo de esta nueva generación es la aleación AA7085<sup>1</sup>. [5]

Por tanto, se puede decir que las investigación y mejora de las características de las aleaciones van de la mano con los requerimientos tecnológicos del momento y, aunque ahora su uso en el sector aeroespacial se está viendo reducido por la aparición de los materiales compuestos, sus propiedades estructurales lo dotan de gran importancia en el sector.

<sup>1</sup>La tipología de aleaciones según su número de serie será estudiado en posteriores secciones.

### 3.1. Propiedades

En esta sección se van a explicar de forma breve las propiedades más importantes del aluminio puro. Las aleaciones de este material se usan para mejorar las carencias que puede tener el material base para algunas aplicaciones específicas. Las propiedades más destacables son las que se nombran a continuación:[19]

- Cuenta con una menor densidad que el acero ( $2.7 \text{ g/cm}^3$ )
- Tiene una buena resistencia a la corrosión
- Su endurecimiento puede realizarse por acritud y tratamiento térmico
- Es ligera y fácilmente reciclable
- Cuenta con propiedades criogénicas. No tiene fragilización a baja temperatura, de hecho se comporta de forma más resistente con la disminución de la temperatura, sin una pérdida significativa de la ductilidad

En cuanto a las desventajas que presenta el aluminio y sus aleaciones se debe destacar que se tiene que limitar su uso dependiendo del rango de temperatura en el que se trabaje ( $150 \text{ }^\circ\text{C}$  para tiempos largos y  $250 \text{ }^\circ\text{C}$  en tiempos cortos), ya que pierde las propiedades. Otro factor importante es que este material puede no ser apto para algunas especificaciones debido a su bajo módulo de elasticidad, lo que lo hace flexible. También cabe destacar que no tiene límite de fatiga y que en el uso de aleaciones de aluminio los aleantes perjudican a la resistencia a corrosión del material. [2]

El aluminio puro es débil, con una tensión de rotura que versa entre  $90$  y  $140 \text{ N/mm}^2$  dependiendo del templado. Este se utiliza para conductores eléctricos y productos domésticos. Para uso estructural se tiene que endurecer mediante aleantes. A continuación se tratarán de forma breve algunas características de las aleaciones de aluminio. [9]

**Peso:** La densidad de las aleaciones de aluminio ronda los  $2.67$ - $2.8 \text{ g/cm}^3$ , teniendo una densidad similar a la del aluminio puro. En la Tabla 3.1 se muestran las densidades de diversos metales, en el que se puede comprobar que el aluminio es el que menor densidad presenta.

Material	Densidad (g/cm <sup>3</sup> )
Aluminio	2.7
Titanio	4.51
Hierro	7.87
Cobre	8.93
Plomo	11.34

Tabla 3.1: Densidad de diversos elementos metálicos [9]

**Constantes elásticas:** El aluminio puro, como ya se ha comentado antes, tiene un bajo módulo elástico (69 kN/mm<sup>2</sup>) si se compara con otros materiales metálicos como el acero estructural (205 kN/mm<sup>2</sup>). Esta constante elástica disminuirá conforme se incremente la temperatura del ambiente en el que se encuentre, bajando a 59 kN/mm<sup>2</sup> cuando se somete a 200 °C. En cuanto al coeficiente de Poisson, que indica la contracción lateral del material cuando se realiza un esfuerzo de tensión, tiene un valor de 0.33.

**Expansión térmica:** El coeficiente de dilatación térmica  $\alpha$  tiene un valor de  $22\text{-}24.54 \cdot 10^{-6}/^{\circ}\text{C}$  para las aleaciones de aluminio de forja. Este coeficiente indica en cambio que sufre el material en su longitud cuando el cuerpo cambia de temperatura. Se debe destacar que  $\alpha$  incrementa con la temperatura, llegando su valor a  $26 \cdot 10^{-6}$  para los 200 °C.

**Constantes térmicas:** El aluminio es un material que se utiliza en intercambiadores de calor como alternativa al cobre. La conductividad térmica del aluminio puro es 240 W/m°C. La conductividad se ve reducida con los aleantes, pudiendo bajar hasta un 50 %.

**Conductividad eléctrica:** El aluminio puro es utilizado en aplicaciones eléctricas, haciéndole competencia a otros materiales utilizados en ese sector como el cobre. De nuevo, como en el caso de las constantes térmicas, su conductividad eléctrica se ve reducida con los aleantes.

Para resumir la información ya expuesta, las ventajas del uso de aluminio frente a otros metales es su ligereza, es inoxidable, lo que permite que se pueda utilizar sin ninguna capa de pintura<sup>2</sup>.

<sup>2</sup>Algunas aleaciones de aluminio se pueden corroer en ambientes extremos, en ese caso si se recomienda pintar el material para protegerlo.

Además, su proceso de extrusión, que es la forma estándar de producir las secciones de aluminio, es más versátil que otros procesos de fabricación de otros materiales como puede ser la laminación del acero. También se debe destacar que son fácilmente soldables y gracias a sus propiedades criogénicas son de uso para actuaciones que se encuentren a bajas temperaturas.

Los factores que pueden implicar unas peores actuaciones en un sistema son el pandeo que tiene debido a su bajo módulo de Young, someterlo a altas temperaturas y en el caso de las soldaduras la zona afectada por el calor (ZAC), que puede hacer que se bajen propiedades como la dureza en las zonas de unión. [9]

Si se compara esta aleación con otro material como es el acero se puede observar que las aleaciones de aluminio tiene muchas similitudes con el acero estructural. Las propiedades mecánicas son inferiores a las del acero pero en cambio son similares en cuanto a la resistencia, siendo el acero estructural menos dúctil. Debido a la importancia del peso en el sector aeroespacial las aleaciones de aluminio son muy usadas.

## 3.2. Aleaciones

Las aleaciones de aluminio se pueden clasificar dependiendo de si se pueden realizar un tratamiento térmico o no. Esto depende de si se pueden tener un endurecimiento por precipitados. Este es un mecanismo de endurecimiento por formación de partículas de segundas fases distribuidas uniformemente en el interior de una matriz dúctil. Las partículas se llaman precipitados. [2]

Las aleaciones en las que se pueden realizar tratamiento térmico contiene elementos que disminuyen su solubilidad sólida cuando decrece la temperatura. Los aleantes más importantes para el aluminio son el cobre, litio, magnesio y zinc. [5]

Para que un sistema de aleación sea endurecible por precipitación si su diagrama cumple las siguientes condiciones, necesarias pero no suficientes: [2]

- La solubilidad máxima de un componente en otro debe ser considerable
- El límite de solubilidad del componente mayoritario debe disminuir muy rápidamente al

descender la temperatura, por debajo de la línea de solvus<sup>3</sup>.

Otra posible clasificación de las aleaciones de aluminio es dependiendo de si se pueden utilizar para forja (la aleación esta siempre en estado sólido) o para fusión (la aleación no siempre está en el mismo estado).

**Aleaciones de forja:** Estas aleaciones son trabajadas en estado sólido con la ayuda de herramientas específicas. Con estas aleaciones se consiguen mejores propiedades mecánicas que con las aleaciones de fusión y se tienen mejores acabados. Además, tiene una integridad estructural mayor que las aleaciones de fusión debido a que no tiene los defectos de fusión.

Para nombrar los distintos tipos de aleaciones de forja se utiliza una designación de cuatro números. El primer número de la serie indica el grupo de la serie. Cada serie tiene unos aleantes característicos distintos, como se muestra en la Tabla 3.2.

Elementos	Serie
Aluminio	1XXX
Aluminio-Cobre	2XXX
Aluminio-Manganeso	3XXX
Aluminio-Silicio	4XXX
Aluminio-Magnesio	5XXX
Aluminio-Magnesio-Silicio	6XXX
Aluminio-Zinc	7XXX
Otros elementos	8XXX

Tabla 3.2: Series de aleaciones de forja [5]

**Aleaciones de fusión:** Las aleaciones en las cuales se utiliza este proceso son fundidas para llevarlas a un molde que consiga la forma deseada. Estas aleaciones tiene un mayor número de aleantes que las aleaciones de forja, además de una menor tensión de rotura debido a la dificultad de eliminar los defectos causados por la fusión.

La designación de estas aleaciones son incorporando un punto decimal en la serie. Como

<sup>3</sup>Esta línea indica la temperatura en la cual dos elementos pasan de ser una disolución sólida para ser dos disoluciones sólidas de distinta composición.

ocurría en las aleaciones de fusión, el primer número de la serie indica los aleantes principales de la serie. En la Tabla 3.3 se muestran los principales tipos de aleaciones para fusión. [5]

<b>Elementos</b>	<b>Serie</b>
Aluminio	1XX.X
Aluminio-Cobre	2XX.X
Aluminio-Silicio + Mg + Cu	3XX.X
Aluminio-Silicio	4XX.X
Aluminio-Magnesio	5XX.X
Aluminio-Zinc	7XX.X
Aluminio-Estaño	8XX.X

Tabla 3.3: Series de aleaciones de fusión [5]

También se debe tener en cuenta que las aleaciones que no tienen tratamiento térmico se endurecen aplicando frío en el proceso de fabricación. Dependiendo del grado en el que se aplique se tendrán una combinación distinta de resistencia y dureza. Para esto se designa con la letra H la aleación para determinar que se ha realizado un endurecimiento por deformación plástica. Irá acompañado de un número para saber el grado de endurecimiento, el más resistente es el H14. [9]

Otro parámetro destacable es el tipo de tratamiento térmico que ha tenido la aleación. Este se indica al finalizar el nombre de la aleación tras un guión. Los tipos de tratamientos térmicos más destacables son: [5]

- T3 Tratamiento térmico de solución, temple, acritud y madurado natural
- T4: Envejecimiento natural
- T6: Envejecimiento artificial
- Tratamiento térmico de solución, temple, acritud y madurado natural con ligero sobreenvejecimiento

Una aleación a igualdad de composición es mejor si está hecha en forja, ya que cuenta con mejores propiedades. En el sector aeroespacial se utiliza mayoritariamente aleaciones de forja.

[2]

### 3.3. Tipos de aleaciones de forja

Debido a que la mayor parte de las aleaciones de aluminio son de forja se explicará cada una de ellas de forma más detallada a continuación. Se dividirá en dos subgrupos, dependiendo de si las aleaciones pueden tener un tratamiento térmico o por el contrario no pueden. [9]

#### 3.3.1. Aleaciones con tratamiento térmico

**Serie 2XXX:** Estas aleaciones comprende una serie de aleaciones que contienen cobre de forma conjunta con otros aleantes como el magnesio, el manganeso y el silicio. La serie 2XXX tiene productos que cuentan con alta resistencia y es de gran uso en el sector aeroespacial. Debido a que los materiales de esta aleación están ligados al sector aeroespacial se tiene un control de calidad a la hora de la fabricación más exhaustivo y controlado que en otros ámbitos de la ingeniería y, por tanto, su coste aumenta. Las propiedades que tienen estas aleaciones son similares a las de los aceros, con una tensión de rotura de  $400 \text{ N/mm}^2$  y una buena ductilidad. Aún así, también se debe señalar que las aleaciones 2XXX tienen defectos como que no son buenas para extrusionar, la soldadura es mala y tienen una resistencia a la corrosión baja, aunque se puede solucionar usando Alclad<sup>4</sup>. [9]

**Serie 6XXX:** Esta serie de aleaciones es la más utilizada dentro de las aleaciones de tratamiento térmico. Los aleantes principales son el magnesio y el silicio. Una característica de estos materiales es que tienen una buena soldabilidad, aunque pueden haber zonas en las que se disminuyan las propiedades debido a la zona afectada por el calor. Se pueden dividir estas aleaciones en una aleación fuerte y otra débil. La aleación fuerte conlleva un tratamiento térmico T6 y se suele utilizar para elementos estructurales. La aleación débil es la opción más utilizada para la extrusión, ya que entre las aleaciones es la que mayor facilidad presenta para hacer secciones delgadas complejas. Se usan para elementos que no sufren altas cargas y necesitan un acabado superficial bueno.

---

<sup>4</sup>Alclad: Lamina de aluminio resistente a la corrosión formado por superficie de aluminio de alta pureza ligadas a un núcleo de aluminio de alta resistencia. Sirve para aumentar la resistencia a la corrosión. [2]

**Serie 7XXX:** Los aleantes principales en este caso son el zinc y el magnesio. De la misma manera que en la serie 6XXX se puede presentar la aleación de dos formas: fuerte y débil. La aleación fuerte de esta serie tiene la mayor tensión de rotura de todos los tipos de aleaciones de aluminio, con un valor de  $550 \text{ N/mm}^2$  si se le aplica un tratamiento térmico T6. Gracias a esto dichas aleaciones son utilizadas en las aeronaves, aunque ellas cuentan con una resistencia a corrosión baja y no se pueden utilizar para soldado. La aleación débil no se usa en el sector aeroespacial y sus propiedades son parecidas a la aleación fuerte de la serie 6XXX. La aleación 7XXX tiene mejores propiedades mecánicas que la 6XXX pero en contraposición su resistencia a la corrosión es peor.

### 3.3.2. Aleaciones sin tratamiento térmico

**Serie 1XXX:** Este material comercial es aluminio puro con diferentes rangos de pureza. El tercer y cuarto dígito de la serie representan la pureza. Como ya se ha dicho, el aluminio puro es un material débil con una tensión de rotura de  $150 \text{ N/mm}^2$ , por lo que su uso se reserva a cuando se necesita una resistencia a la corrosión crítica, como puede ser por ejemplo en una planta química.

**Serie 3XXX:** Esta serie contiene manganeso y magnesio en algunos casos. La adición de estos aleantes provoca que la aleación doble la dureza que respecto a la serie 1XXX. La tensión de rotura de estas aleaciones puede llegar hasta los  $200 \text{ N/mm}^2$  o superar este valor.

**Serie 4XXX:** Este tipo de aleaciones no son utilizadas usualmente. Su uso se reserva a la fundición y su uso aparece en la arquitectura.

**Serie 5XXX:** Esta aleación es la más utilizada para uso estructural en las aleaciones que no cuentan con tratamiento térmico. El contenido de magnesio varía del 1 al 5%, por lo que se tiene un gran rango de tenacidad y ductilidad dependiendo del contenido de estos aleantes. Esto hace que se pueda tener el tipo de aleación idónea dependiendo de la función que se quiera. Además, son buenos resistentes frente a la corrosión, aunque pueden tener zonas afectadas en las aleaciones con mayor tenacidad si se someten a altas temperaturas. [9]

### 3.4. Aluminio serie 6XXX

El ratio resistencia-peso que ofrecen las aleaciones de la serie 6XXX, además de sus propiedades mecánicas, ha sido uno de los motivos por los cuales se ha utilizado para aplicaciones como vehículos militares, cohetes y aeronaves, tanto para uso civil como militar. Entre las propiedades que ya se han citado se encuentran su buena plasticidad, capacidad para realizar conformado, su buena unión con otros elementos y que tiene una alta resistencia frente a la corrosión.

De forma natural, si se desea que la aleación cuente con propiedades de calidad esto conlleva un diseño de la aleación preciso, un desarrollo en la tecnología de procesado y una mejora de las propiedades mecánicas.

Para incrementar las propiedades se deben hacer uso de aleantes. Los aleantes afectaran a la soldabilidad, resistencia a la corrosión, conductividad, densidad y el aumento de resistencia. Los mecanismos más utilizados para aumentar la resistencia son endurecimiento por precipitados, envejecimiento artificial y deformación plástica. [20]

El objetivo principal es el de diseñar una aleación con la microestructura idónea para aumentar propiedades como la resistencia, ductilidad, dureza, resistencia a la corrosión y a la fatiga.

El procesado es otro factor importante para determinar las propiedades de las aleaciones de aluminio, ya que dependen de la microestructura y el tamaño de grano y su distribución. Esto implica que se debe tener un especial cuidado en procesos de recristalización o el crecimiento del grano a la hora del diseño para tener las propiedades necesarias.

Las aleaciones de aluminio se usan en el sector del transporte debido a su bajo peso. La evolución de las aleaciones de la serie 6XXX son debidas a la facilidad con la que se pueden integrar a diversos componentes y su fiabilidad. Esta aleación se usa fabricada por extrusión en multitud de sectores del transporte como el aeroespacial o el automovilístico.

De forma concreta, en el sector aeroespacial se usa esta aleación tratada térmicamente. La resistencia y conformabilidad final estará determinado por el tratamiento térmico y los métodos de endurecimiento. Una buena extrudabilidad, resistencia a la corrosión y soldabilidad se consiguen realizando un tratamiento térmico T4 y si se desea mejorar la resistencia se utilizan tratamientos T6. [20]

# 4

## Fabricación aditiva

La fabricación aditiva trata de utilizar la información que se ha procesado con una aplicación de diseño por ordenador (CAD) para convertirlo en un archivo STL que transformará la geometría en diversas formas geométricas que contienen la información de cada capa para poder imprimirla. Uno de los motivos por los cuales este tipo de fabricación está siendo tan innovador y usado en sectores como el aeroespacial es debido a que mediante este proceso se consigue una bajada del peso de las piezas.

Debido a que las tecnologías son muy recientes aún queda mucho trabajo por realizar para que se puedan considerar una forma de fabricación estándar en la industria, ya que no todos los materiales pueden usarse para realizar piezas mediante este método. Aún así, es necesario pulir algunos defectos que conlleva la fabricación aditiva como por ejemplo la mejora de la precisión en la pieza. [7]

La fabricación aditiva tiene el potencial de revolucionar y transformar el ámbito de la fabricación en el sector de la industria ya que tiene la capacidad de realizar piezas complejas en una sola operación, lo que reduce costes, consumo de energía y es menos contaminante.

La fabricación aditiva se puede definir como un proceso en el cual se unió de materiales por capas para conseguir un objeto en 3D. El pensamiento general es que la fabricación aditiva solo se realiza con plásticos pero este proceso se puede hacer con multitud de distintos materiales como metales, cerámicas y materiales compuestos. [21]

Los objetivos impuestos para mejorar la fabricación aditiva y acelerar su proceso para nor-

malizarla en el sector aeroespacial son los que se muestran a continuación: [22]

- Se debe dar prioridad al desarrollo de monitorización y integración de procesos de la maquinaria. Se debe conocer la variabilidad entre máquinas para que pueda ser controlado.
- Desarrollo de la estructura integrada mediante objetos fabricados por fabricación aditiva y herramientas de diseño de materiales para acelerar el uso de esta tecnología en el sector aeroespacial.
- Estudio de como afecta la fabricación aditiva a la microestructura y propiedades de los materiales.

Debido a que con la fabricación aditiva se pueden realizar piezas complejas en una sola operación, lo que no puede realizarse con la maquinaria convencional, esto abre las puertas a nuevos métodos de diseño.

Gracias a la fabricación aditiva se pueden tener una reducción de coste, tiempo y interacción humana. Cabe destacar que el desarrollo de la fabricación aditiva viene dado por otras tecnologías anteriores como el diseño ayudado por ordenador (CAD), fabricación asistida por computadora (CAM) y el control numérico por ordenador (CNC). [21]

## 4.1. Clasificación

Se pueden realizar diversas clasificaciones de las formas de fabricación aditiva dependiendo de parametros como el material usado o el proceso de fabricación utilizado. En la Figura 4.1 se muestra la clasificación por la que se ha optado en este trabajo. El criterio de está clasificación se basa en la forma que presenta el material antes de realizarse la pieza, pudiendo estar en estado sólido, líquido o en forma de polvo. [7]

A continuación se explicará de forma breve el funcionamiento de las diversas formas de fabricación aditiva, indicando cual es el proceso que se sigue para conformar la pieza final. [23]

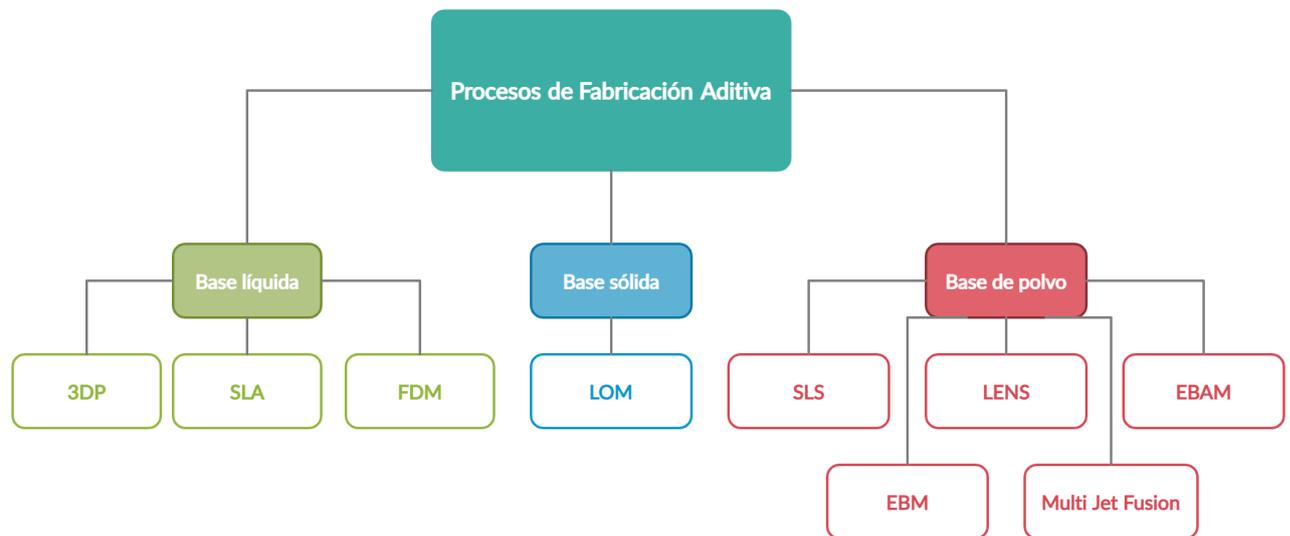


Figura 4.1: Clasificación de procesos de fabricación aditiva dependiendo del material base utilizado

#### **Fabricación de objetos por laminación (LOM):**

Esta forma de fabricación aditiva combina técnicas aditivos y de sustracción para la construcción de un elemento por capas, por lo que su clasificación entraría dentro de material base sólido. Las distintas capas están unidas mediante un revestimiento térmico adherente y un láser de dióxido de carbono corta las capas otorgándole la forma deseada, obteniendo la información de la aplicación CAD y el archivo STL.

Las ventajas que presenta este procesado es el bajo coste y que no se necesita postprocesado o refuerzos a la hora de crear la pieza. También se deben mencionar desventajas como el gasto de material que se produce, el proceso depende de la maquinabilidad del material y algunos aspectos como cavidades internas complejas son difíciles de construir. En la Figura 4.2 se muestra de forma gráfica el proceso descrito. [7]

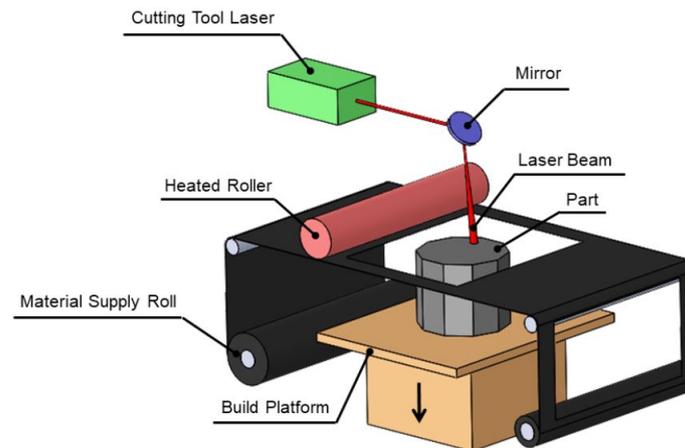


Figura 4.2: Fabricación de objetos por laminación [6]

Los procesos que se van a explicar seguidamente se clasifican en la categoría de material base líquido. En la Figura 4.3 se muestra de forma simplificada algunos de los procesos que se tratan a continuación.

### **3DP:**

Se trata de un proceso de fabricación desarrollado por el MIT, el cual se basa en un líquido aglutinante que se aplica en chorro sobre una base de polvo de almidón para obtener la pieza diseñada. La información de la pieza se obtiene de un archivo CAD. Este tipo de fabricación se utiliza con una elevada cantidad de materiales poliméricos.

### **Estereolitografía (SLA):**

Es el primer proceso de fabricación aditiva que se realizó y uno de los más utilizados actualmente. Es un proceso basado que consiste en la cura o solidificación de un polímero fotosensible cuando un rayo ultravioleta se proyecta en la un tanque relleno de resina fotopolimérica. El modelo se encuentra en un archivo CAD que se transformará en piezas que irán por capas. Se suelen realizar procesos de postcurado con luz ultravioleta para mejorar sus propiedades mecánicas.

Las desventajas que presenta es que puede haber dependiendo de la geometría de la pieza zonas en las cuales no haya fusión con la capa inferior y que se necesitan realizar procesos de acabado que se suelen hacer de forma manual. [7]

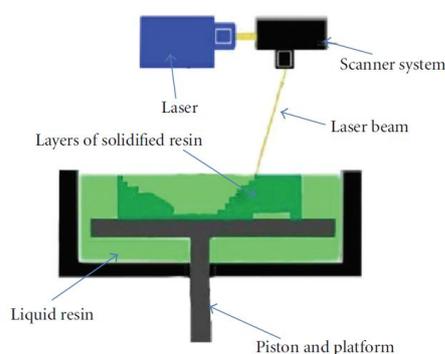
### Modelado por deposición fundida (FDM):

En este proceso en el cual un filamento de plástico. El material se introduce por una boquilla en la cual se funde el material y se extruye con una amplitud de 0.25 mm generalmente. [7]

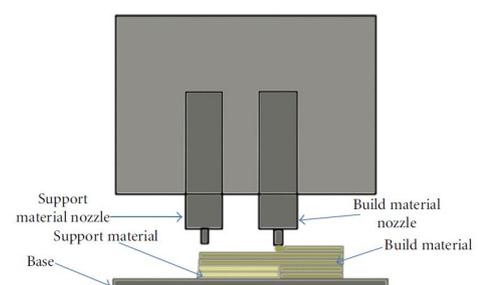
El material se inyecta a través de la boquilla, la cual cambia de posición continuamente aportando material fundido para realizar la figura mediante un camino predeterminado. [23]

Dependiendo de los requerimientos en tiempo este proceso tiene dos modos; un modelo completamente denso y otro modo disperso. Este último supone un ahorro de tiempo pero conlleva una reducción de las propiedades mecánicas.

La mayor ventaja de este método es que gracias a realizarlo de esta forma no se necesita realizar ningún postprocesado químico, no se debe curar la resina y tiene un coste menor. Sin embargo, las desventajas que se tienen son la precisión del eje z, de 0,25 mm, mucho menor que otros procesos de fabricación aditiva, además de ser necesario un proceso de acabado si se desea una superficie lisa. [7]



(a) Proceso de estereolitografía



(b) Proceso de modelado por deposición fundida

Figura 4.3: Procesos de fabricación aditiva con material base líquido [7]

Por último se explican procesos que tienen como material base en forma de polvo. La Figura 4.4 sirve para apoyar la información explicada de forma gráfica.

### Fusión por haz de electrones (EBM):

Este proceso utiliza un haz de electrones de alta energía para la fundición de metal en polvo. El haz pasa por una capa de polvo metálico, fundiendo este en zonas específicas, dependiendo de la figura que se desee realizar.

Con este proceso se realiza una menor tensión a la pieza y se tiene menor distorsión. Además, debido a que el material base es polvo se reduce el uso de estructuras de apoyo.

La principal desventaja de este proceso es la calidad superficial de la pieza. Debido al tamaño de las partículas de polvo metálico no se obtienen piezas con precisión. [23]

#### **Multi Jet Fusion (MJF):**

La máquina con la cual se realiza este proceso está formada por varias boquillas. Inicialmente se tiene una lámina de polvo de plástico. Una de las boquillas pasa por la zona deseada (dependiente de la forma de la pieza a fabricar) aplicando un agente de fundición al mismo tiempo en el que se pone un agente de detalle en el borde de la pieza para mejorar su acabado. A continuación, una luz infrarroja hará que se funda el polvo en el cual se ha aplicado el agente de fundición, dejando el resto del polvo igual. Este proceso se repetirá por capas hasta terminar conformando la pieza. [23]

#### **Modelado de red por ingeniería láser (LENS):**

Esta tecnología utiliza una cabeza de deposición formada por un láser, un dispensador de polvo y un tubo de gas inerte. Para la fabricación de la pieza el láser crea una especie de piscina fundida en la zona que se desea y se esparce el polvo en dicha zona, lo que hace que se funda y se solidifique.

Este tipo de fabricación aditiva se usa en metales planos para añadir otra geometría en este. [23]

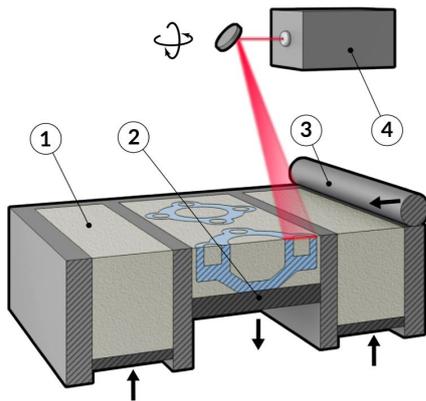
#### **Sinterizado selectivo por láser (SLS):**

Este proceso hace uso de un laser de dióxido de carbono. Se sitúa una lámina de polvo y el láser pasa por las zonas específicas que se determinan mediante un archivo CAD. La función del láser es la de fundir cada capa de polvo que se le especifica. Una vez se termina la primera capa la máquina rociará otra capa de polvo para realizar la siguiente. En la Figura 4.4a se pueden observar los elementos que conforman esta máquina, siendo estos el material base (1), la plataforma en la que se realiza la pieza (2), un rodillo que esparce el polvo en la plataforma (3) y por último el láser de dióxido de carbono (4). [23]

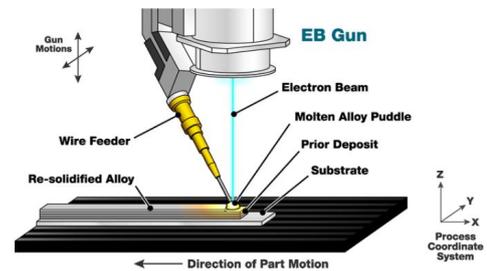
Este proceso se puede utilizar en una amplia variedad de materiales como metales, polímeros,

cerámicas o combinación de varias, lo que es una de sus grandes ventajas frente a otros métodos. Además, el polvo no utilizado se puede reciclar para futuras impresiones.

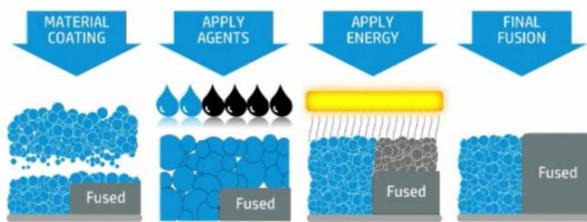
Sin embargo, la calidad de la pieza depende del tamaño del polvo y se debe intentar evitar la posible oxidación mediante una atmósfera de gas inerte y que se debe tener la misma temperatura durante todo el proceso, cercana a la de fundición del polvo. [7]



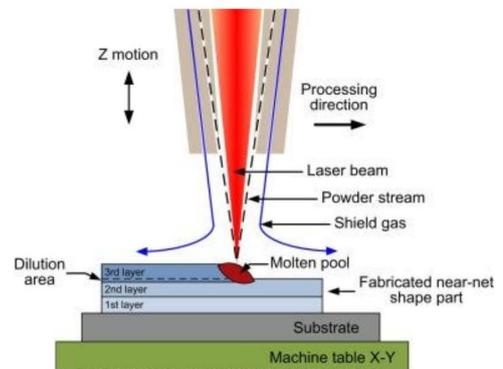
(a) Proceso de sinterizado selectivo por láser [24]



(b) Proceso de fusión por haz de electrones [25]



(c) Proceso de fusión por Multi Jet Fusion [26]



(d) Proceso de fusión por modelado de red por ingeniería láser [27]

Figura 4.4: Procesos de fabricación aditiva con material base polvo

## 4.2. Comparativa fabricación aditiva y convencional

La fabricación aditiva y la convencional tienen algunos aspectos similares entre sí, como por ejemplo que ambas usan el control numérico por ordenador (CNC). Sin embargo, también se encuentran diferencias entre ambas formas de fabricación. A lo largo de esta sección se expondrán las diferencias o similitudes entre estos dos procesos.

Como ya se ha dicho, ambos utilizan CNC. En la fabricación convencional los procesos más utilizados son de sustracción, fundición, y conformado y la tecnología CNC se aplica para mejorar la precisión y mejorar el control. Los procesos de fabricación convencional suelen ser mayoritariamente de sustracción, obteniendo desperdicios de material. En el caso de la fabricación aditiva los procesos suelen ser aditivos, ya que el material se va añadiendo conjuntamente para conformar la pieza.

En cuanto a los materiales utilizados, los materiales poliméricos fueron los pioneros de la fabricación aditiva, en conjunto con las resinas. A medida que la tecnología avanzó se incorporaron otros materiales como los compuestos, metales y cerámicas. La diferencia que se encuentra entre ambos tipos de fabricación es que en la convencional los materiales usados suelen tener propiedades mecánicas potentes cuando. En el caso de la aditiva los materiales pueden contar con anisotropía. Los materiales generados por fabricación convencional suelen ser más homogéneos que los realizados por fabricación aditiva.

Si se habla de la velocidad del proceso, con la fabricación convencional se tarda menos tiempo en sustraer material. En cambio, la fabricación aditiva es capaz de generar una pieza en una sola operación, por lo que aunque el tiempo de fabricación sea mas lento en vista general es un proceso más rápido que de la forma tradicional, en la cual se debe contar con una planificación más exigente y se necesitan más maquinaria.

En cuanto a la complejidad que puede alcanzar cada tipo de fabricación, conforme se aumente la dificultad de la pieza el proceso de fabricación óptimo se acercará al de fabricación aditiva. Es posible que no todas las geometrías se puedan realizar mediante fabricación aditiva pero de forma general se puede asumir que piezas complejas se realizarán de forma más sencilla mediante fabricación aditiva.

Tratando ahora de la precisión de acabado de cada pieza, en el caso de la fabricación aditiva operar con una resolución de decenas de micras, aunque estas pueden cambiar dependiendo de los ejes ortogonales y el eje vertical suele tener una peor resolución que los demás. La precisión de la fabricación convencional varía dependiendo de la máquina utilizada, aunque la precisión se mide de la misma manera, con los ejes ortogonales.

Por último, la forma de aproximar el problema es distinta en ambos métodos. La fabricación aditiva simplifica el modelo en geometrías simples y se divide la construcción en capas, teniendo

mayor precisión al incrementar el número de estas. En la fabricación convencional no se puede adoptar este proceso debido a las limitaciones de la maquinaria, por lo que el problema se trata de forma directa en tres dimensiones. [28]

### 4.3. Beneficios que aporta la fabricación aditiva

La fabricación aditiva es un proceso con el potencial de revolucionar el sector de la industria. Es una tecnología que puede cambiar la forma de producción. A continuación se mencionaran algunas de las ventajas que presenta la fabricación aditiva.

Por un lado, se tiene una mayor rapidez a la hora de generar piezas, como ya se ha comentado en secciones anteriores. Este hecho implica también un ahorro de tiempo en el desarrollo del producto, ya que este tipo de fabricación parte directamente de un archivo CAD y no se deben tener tanta preocupación en interpretar el diseño o convertir los datos como en el caso de la fabricación convencional.

Otro factor ventajoso es la reducción en el número de pasos a realizar independientemente de la complejidad de la pieza a fabricar. Además, en la fabricación convencional un cambio en el diseño supone tener que volver a replantear todo el procesado y, en el caso de la fabricación aditiva esto no supondría un gran problema.

La fabricación aditiva simplifica los procesos que se realizan en la fabricación convencional, pasando de ser una tarea en la que se emplean diversas máquinas a utilizar únicamente una. Además, si se hace uso de otras herramientas de apoyo como por ejemplo moldes de silicona y pulidores se puede llegar a fabricar una amplia gama de elementos. Por último, se debe añadir que trabajar mediante fabricación aditiva hace que el taller posea una mayor limpieza debido a que no se tienen desperdicios del material. [28]

# 5

## Desarrollo teórico experimental

La llegada de la fabricación aditiva ha supuesto que materiales como el aluminio, generalmente más denso que los materiales compuestos, pueda disminuir su peso para mejorar su competitividad frente a los materiales compuestos reforzados mediante fibra de carbono.

Debido a este hecho se ha realizado un estudio comparativo de dos materiales; base de aluminio con cartelas fabricadas por fabricación aditiva para rigidizarlo y material compuesto reforzado con fibra de carbono. El estudio se realizará desde aspectos macroscópicos hasta microscópicos. A continuación se explicarán los procesos físicos de cada uno de los ensayos de laboratorio realizados.

Se debe destacar que se tienen cuatro muestras distintas de aluminio, cada uno con una geometría distinta de cartelas para analizar cual es la óptima y conlleva una mayor rigidez en la pieza completa. El material compuesto se ha realizado mediante hand-up y la laminación se ha realizado para obtener una rigidez similar al aluminio para poder realizar el análisis de pesos de forma coherente.

### 5.1. Ensayo por elementos finitos

Mediante la aplicación *ANSYS* se ha realizado una simulación de los ensayos de flexión de los diferentes cordones de aluminio y el material compuesto. Esta simulación se realiza debido a que se quieren comparar los resultados de las «piezas ideales» generadas para *ANSYS* con los

resultados obtenidos experimentalmente en laboratorio.

*ANSYS* es un software de análisis estructural que permite facilitar a sus usuarios a resolver problemas estructurales complejos de forma eficiente y rápida. Con las herramientas que ofrece este software se pueden estudiar diversos escenarios estructurales y personalizar los estudios. *ANSYS* es utilizado en las empresas del sector de la ingeniería en el diseño preliminar debido a que supone ahorros en los costes. [29]

El método de resolución que utiliza *ANSYS* es el Método de los Elementos Finitos (MEF). Este método es utilizado para problemas con medio continuo y su planteamiento es integral. El planteamiento general es reducir una figura compleja en múltiples secciones de geometría sencilla para calcular de forma iterativa los desplazamientos y deformadas (entre otros aspectos) de cada una de estas secciones, con las cuales se obtendrá el resultado final. Las características más destacables de este método es su capacidad de resolver problemas en dos y tres dimensiones, además de poder resolver problemas lineales y no lineales <sup>1</sup> teniendo en cuenta los distintos comportamientos que puede adoptar el material, siendo por ejemplo isótropo o anisótropo.

Este método es utilizado en una amplia variedad de aplicaciones para la física y la ingeniería. Si nos centramos en el aspecto que más concierne a este trabajo, estructuralmente el método de los elementos finitos permite realizar estudios estáticos, dinámicos, sobre pandeo, viscoelasticidad y grandes deformaciones entre otros.

El funcionamiento del programa para la resolución del problema se puede agrupar en tres bloques distintos, el preproceso, la solución y el postprocesado, de los cuales se habla a continuación. [30]

El bloque del **preproceso** se encarga de definir el problema. En este bloque se debe importar la geometría que se quiere estudiar, definir las propiedades del material utilizado y las condiciones de contorno con las que se realiza el ensayo, como pueden ser las restricciones de desplazamiento o las fuerzas que se aplican. En este bloque es también donde se realiza el mallado de la pieza, dividiendo la pieza en secciones más pequeñas para facilitar el cálculo mediante el MEF. Se debe tener especial cuidado con el tamaño de malla, ya que si el mallado no es correcto los resultados obtenidos no serían correctos. *ANSYS* es una buena herramienta para realizar cálculos a mayor velocidad pero se debe comprobar siempre que los resultados sean coherentes

---

<sup>1</sup>El problema lineal se caracteriza por tener un comportamiento elástico lineal del material, mientras que los no lineales son por una no linealidad del material, geométrica o por cambio de condiciones de contorno.

con los que se obtendrían en la vida real, ya sea comparándolos con casos experimentales o de forma analítica, con un pensamiento crítico.

El bloque de **solución** es el bloque en el que el programa resuelve el problema que ha definido el usuario en el bloque de preproceso. El bloque ensambla todas las ecuaciones formando un sistema algebraico y se resuelve. La forma de resolverlo puede ser directa o por métodos iterativos. Finalmente, la solución que se obtiene son el desplazamiento de cada nodo<sup>2</sup> y fuerzas de reacción.

Por último, el bloque de **postproceso** aporta las soluciones obtenidas, generalmente de forma gráfica. Los resultados que generalmente se grafican son los de deformaciones y tensiones. Como ya se ha dicho antes, los resultados se deben analizar de forma crítica, ya que el programa obtiene un resultado basado en los datos que la persona haya introducido, que podrían ser erróneos, por lo que se debe constatar siempre los resultados con la realidad.

Para los estudios realizados mediante este problema se ha hecho un estudio de las 4 probetas de aluminio y el material compuesto como si se tratasen de una viga biapoyada. Se ha restringido el desplazamiento en el eje  $y$  y  $Z$  y se ha aplicado una línea de fuerza en la mitad de la sección. Este estudio sirve para comparar el comportamiento ideal de las piezas respecto al que se observa en la realidad, ya que el estudio se ha realizado con las mismas condiciones de forma experimental en laboratorio. En el Apéndice A se muestran los planos de las piezas que se han introducido en *ANSYS* para realizar el cálculo de la deformada.

## 5.2. Ensayo a flexión

El objetivo del ensayo a flexión es evaluar el comportamiento del material ante un esfuerzo. Con este método se pueden determinar el límite de elasticidad, que es la tensión máxima que puede soportar el material sin deformarse de forma permanente, volviendo a su estado original y la tensión de rotura, donde el material rompe de forma definitiva.

La máquina con la que se realizó el ensayo es la mostrada en la Figura 5.1. Este aparato es capaz de producir un incremento de carga de forma constante para calcular la deformación que sufre el componente. Con los datos que proporciona el ensayo de flexión se puede calcular de

---

<sup>2</sup>Los nodos son los puntos que conectan las diferentes celdas de la malla para darle al problema la continuidad necesaria. Los nodos indican las características de la geometría en dicho punto.

forma rápida la rigidez. Este ensayo es conocido como ensayo de flexión a tres puntos. [31]



Figura 5.1: Máquina utilizada para el ensayo de flexión

En ensayo de flexión es un ensayo para determinar la resistencia, rigidez y ductilidad del material. Es un ensayo destructivo de bajo coste y sencillo de realizar. [32]

El procedimiento para realizar este ensayo se basa en utilizar una probeta que está apoyada en dos puntos. Estos dos apoyos son móviles, por lo que se puede regular la distancia entre apoyos llamados yunques como se desee, ya que dependiendo de las especificaciones para las cuales se ha creado la pieza se necesitará una distancia u otra. Una vez se ha especificado la distancia entre apoyos se sitúa la carga que hará presión sobre la pieza, tocándola pero sin ejercer fuerza. Finalmente, se iniciará el ensayo y la carga comenzará a aplicar fuerza sobre la pieza con una velocidad constante (0.01 mm/s en este caso) hasta que se produzca la fractura en el caso de los materiales frágiles y el punto de fluencia si se realiza con materiales dúctiles.

Este ensayo se ha realizado para la base de aluminio con los cuatro tipos de cordones, así como para la fibra de carbono. Para poder realizar un estudio comparativo coherente se han realizado teniendo la misma distancia entre apoyos y la misma anchura. En la Figura 5.2 se

pueden observar algunas de las probetas ensayadas.

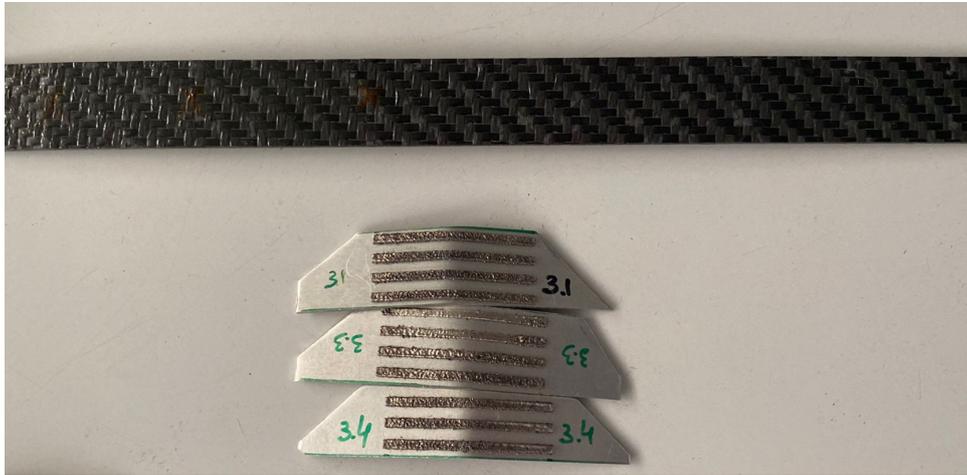


Figura 5.2: Probetas para el ensayo de flexión

Finalmente, cabe destacar que se realizaron múltiples ensayos a cada probeta para poder elegir la que más se aproximara al comportamiento normal de la pieza y comparar los resultados obtenidos.

### 5.3. Preparación de probetas

Para realizar ensayos como el de la dureza, la comprobación de la precisión de las cartelas o la microscopia es necesario preparar previamente las probetas de los materiales a analizar. En este caso las probetas realizadas fueron de aluminio. Como se tienen 4 geometrías diferentes se realizaron cuatro probetas, cada una con una tipología de cordón diferente.

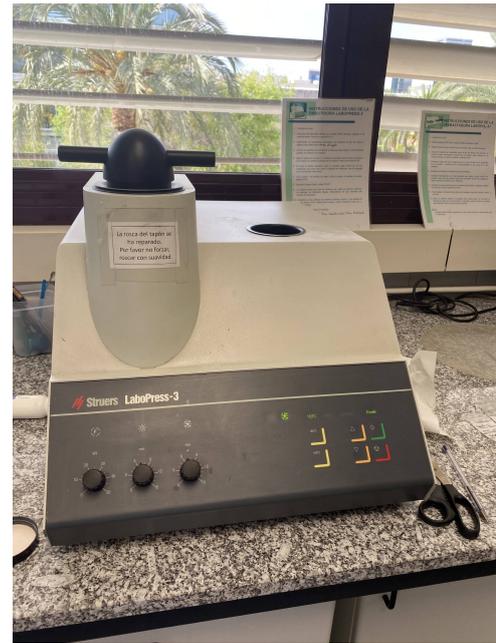
El primer paso para realizar las probetas fue cortar una muestra de cada uno de los tipos. Para esto se utilizó un disco abrasivo en una cortadora (Figura 5.3a) con una anchura entre los 20 y 26 milímetros. Se debe tener en cuenta que el disco abrasivo ha podido originar impurezas en la pieza, por lo que posteriormente se realizará un proceso de desbastado.

Una vez esta cortada la pieza se realiza su embutimiento con la máquina que se muestra en la Figura 5.3b. Lo primero que se debe hacer para realizar el embutimiento es poner la pieza en la máquina asegurando que la superficie toque el suelo. En este caso, debido a que la muestra era pequeña se puso un clip para asegurar su estabilidad.

Una vez se tiene la muestra tocando el suelo se baja el pistón de la máquina y se rellena el hueco restante de metacrilato de anitilo en forma de polvo. Se marca la pieza con una etiqueta y se cierra para que el metacrilato funda con el calor y pase de tener un color blanco a ser transparente. La embutidora tiene dos procesos; uno de calor para fundir el polvo y otro en el que se le aplica presión para formar la probeta.



(a) Maquinaria para el proceso de corte con disco abrasivo



(b) Maquinaria para el proceso de embutición

Figura 5.3: Maquinaria para los procesos de corte y embutición de probetas

Una vez se ha realizado el embutimiento se procede a realizar el desbaste para eliminar las posibles impurezas que tengan las probetas. Para esto primero se realizará un desbaste con un disco con una mesh de 500, que indica el tamaño de grano, utilizando la maquinaria que se muestra en la Figura 5.4a. Después se aplicará el mismo tratamiento con un disco con mesh 1000 para que sea más fino. El desbaste se hace primero en un sentido y luego otra vez en sentido perpendicular para comprobar que ha penetrado y está haciendo efecto, esto se observa en el sentido de las líneas si se observa con un microscopio. Se debe tener en cuenta que puede ocurrir biselados cuando se aplica más presión a un lado de la probeta, originando así bordes oblicuos.

Finalmente, con la máquina que se ha utilizado para el desbaste se puede realizar el pulido. El pulido tiene dos fases, la primera es manual y se realiza con la misma maquinaria que para

el desbastado, cambiando el disco por un paño de pulido, añadiendo abrasivo de aluminio de  $1 \mu\text{m}$ . El pulido se hace girando la pieza en sentido contrario al giro del disco. La segunda fase del pulido es automática, se realiza con otro paño y abrasivo más fino de  $0.05 \mu\text{m}$ , esperando un minuto mientras la máquina que se muestra en la Figura 5.4b lo realiza de forma automática.



(a) Maquinaria para el proceso de desbaste [33]



(b) Maquinaria para el proceso de pulido

Figura 5.4: Maquinaria para los procesos de desbaste y pulido de probetas

Tras el pulido se debe lavar la probeta con agua y jabón para quitar los restos ocasionados. Posteriormente se lava con agua destilada y se introduce en alcohol. Finalmente se seca mediante un secador y la probeta queda lista para realizar los estudios correspondientes. En la Figura 5.5 se muestra el resultado final de las probetas que se realizaron.

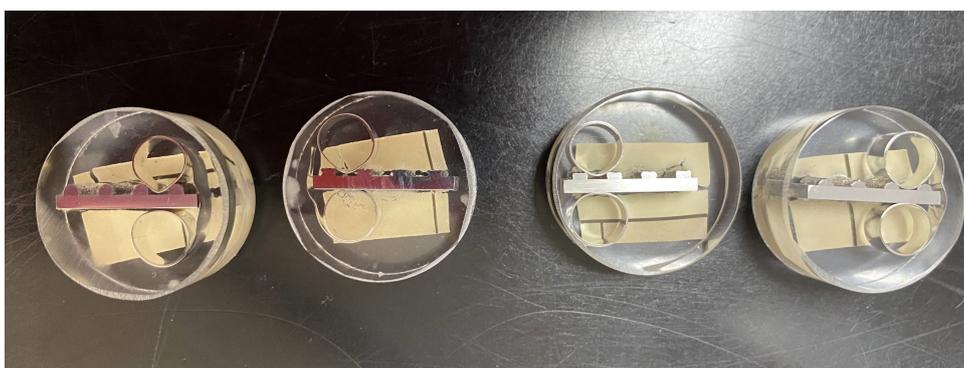


Figura 5.5: Probetas realizadas para las distintas geometrías de cartelas

## 5.4. Precisión cartelas por fabricación aditiva

Otro factor importante a la hora de realizar este estudio es comprobar la precisión del proceso de fabricación aditiva con el que se hicieron las cartelas para rigidizar el aluminio de la serie 7XXX.

Con la herramienta *Autodesk Fusion 360* se ha hecho la medida de las probetas reales con la medida que indicaba la empresa, que son las medidas que se muestran en el Apéndice A. Para poder realizar esta comparación se realizó una probeta de cada cordón y se utilizó un microscopio con su correspondiente regla para poder realizar las medidas oportunas y comparar el resultado obtenido en la realidad con el esperado. Se debe destacar que el proceso de fabricación aditiva utilizado fue SLS, que ya fue explicado en la Capítulo 4. Además, en la Figura 5.6 se muestra el microscopio que se utilizó en el laboratorio para realizar las imágenes de la geometría de las cartelas.



Figura 5.6: Microscopio utilizado para calcular la precisión del método SLS

## 5.5. Dureza

El estudio de la dureza se ha realizado para el aluminio, ya que resulta interesante estudiar la evolución de la dureza en las tres zonas diferenciadas que se encuentran en este material, es

decir, el material base, la interfase y el cordón realizado mediante fabricación aditiva.

Para la medición de este parámetro se ha hecho uso de un durómetro que tiene el aspecto que se observa en la Figura 5.7. Se puede medir la dureza por distintos métodos y el utilizado para este trabajo es la dureza Vickers.

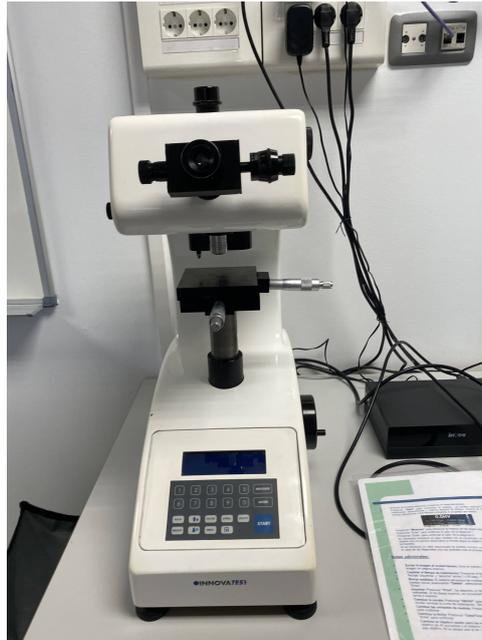


Figura 5.7: Durómetro utilizado para la medición de la dureza del aluminio

Se ha optado por realizar la dureza Vickers ya que es un ensayo utilizado comúnmente para la caracterización de los materiales. Además, este proceso es no destructivo y se puede realizar multitud de veces, así como el material necesario no es grande y son fáciles de realizar. [34]

El ensayo consiste en que el durómetro realizara una fuerza durante un tiempo específico, en el caso de este trabajo se utilizó una fuerza de 0.098 N aplicada durante 10 segundos. El proceso se basaba en colocar la punta del durómetro en la zona deseada para que realizara la huella, que tiene forma de rombo debido a que es la general del ensayo Vickers. Una vez realizada se miden los dos diámetros de la huella para calcular la dureza HV del material, calculada con la Ecuación 5.1 por el durómetro, siendo  $d$  la media de los dos diámetros y  $F$  la fuerza aplicada. En la Figura 5.8 se observa como se realiza el ensayo, viendo como el tamaño de la huella disminuye

o aumenta dependiendo de la zona analizada.

$$HV = 1,8544 \cdot \frac{F}{d^2} \quad (5.1)$$

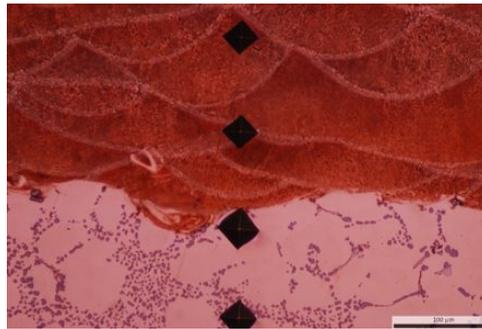
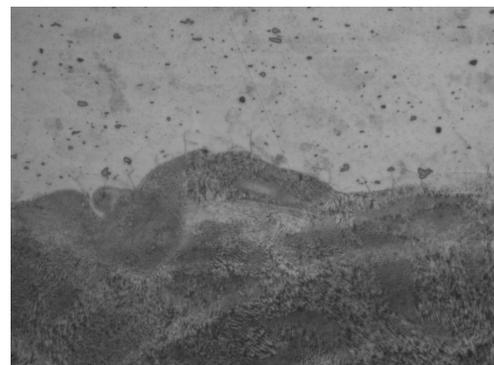


Figura 5.8: Muestra del ensayo de dureza Vickers

Una parte importante a la hora de realizar las mediciones era tenerlas en las tres fases que ya se han mencionado anteriormente. Debido a que a primera vista no era fácil distinguir la interfase con el microscopio del durómetro se realizó un ataque reactivo con Weck para poder distinguir la zona del cordón respecto a la de la base, como se muestra en la Figura 5.9.



(a) Microestructura antes del ataque Weck



(b) Microestructura después del ataque Weck

Figura 5.9: Microestructura antes y después de realizar el ataque reactivo de Weck

## 5.6. Laminación fibra de carbono

Debido a que se quiere comparar las propiedades del aluminio reforzado con cartelas por fabricación aditiva con un material compuesto con condiciones similares se realizaron dos com-

posites con distinta laminación; una con 8 capas y otro con 10. Esto se realizó para estar entre los límites de rigidez, tanto superior como inferior, del aluminio que se ensayó.

Para la realización del compuesto se ha utilizado una matriz epoxi bicomponente. La relación de componentes es de 2.5 a 1, siendo el de mayor cantidad un componente denso llamado Araldite L4 3505 y el componente de menor cantidad es un endurecedor XB3404. Estos dos componentes se deben mezclar sin agitarlos en exceso para evitar introducir aire en la mezcla.

La fibra de carbono utiliza son láminas de tejido con fibras en biaxiales. El primer paso que se realizó fue cortar el tejido para formar capas (Figura 5.10a) para poder posteriormente montar el compuesto mediante la técnica de lay-up. El lay-up consiste en poner una capa de la resina epoxi bicomponente y montar encima una de las capas de la fibra de carbono cortadas. En este paso se tuvo especial cuidado en que la fibra estuviera impregnada de la resina y se pasó un rodillo tras cada capa para intentar homogeneizar la cantidad de resina y eliminar el posible aire que pudiera haber. El resultado final después de realizar el laminado se muestra en la Figura 5.10b.



(a) Tejido de fibra de carbono antes de ser cortado



(b) Proceso de laminado del material compuesto

Figura 5.10: Procesos de corte y laminado en el material compuesto

Una vez se ha realizado el laminado se introduce el compuesto en una bolsa de vacío, tal y como se muestra en la Figura 5.11a, para eliminar el aire que haya quedado en la fibra debido

a que esto perjudica a las propiedades del material compuesto, la unión fibra-matriz debe ser la más óptima posible, por lo que la bolsa de vacío tiene función de quitar las posibles burbujas de aire formadas y retirar el exceso de resina originado en el laminado. Para quitar este exceso de resina se utiliza un peel plate, que es un tejido que absorbe el exceso de resina dentro de la bolsa de vacío. Por último, la resina debe curar durante 6 horas a  $70^{\circ}\text{C}$ . Para realizar esto se utilizó una prensa térmica mientras se continuaba con el proceso de vacío, para asegurar la impregnación de las fibras con la resina. En la Figura 5.11b se puede observar el proceso de curado mencionado.



(a) Bolsa de vacío con peel plate



(b) Curado mediante prensa térmica

Figura 5.11: Procesos de vacío y curado del material compuesto

Finalmente, una vez termine el procesos de curado se desmoldará el material compuesto y se cortará con las medidas necesarias para realizar los ensayos. En este caso la medida necesaria es la de las probetas de aluminio (Figura 5.2) para realizar los ensayos en igualdad de condiciones.

## 5.7. Microscopía

La microscopía es la ciencia con la cual se pueden observar objetos con una precisión mayor a la del ojo humano mediante herramientas como el microscopio.

La microscopía es una herramienta necesaria para poder observar los aspectos microscópicos de los materiales. Gracias a la microscopía se pueden observar los precipitados que aparecen en las distintas aleaciones o las impurezas que pueden tener, así como observar zonas afectadas por la soldadura como puede ser la zona afectada por el calor (ZAC). [35]

Para este trabajo, se han analizado mediante microscopía las cuatro probetas de aluminio reforzado con cartelas, estudiando en ellas sus precipitados y la interfase entre el material base y el cordón realizado mediante fabricación aditiva. En la Figura 5.12 se muestra el entorno en el cual se realizaron las pruebas de microscopía.

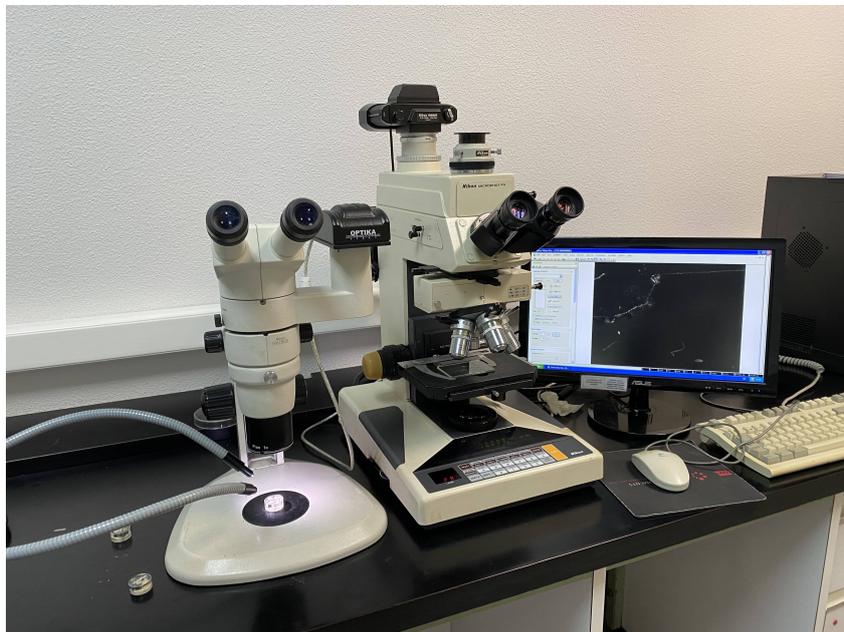


Figura 5.12: Microscopios utilizados para la microscopía

## 5.8. Análisis de pesos

El estudio de análisis de pesos se realiza para comprobar la diferencia de densidades entre los dos materiales estudiados, ya que el peso es un factor clave en el sector aeroespacial. La reducción de peso es fundamental en este sector, por lo que puede ser propiedad decisiva a la hora de elegir que material utilizar.

Para la medida de la densidad del compuesto se ha hecho uso de una balanza de precisión y se ha realizado el cálculo de la densidad mediante el principio de Arquímedes. En la Figura 5.13 se muestra el proceso de preparación de la balanza.

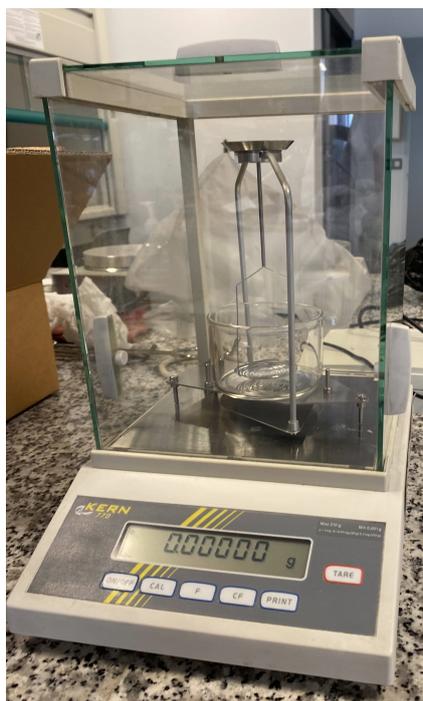


Figura 5.13: Balanza de precisión para la determinación de la densidad por el principio de Arquímedes

En la Figura 5.13 se observa que se coloca el vaso analítico en el centro del puente. Este vaso se llenará de agua destilada con tres gotas de agente tensioactivo. Se introducirá en este vaso el platillo de inmersión teniendo especial cuidado en quitar las posibles burbujas que se originen. Finalmente, la preparación termina con la tara de la balanza de precisión.

Una vez se tiene todo, se realizarán dos pesadas, una en seco en el soporte superior a la que llamaremos  $W(a)$  y otra pesada con el material compuesto introducido en el agua, anotada con la nomenclatura  $W(fl)$  el empuje  $G$  se genera con la resta de ambos pesos ( $G = W(a) - W(fl)$ ). También se debe tener en cuenta la temperatura de la sala en la que se realiza la medición debido a que la densidad del agua varía. Cuando se realizó la medición de pesos la temperatura del laboratorio era de  $26^{\circ}\text{C}$ , por lo que la densidad del agua era  $\rho(fl) = 0,99681 \text{ g/cm}^3$ . Finalmente, la densidad se mide a partir de la Ecuación 5.2

$$\rho = \frac{W(a) \cdot [\rho(fl) - 0,0012 \text{ g/cm}^3]}{0,99983 \cdot G} + 0,0012 \text{ g/cm}^3 \quad (5.2)$$

Una vez calculada la densidad del composite se podrá ver la relación de matriz-fibra del material y compararlo con el del aluminio.

# 6

## Análisis y discusión de resultados

Una vez expuesta la metodología realizada para el estudio se procede a analizar los resultados obtenidos. El orden que se ha seguido en este capítulo va desde los aspectos macroscópicos del estudio a los microscópicos. Se ha ordenado la información de esta manera con el fin de facilitar la comprensión de los resultados al lector.

### 6.1. Ensayo a flexión

En la Figura 6.1 se muestran los resultados obtenidos tras realizar el ensayo de flexión. En el Apéndice B se muestran el resto de resultados, ya que se realizaron 4 estudios debido al número de probetas que se tenía de cada cordón.

Un aspecto importante a comentar en la Figura 6.1 es la rotura del material. La única curva en la cual no se produce una rotura repentina es la del material base. Esto es debido a que la base es de aluminio de la serie 6XXX, es decir, de forja. En el caso de las otras probetas, las cartelas son de una aleación por fusión, por lo que estas eran las causantes de la ruptura que se observa, al mostrar este tipo de procesado una menor ductilidad, además del endurecimiento inherente producido por la rápida solidificación del proceso de fabricación aditiva.

La fractura dúctil se caracteriza macroscópicamente porque esta ocurre debido al movimiento de dislocaciones y mediante la propagación de forma lenta de una grieta. Esta fractura ocurre después de que el material esté sometido a una alta deformación plástica con una elevada

estricción. Las tensiones que producen la fractura son tensiones de cortadura. Debido a que es una fractura dúctil esto sucede con velocidades de crecimiento lentas y cuando rompe se tiene una morfología de copa-cono.

En cuanto a los aspectos microscópicos, la morfología de la copa-cono comienza con la aparición de la estricción, que es un estrechamiento de la sección efectiva de la pieza. Se forman microporos (microcavidades) en los lugares de la pieza donde se encuentran segundas fases, lo que provoca que se produzca un despegue del material que lo rodea. Debido a estos microporos se genera una microgrieta que irá creciendo en sentido perpendicular al esfuerzo aplicado hasta que la grieta se encuentre cerca de la superficie externa. Finalmente, cuando la grieta se encuentra en la superficie la fractura progresa por cizalladura, formando un ángulo de alrededor de  $45^{\circ}$ <sup>1</sup> con el eje de carga a tracción aplicada.

Por otra parte, se puede comprobar gracias a la Figura 6.1 que las cartelas cumplen con la función de rigidizar el material. En cuanto a la efectividad de cada geometría, como era lógico esperar la geometría con mayor sección es con la que se obtiene una mayor rigidez, el cordón tipo 4, y aguanta una carga de rotura mayor.

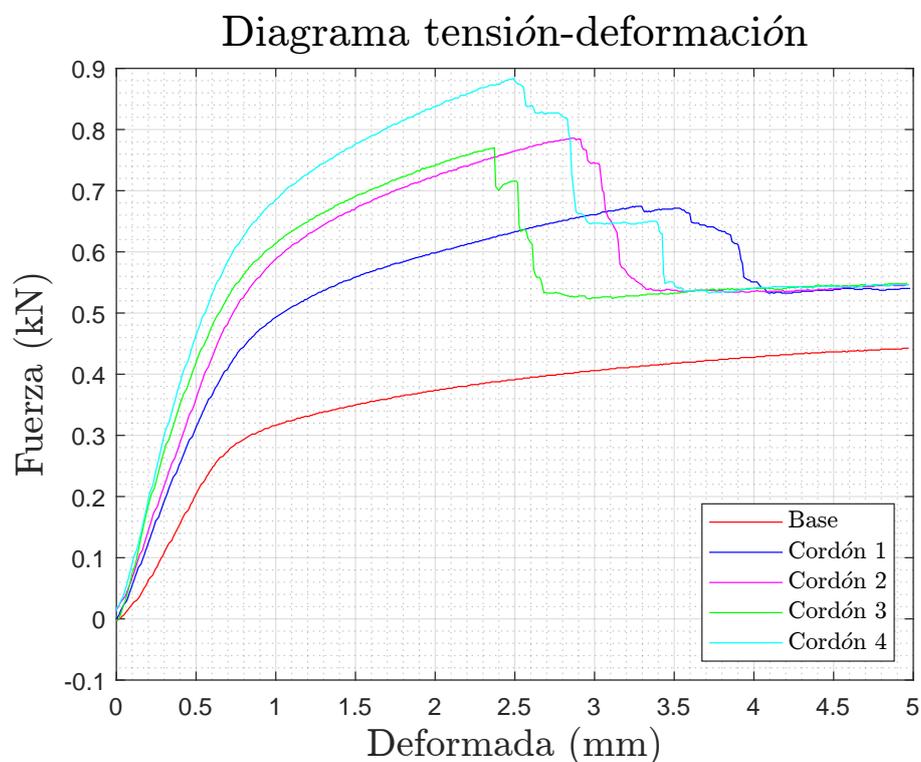


Figura 6.1: Ensayo de flexión del material base y las 4 geometrías de cordón

<sup>1</sup>Ocurre en este ángulo debido a que las tensiones tangenciales  $\tau$  máximas se producen en este ángulo.

En la Figura 6.1 se pueden observar dos zonas, la elástica y la plástica. La zona elástica es la zona donde el comportamiento del material es lineal y, en el caso de que se cesara de aplicar la fuerza en este tramo, la pieza volvería a su estado inicial sin sufrir deformación. Sin embargo, si la pieza se encuentra en la zona plástica sí se produce una deformación permanente.

La pendiente de la zona elástica es el módulo de la rigidez. Este ha sido calculado y los resultados se muestran en la Tabla 6.1. Nuevamente, se puede ver el efecto de las cartelas en la rigidez del material y que la geometría que aporta una mayor rigidez es la de la tipología número 4 al tener una mayor sección respecto de las otras geometrías.

	<b>Rigidez (N/mm)</b>
<b>Base</b>	410
<b>Cordón 1</b>	650
<b>Cordón 2</b>	721
<b>Cordón 3</b>	840
<b>Cordón 4</b>	927

Tabla 6.1: Rigidez obtenida del aluminio tras el ensayo de flexión

Por otro lado, también se realizó el ensayo a flexión en el material compuesto. El resultado de uno de los ensayos que se realizaron se muestra en la Figura 6.2, mientras que los demás se encuentran en el Apéndice C.

En este caso se puede observar que no se tiene una zona plástica, el comportamiento es lineal hasta la rotura del material, por lo que se puede decir que la rotura es frágil.

Las características macroscópicas de este tipo de rotura es que tienen lugar debido a la propagación rápida de una grieta y ocurren después de una deformación plástica leve o, en algunos casos, sin que ocurra deformación plástica. Debido a la velocidad de propagación de la grieta el material absorbe poca energía de rotura y el plano de rotura es perpendicular al componente de máxima tensión aplicada.

La rotura del material compuesto ocurre una vez se rompen las fibras. La función de la matriz es transmitir el esfuerzo a la fibra y dar cohesión al material. Una vez la fibra soporta

la tensión máxima que admite y comienza a romper, las propiedades del material compuesto se degradan.

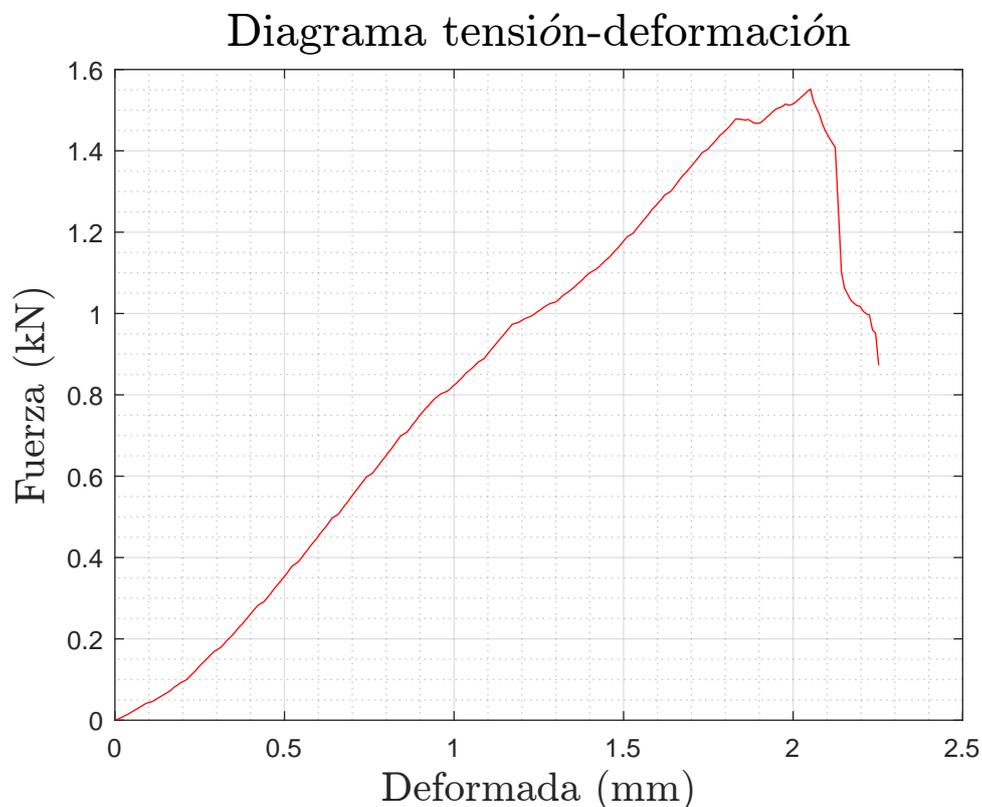


Figura 6.2: Ensayo de flexión del material compuesto

Al igual que con el aluminio, se puede calcular el modulo de rigidez del material compuesto, siendo este la pendiente de la zona elástica. El valor obtenido es de 823 MPa. Por tanto, si se comparan con los resultados del aluminio de la Tabla 6.1 se puede observar que el material compuesto tiene una mayor rigidez que el metal base o el rigidizado con la tipología de cordón 1 y 2, pero es menor en el caso de los cordones 4. En el caso del cordón 3, la rigidez obtenida es similar.

## 6.2. Ensayo por elementos finitos

Se ha realizado una simulación del ensayo de flexión que se ha realizado experimentalmente para comparar los resultados obtenidos. En la Tabla 6.2 se muestran los resultados obtenidos. Se ha elegido la fuerza de 300 N debido a que experimentalmente este valor entraba dentro de la zona elástica. Además, en el Apéndice D se muestran los resultados gráficos que se obtuvieron

con la simulación.

	<b>Fuerza (N)</b>	<b>Deformada (mm)</b>	<b>Rigidez (N/mm)</b>
<b>Base</b>	300	0.72411	414.3
<b>Cordón 1</b>	300	0.3429	874.8
<b>Cordón 2</b>	300	0.2167	1384.4
<b>Cordón 3</b>	300	0.2105	1425.2
<b>Cordón 4</b>	300	0.2026	1480.7

Tabla 6.2: Rigidez calculada mediante la simulación *ANSYS*

Si se comparan los resultados con los obtenidos experimentalmente, que se encuentran reflejados en la Tabla 6.1, se puede ver que los resultados obtenidos para el caso base son similares. En el resto de los casos se tiene la misma línea de tendencia, creciente con el número de la tipología de cordón, pero el valor de la rigidez no es similar. A continuación se explicarán las posibles causas por las cuales se tiene esta diferencia de valores.

Como se comentará en la Sección 6.3, la geometría definida en los archivos CAD no es la misma que se tiene en la realidad debido a que no se tiene una precisión exacta con el método SLS. Al no tener la misma geometría los resultados pueden variar entre ellos.

Otro factor a tener en cuenta para justificar la diferencia de resultados es que en los ensayos experimentales no se ha tenido en cuenta la rigidez del sistema, es decir, de la máquina utilizada. Esto hace que los valores de la rigidez medidos estén infravalorados, por lo que los resultados son ligeramente mayores a los medidos experimentalmente, por lo que los resultados de la Tabla 6.2 son coherentes si se tiene en cuenta este hecho..

Además, si se analizara la resistencia del material que se tiene, se debe tener en cuenta la geometría se ha importado como una sola pieza al programa. Debido a esto, no se tiene en cuenta que los cordones se han realizado por fabricación aditiva y, por tanto, no se tiene la zona afectada por el calor en cuenta. La ZAC fragiliza la zona adyacente a la soldadura y, por tanto, hace que la rotura se produzca antes. Al no tener en cuenta la ZAC en la simulación la rotura aparece después ya que no se tiene ninguna zona con mayor fragilidad.

### 6.3. Precisión cartelas por fabricación aditiva

Los métodos utilizados para la fabricación aditiva son recientes en el sector de la industria y, por tanto, es importante estudiar la precisión que tienen a la hora de realizar una pieza, ya que dependiendo de la misión de esta un error en las unidades podría resultar catastrófico o mortal si se trata de un sector como el aeroespacial.

El método utilizado para la fabricación de los cordones es el método SLS. Este método se caracteriza por utilizar un láser que tiene como función realizar numerosas pasadas para fundir el polvo por capas para conseguir la geometría deseada. Uno de los defectos que tiene la fabricación por SLS es el acabado que presenta. En la Figura 6.3 se muestra como ejemplo el acabado de dos de las probetas estudiadas para que se puedan observar los defectos que presentan.

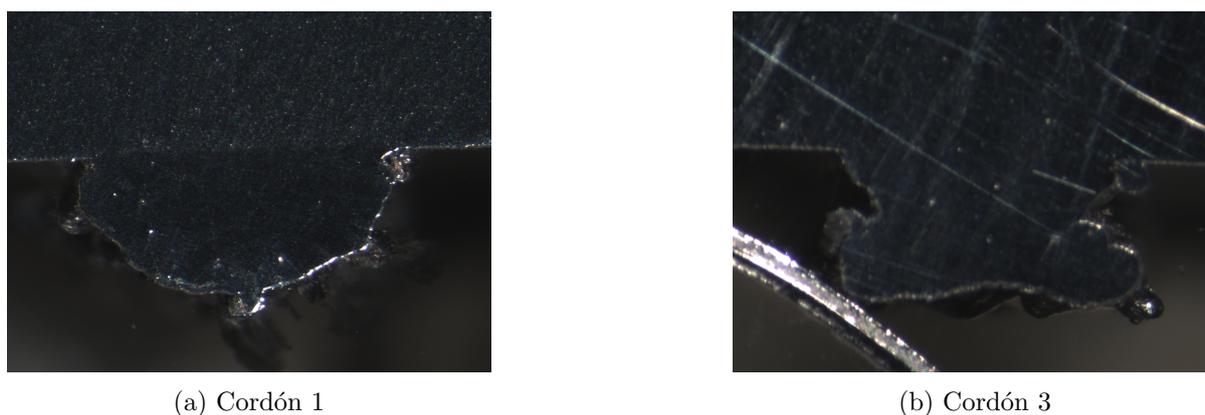


Figura 6.3: Defectologías en el acabado final de las probetas

Debido a la importancia que puede llegar a tener los errores cometidos en el proceso de fabricación se ha realizado una medición de las probetas para compararlas con el resultado teórico. Para realizar esta tarea se utilizó la escala del microscopio para realizar los cálculos necesarios. En la Tabla 6.3 se muestran los resultados obtenidos y en el Apéndice E se tienen las medidas tomadas sobre cada tipología de cordón.

El error en la fabricación de las cartelas se encuentra entre el 3% y el 14%. Como ya se ha mencionado antes, para sectores en los cuales se pueden perder vidas humanas se necesita una precisión perfecta para asegurar la seguridad de la aeronave.

En síntesis, se puede concluir diciendo que se necesita mejorar la tecnología de fabricación

aditiva si se desea utilizar para realizar piezas en el sector del transporte aéreo debido a la alta exigencia que se tiene de todos los componentes fabricados para este sector.

	Base (mm)	Altura (mm)	Diámetro (mm)
<b>Cordón 1 CAD</b>	2	1	2
<b>Cordón 1 fabricado</b>	2.09	0.89	2.09
<b>Error (%)</b>	4.45	10.70	4.45
<b>Cordón 2 CAD</b>	2	1	-
<b>Cordón 2 fabricado</b>	1.89	0.86	-
<b>Error (%)</b>	5.69	13.88	-
<b>Cordón 3 CAD</b>	2	1	0.2
<b>Cordón 3 fabricado</b>	1.92	0.97	0.21
<b>Error (%)</b>	3.91	3.40	4.30
<b>Cordón 4 CAD</b>	2	1.5	2
<b>Cordón 4 fabricado</b>	1.87	1.41	1.87
<b>Error (%)</b>	6.47	5.86	6.47

Tabla 6.3: Comparativa entre los valores deseados y obtenidos mediante la fabricación de las cartelas

## 6.4. Dureza

Los resultados del ensayo de dureza realizado para las cuatro tipologías de cartela en la base de aluminio se muestra en la Figura 6.4. Este ensayo se ha realizado con el fin de observar la dureza en las tres partes diferenciadas del material (base, cordón e interfase), como ya se comentó en la Capítulo 5. La distancia está medida tomando como origen el cordón y con sentido positivo en dirección a la base de aluminio.

En la zona adyacente al cordón realizado por fabricación aditiva se tiene una zona afectada por el calor (ZAC). En cuanto a la microestructura, para rangos entre 200°C y 300°C afecta primeramente sobreenejeciendo los granos del metal base. Esto hace que el precipitado crezca y pierda coherencia, por lo que sus propiedades mecánicas bajan.

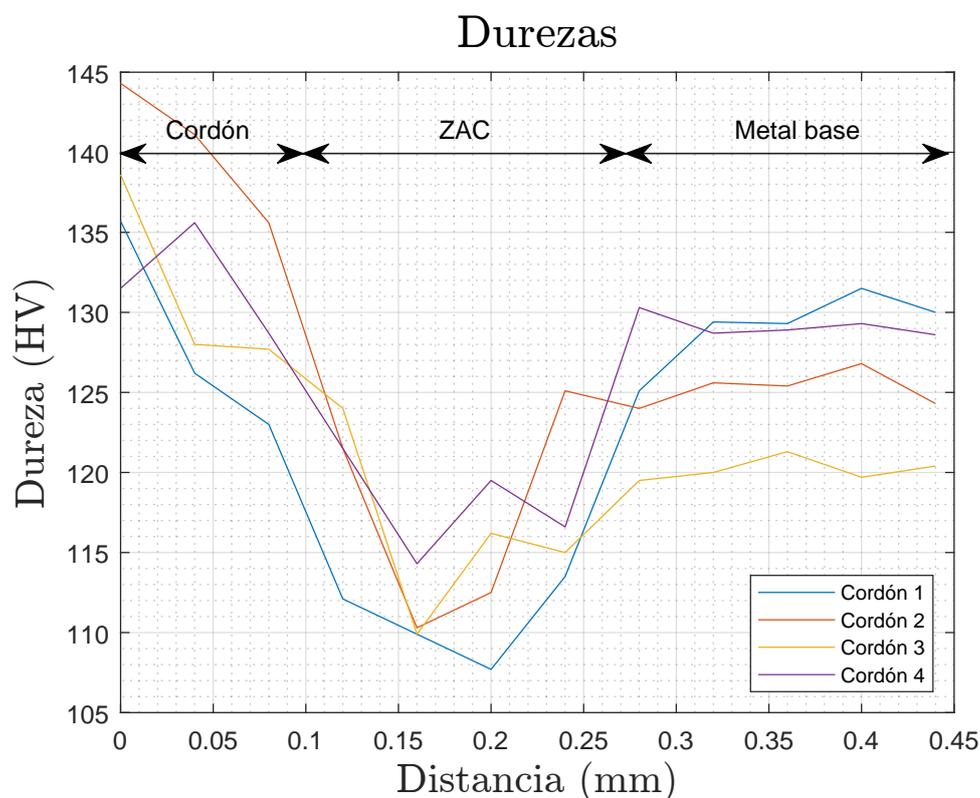


Figura 6.4: Ensayo de dureza

Conforme se aumenta la temperatura, alrededor de los  $500^{\circ}\text{C}$ , se produce un crecimiento de grano y los precipitados de la aleación se disuelven, por lo que en esta zona se tienen propiedades bajas.

En la zona adyacente al cordón se tiene fusión parcial, es decir, una vez se solidifiquen los precipitados estos irán al borde de grano, lo que supone que la aleación se fragilice y rompa por esta zona.

Por tanto, en la zona adyacente al cordón la dureza disminuirá debido a la fragilización del grano y conforme se aleje de esta zona su dureza irá aumentando debido a que está expuesto a menor calor, hasta llegar al material base donde la dureza se estabilizará. Este comportamiento es el que se muestra en la Figura 6.4 para los cuatro tipos de cordones. En la zona del cordón se tiene una alta dureza debido a que se tiene un enfriamiento rápido.

En síntesis, el comportamiento de dureza del aluminio con cartelas realizadas mediante fabricación aditiva es el esperado por la teoría, ya que el método por el cual se ha realizado las cartelas es el método SLS, que se basa en fundir polvo metálico sobre el material base, por lo

que se puede considerar un proceso de soldadura a efectos del comportamiento en la dureza del material.

## 6.5. Microscopía

Los resultados más significativos obtenidos tras realizar el estudio de la microscopía son los mostrados en la Figura 6.5, en las que se observan las diferentes partes que conforman el material; el material base (Figura 6.5a), la interfase (Figura 6.5c y Figura 6.5d) y el cordón realizado mediante fabricación aditiva (Figura 6.5b).

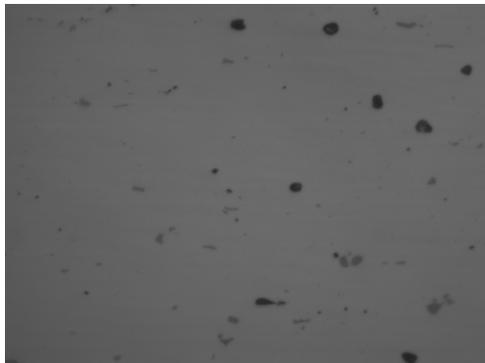
Si se estudia la base, en la Figura 6.5a se puede observar como el material estudiado es una aleación, ya que presenta precipitados. En este caso, la aleación utilizada es de la serie 6XXX, por lo que los aleantes principales son el magnesio y el silicio. Como ya se comentó en la Capítulo 3 los aleantes se introducen para incrementar la resistencia el aluminio, aunque estos hacen que su resistencia a corrosión disminuya. Además, los dos aleantes introducidos en la serie 6XXX mejoran la soldabilidad del material, por lo que son idóneos para el material fabricado, ya que los cordones están realizados por el método SLS, el cual utiliza un láser para fundir el polvo metálico. El metal base se ha endurecido por precipitación en T6 para obtener las propiedades mecánicas óptimas. Debido al tratamiento realizado cualquier sobrecalentamiento produce un sobrevejecimiento. El sobrevejecimiento que ha producido la fabricación del cordón es lo que ha producido la ZAC.

La aleación base es una matriz de aluminio de forja con granos deformados en la dirección de laminación (aunque esto no se observa en la Figura 6.5a) de tamaño regular homogéneo y una serie de precipitados que fundamentalmente son de dos tipos. El precipitado de color claro pertenece a la fase endurecedora  $Mg_2Si$  mientras que el precipitado oscuro corresponde a una fase ternaria o cuaternaria con  $Mg_2Si$  y otros elementos de aleación como puede ser el hierro u otras impurezas. Los precipitados endurecidos no se observan, se encuentran dentro de la matriz

El número de pasadas que se realiza con el método SLS se muestra en la Figura 6.5b, dónde las líneas que se observan son las pasadas que ha realizado el láser. Se debe recordar que el orden de magnitud del cordón es de apenas un milímetro, por lo que se debe destacar el nivel de precisión que se intenta alcanzar con este método. Sin embargo, como ya se ha visto en la Sección 6.3 los resultados obtenidos difieren a los planeados inicialmente, por lo que se puede

concluir diciendo que los costes de tiempo que suponen realizar pasadas tan finas mediante el método SLS puede no resultar rentable al no obtener una copia exacta al diseñado en ordenador mediante programas CAD.

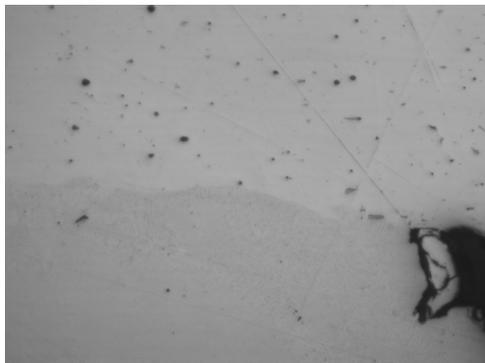
El cordón es una aleación de colada de la familia aluminio silicio ( $AlSi10Mg$ ), con alto contenido en silicio cercano al grano eutéctico. Debido al rápido enfriamiento que ha tenido el material se obtiene un grano muy fino. Con los granos más pequeños se consigue un elevado endurecimiento. Esto conlleva un elevado límite elástico, como se expresa por la ley de Hall-Petch.



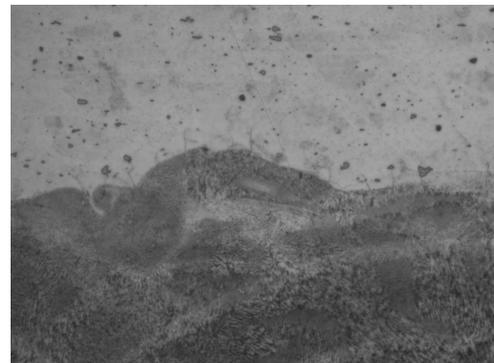
(a) Base de aluminio. Lente con aumento 400X



(b) Cordón de tipología 2. Lente con aumento 200X



(c) Zona afectada por el calor del cordón tipo 3 tras el pulido. Lente con aumento 200X

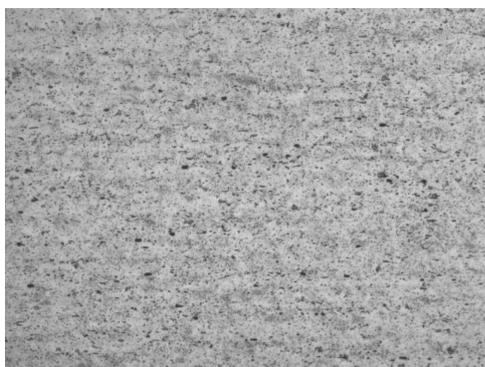


(d) Zona afectada por el calor del cordón tipo 4 tras ataque weck. Lente con aumento 200X

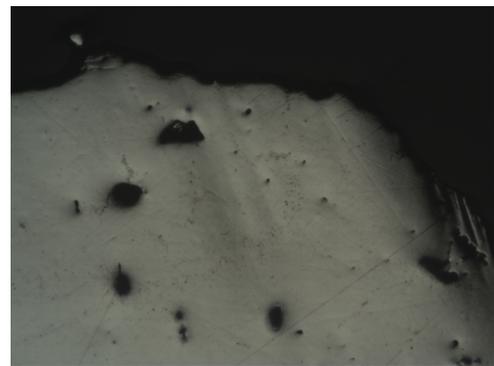
Figura 6.5: Microscopía

En el caso de la interfase, en la Figura 6.5c y la Figura 6.5d se observa la zona afectada por el calor tras el pulido y el ataque químico por Weck. Se puede ver como se origina una especie de valle entre el metal base, que se encuentra en la parte superior de la imagen, y el cordón por fabricación aditiva. Este valle es debido a que en la zona central del cordón tarda más en enfriarse tras la pasada del láser y, por tanto, le afecta de mayor manera el calor.

Por último, también se deben destacar posibles errores que pueden ocurrir a la hora de estudiar mediante microscopía las probetas. En la Figura 6.6a se puede ver como el material se encuentra con suciedad. Esto puede ser debido a que no se ha realizado de forma correcta el desbastado de la probeta después de la embutición, por lo que para solucionarlo se debería volver a realizar el proceso de desbaste. De la misma manera, en la Figura 6.6b se observa tanto poros de suciedad como que se ha biselado la probeta. De nuevo, para poder solucionar estos errores se volvería a realizar el proceso de desbaste y pulido.



(a) Base de aluminio con suciedad. Lente con aumento 10X



(b) Cordón de tipología 1 con suciedad por poros y biselada. Lente con aumento 5X

Figura 6.6: Errores típicos de microscopía

## 6.6. Análisis de pesos

Como ya se ha comentado a lo largo del trabajo, uno de los factores más importantes para el sector aeroespacial es obtener el máximo ahorro de peso posible. Es debido a este deseo de mejorar el peso que los materiales compuestos comenzaron a ser competencia para las aleaciones de aluminio. Actualmente, mediante la fabricación aditiva las aleaciones están intentado competir contra los materiales compuestos para la bajada de peso.

Los resultados obtenidos de las densidades de cada material se muestran en la Tabla 6.4. En ella se puede ver como la menor densidad es la del material compuesto. Sin embargo, con la mejora de la fabricación aditiva se conseguirán piezas con una mayor rigidez y un ahorro de peso respecto a la forma de fabricación convencional, lo que puede conllevar que la relación peso-propiedades mecánicas haga que el peso deje de tener un aspecto relevante al tener densidades similares.

Material	Densidad (g/cm <sup>3</sup> )
Aleación aluminio	2.7
Material compuesto 8 capas	1.4367
Material compuesto 10 capas	1.4182

Tabla 6.4: Densidades de los materiales ensayados experimentalmente

La densidad del material compuesto es independiente del número de capas. El factor clave que se debe tener en cuenta es la fracción volumétrica de refuerzo. En este caso se tiene una menor fracción volumétrica en el material compuesto de 8 capas que en el de 10 capas.

Al haber realizado la fabricación del material compuesto de forma manual es habitual tener variaciones de la fracción volumétrica debido a que depende de factores como la presión ejercida al realizarlo o el vacío que se realiza, entre otros muchos elementos a tener en cuenta.

La fracción volumétrica puede ser calculada a través de la regla de las mezclas, mostrado en la Ecuación 6.1.

$$\begin{aligned}\rho_{COMPUESTO} &= \rho_{MATRIZ} \cdot \chi_{MATRIZ} + \rho_{FIBRA} \cdot \chi_{FIBRA} \\ \chi_{MATRIZ} + \chi_{FIBRA} &= 1\end{aligned}\tag{6.1}$$

Con:

$$\rho_{MATRIZ} = 1.174 \text{ g/cm}^3$$

$$\rho_{FIBRA} = 1.8 \text{ g/cm}^3$$

Los resultados obtenidos se muestran en la Tabla 6.5. Como se había predicho anteriormente, depende de la fracción volumétrica de cada material compuesto.

	$\chi_{MATRIZ}$	$\chi_{FIBRA}$
<b>8 capas</b>	0.58	0.42
<b>10 capas</b>	0.61	0.39

Tabla 6.5: Fracción volumétrica de los materiales compuestos realizados

Una vez conocida la densidad de los materiales, resulta interesante conocer el peso por

unidad de longitud de cada uno de las probetas ensayadas. En la Tabla 6.6 se muestran los resultados obtenidos del análisis de peso por unidad de longitud.

De nuevo, se observa de forma clara que los materiales compuestos tienen una menor densidad que en el caso de las aleaciones de aluminio.

Material	m/L (g/mm)	Rigidez específica (N/g)
<b>Material compuesto 8 capas</b>	0.054	6592.59
<b>Material compuesto 10 capas</b>	0.074	11121.62
<b>Base de aluminio</b>	0.0802	5165.86
<b>Aleación con cordón 1</b>	0.097	9019.49
<b>Aleación con cordón 2</b>	0.102	13572.57
<b>Aleación con cordón 3</b>	0.099	12663.20
<b>Aleación con cordón 4</b>	0.108	13710.65

Tabla 6.6: Análisis de peso por unidad de longitud

Como se comentó en la Sección 6.1, la rigidez del material compuesto de diez capas y la aleación de aluminio con la tipología de cordón 3 son similares, por lo que se puede realizar con estas dos probetas una estimación del ahorro de peso que presenta el composite frente al aluminio.

Para poder realizar la comparación entre distintos materiales las probetas deben tener características similares. En este caso, se ha elegido comparar la base de aluminio con la tipología de cordón 3 con el material compuesto realizado con diez capas. Además, también se ha estimado de forma teórica el espesor de una chapa de aluminio para obtener la misma rigidez y así poder comparar el ahorro de peso que presenta la fabricación aditiva. Los resultados obtenidos se muestran en la Tabla 6.7. Para los cálculos teóricos se ha hecho uso de la Ecuación 6.2, que muestra la flecha ante un ensayo de flexión. Siendo  $b$  la anchura de la probeta (18 mm),  $h$  el espesor y  $E$  el módulo de Young.

$$flecha = \frac{P \cdot L^3}{48 \cdot E \frac{1}{12} \cdot b \cdot h^3} \quad (6.2)$$

Los resultados se han dividido en dos, los obtenidos mediante los resultados de la simulación en *ANSYS* y los obtenidos experimentalmente. Teóricamente, se tiene un mayor ahorro de peso que en el caso de los resultados experimentales.

Como se puede observar, la mejora de peso del caso experimental dista de gran manera con las mejoras de peso obtenidas en el caso teórico. El motivo por el cual se tiene este menor ahorro de peso en el caso experimental es debido a los errores cometidos en la realización de los cordones mediante fabricación aditiva. Este error hace que los resultados disten de los obtenidos en la simulación. El caso teórico es el caso ideal, por lo que es dónde se obtienen el mayor ahorro de peso posible.

	Material	Rigidez (N/mm)	m/L (g/mm)	Rigidez específica (N/g)	Mejora
<i>Experimental</i>	Chapa aluminio	840	0.102	8251.5	-
	Cordón 3	840	0.098	8493.4	3 %
	Material compuesto	823	0.074	11121.6	25 %
<i>Simulado</i>	Chapa aluminio	1420	0.12	11872.9	-
	Cordón 3	1425.2	0.1	14410.5	17 %
	Material compuesto	1420	0.075	18758.3	23 %

Tabla 6.7: Mejora de pesos

En síntesis, de forma teórica el uso de cartelas mediante fabricación aditiva implica un ahorro de peso importante frente a una chapa de aluminio con la misma rigidez. Sin embargo, como se ha demostrado en la Tabla 6.7, si se la realiza este estudio de forma experimental los errores cometidos en la fabricación aditiva hace que la rigidez disminuya y por tanto el ahorro de peso no sea tan relevante. Por tanto, se debe refinar este tipo de fabricación si se desean obtener mejoras en el ahorro de peso de secciones de poco tamaño.

La fabricación aditiva tiene un futuro prometedor, aunque necesita refinado para que las aleaciones de aluminio puedan tener un ahorro de peso significativo y ser un material competitivo frente a los materiales compuestos. Experimentalmente, la chapa de aluminio con cartelas supone un ahorro, aunque mínimo, del peso del material. Aún así, el mayor ahorro de peso se produce en todos los casos con el material compuesto.

# 7

## Conclusiones y pasos futuros

A lo largo de este trabajo se han analizado las principales características de los materiales estudiados, las aleaciones de aluminio y los materiales compuestos. Además, se han realizado estudios para poder comparar las principales características de estos dos materiales.

Por un lado, la aleación de aluminio estudiada ha sido reforzada mediante cartelas realizadas por fabricación aditiva para rigidizar la pieza. La fabricación aditiva es una forma de fabricación actual que debe ser refinada pero que tiene un gran potencial para ahorrar costes en la maquinaria y supondría una disminución de peso a la hora de realizar la pieza. La fabricación aditiva es una herramienta para que las aleaciones de aluminio sigan siendo competencia frente a los materiales compuestos, que son de gran interés en el sector aeroespacial debido a su baja densidad.

En cuanto a las propiedades mecánicas que ofrecen ambos materiales, se consiguen unas mejores propiedades con las aleaciones de aluminio con los cordones. En el caso de la base de aluminio sin cartelas, las propiedades mecánicas son inferiores a las obtenidas con la fibra de carbono con matriz epoxi bicomponente. En conclusión, las cartelas realizadas mediante el método SLS cumplen el objetivo que se había propuesto, mejorando la rigidez del material sin incrementar el peso de forma elevada.

En el caso de las aleaciones de aluminio, se debe tener un especial interés en el estudio de la zona afectada por calor cuando se realiza fabricación por el método SLS, ya que en esa zona se disminuyen las propiedades mecánicas de la pieza y la fragiliza. Además, cuando se realizó el estudio de flexión sobre las probetas de aluminio la rotura se producía en el cordón.

Si se estudia el peso que aportará cada pieza al componente para que se realice la pieza es evidente que si se desea optimizar el peso el material indicado es la fibra de carbono con matriz epoxi. Sin embargo, se debe tener en cuenta que el peso no es la única propiedad que se debe tener en cuenta a la hora de la selección del material y se ha comprobado que la aleación de aluminio estudiada presenta unas mejores propiedades mecánicas en cuanto a la rigidez. En este caso, el estudio se ha completado viendo que a igualdad de rigidez (material compuesto de 10 capas, chapa de aluminio y aleación de aluminio con cartelas tipo 3) el material compuesto se impone frente a las aleaciones de aluminio. Aún así, los resultados obtenidos experimentalmente muestran que debido al error de medidas de los cordones fabricados no se obtiene un ahorro de peso relevante. Los procesos de fabricación aditiva deben ser refinados si se desea que las aleaciones de aluminio tengan un ahorro de peso que pueda suponer un factor competitivo frente a los materiales compuestos.

El alcance de este proyecto se ha limitado al estudio de la dureza y la rigidez del material, además de los aspectos microscópicos como la precisión del método SLS y la zona afectada por el calor. El estudio comparativo de estos dos materiales abarca otras muchas propiedades que son de interés para próximos estudios como la resistencia a la fatiga, tanto mecánica como térmica, debido a que estos materiales son de uso para el sector aeroespacial y están sometidos a cambios de ambiente bruscos.

# 8

## Presupuesto

A lo largo de este capítulo se va a desglosar los costes que se han estimado necesarios para realizar este proyectos. Estos costes irán desde la mano de obra, la maquinaria utilizada y el material fungible.

El primer parámetro que se debe tener en cuenta son los costes originados por la mano de obra. En este caso, el proyecto está realizado por una ingeniera recién graduada, un profesor catedrático y la ayuda de un técnico de laboratorio en la parte experimental del proyecto. Se han desglosado los costes por mano de obra en la Tabla 8.1, Tabla 8.2, Tabla 8.3 y la Tabla 8.4.

### BÚSQUEDA DE INFORMACIÓN

	Horas empleadas (h)	Coste hora (€/h)	Coste total (€)
<b>Autor</b>	70	12.675	887.25
<b>Tutor</b>	7	41.5	290.5

Tabla 8.1: Costes mano de obra búsqueda de información

### DESARROLLO EXPERIMENTAL

	Horas empleadas (h)	Coste hora (€/h)	Coste total (€)
<b>Autor</b>	65	12.675	823.875
<b>Tutor</b>	30	41.5	1245
<b>Técnico laboratorio</b>	5	10.514	52.57

Tabla 8.2: Costes mano de obra laboratorio

### CÁLCULO DE RESULTADOS

	Horas empleadas (h)	Coste hora (€/h)	Coste total (€)
<b>Autor</b>	70	12.675	887.25
<b>Tutor</b>	10	41.5	415

Tabla 8.3: Costes mano de obra cálculo de resultados

### REDACCIÓN DE LA MEMORIA

	Horas empleadas (h)	Coste hora (€/h)	Coste total (€)
<b>Autor</b>	100	12.675	1267.5
<b>Tutor</b>	10	41.5	415

Tabla 8.4: Costes mano de obra redacción de la memoria

Teniendo en cuenta todos los costes explicados, el coste total por la mano de obra en este proyecto asciende a **6823.94€**.

Además, también se debe tener en cuenta el coste de los materiales utilizados. En la Tabla 8.5 se muestran los materiales utilizados con su coste. En total, los costes por los materiales utilizados es de **31€**.

Material	Coste (€)
<b>Aluminio con cartelas</b>	20
<b>Fibra de carbono</b>	5
<b>Weck</b>	1
<b>Epoxi</b>	5

Tabla 8.5: Costes materiales utilizados

En cuanto a la maquinaria utilizada, se ha realizado primeramente un prorrateado de la adquisición de cada máquina con un uso de 5 años con 1720 horas funcionales para calcular el coste hora que supone su uso. Los resultados obtenidos son los que se muestran en la Tabla 8.6 y el total necesario para realizar los estudios es de **1515.84€**.

	Horas empleadas (h)	Adquisición (€)	Coste hora (€/h)	Coste total (€)
Cortadora	3	10000	3.49	10.47
Embutidora	1.5	15000	2.62	3.92
Desbastadora	3	5000	1.74	5.23
Pulidora	1	5000	0.58	0.58
Microscopio	22	15000	38.37	844.19
Durómetro	16	20000	37.21	595.35
Bomba de vacío	7	1000	0.81	5.70
Prensa	6	1500	1.05	6.28
Balanza de precisión	1	2500	0.29	0.29
Máquina de ensayos	2.5	60000	17.44	43.60
Laminación	2	500	0.12	0.23

Tabla 8.6: Costes operaciones laboratorio

De la misma forma en la que se han realizado los costes de las operaciones de laboratorio, se ha prorrateado el coste anual de las licencias, en este caso de un solo año con 1720 horas funcionales, para realizar el coste hora que supone obtener la licencia. En la Tabla 8.7 se tienen los resultados obtenidos, alcanzando un total de **25.18€**.

Licencia	Licencia anual (€)	Coste hora (€/h)	Horas empleadas (h)	Coste total (€)
Matlab R2020b	800	0.47	15	6.98
Autodesk Fusion 360	352	0.20	10	2.05
Microsoft Office 365	99	0.06	40	2.30
Windows 10	145	0.08	160	13.49
ANSYS Workbench	41.71	0.02	15	0.36

Tabla 8.7: Costes de las licencias

Por último, en la Tabla 8.8 se muestra el presupuesto total al que asciende la realización de este trabajo, siendo este de un total de **7803.4€**.

CONCEPTO	PRECIO (€)
Mano de obra	6231.38
Material	31.00
Maquinaria	1515.84
Licencias	25.18
<b>TOTAL</b>	<b>7803.40</b>

Tabla 8.8: Costes totales

# 9

## Bibliografía

- [1] Norman Barrington and Malcom Black. *Aerospace Materials and manufacturing processes at the millenium*.
- [2] David Busquets Mataix. Aluminio. *Universidad Politecnica de Valencia, Materiales para Aeronaves*, 2019.
- [3] Derek Hull. An introduction to composite materials. *Cambridge Solid State Science Series*.
- [4] Juan A. García-Manrique. Conformado de materiales COMPOSITES. *Advanced Materials Manufacturing - UPV*, 2019.
- [5] P. Rambabu, N. Eswara Prasad, V. V. Kutumbarao, and R. J. H. Wanhill. *Aluminium Alloys for Aerospace Applications*, pages 29–52. Springer Singapore, Singapore, 2017. doi: [10.1007/978-981-10-2134-3\\_2](https://doi.org/10.1007/978-981-10-2134-3_2).
- [6] Abbas Razavykia, Eugenio Brusa, Cristiana Delprete, and Reza Yavari. An overview of additive manufacturing technologies—a review to technical synthesis in numerical study of selective laser melting. *Materials*, 13, 09 2020. doi:[10.3390/ma13173895](https://doi.org/10.3390/ma13173895).
- [7] Wong, Kaufui V and Hernandez, Aldo. A review of additive manufacturing. *International scholarly research notices*, 2012, 2012.
- [8] Hind Abdellaoui and Marya Raji and Rachid Bouhfid and Abou el kacem Qaiss. 2 - Investigation of the deformation behavior of epoxy-based composite materials. In Mohammad Jawaid, Mohamed Thariq, and Naheed Saba, editors, *Failure Analysis in Biocomposites*,

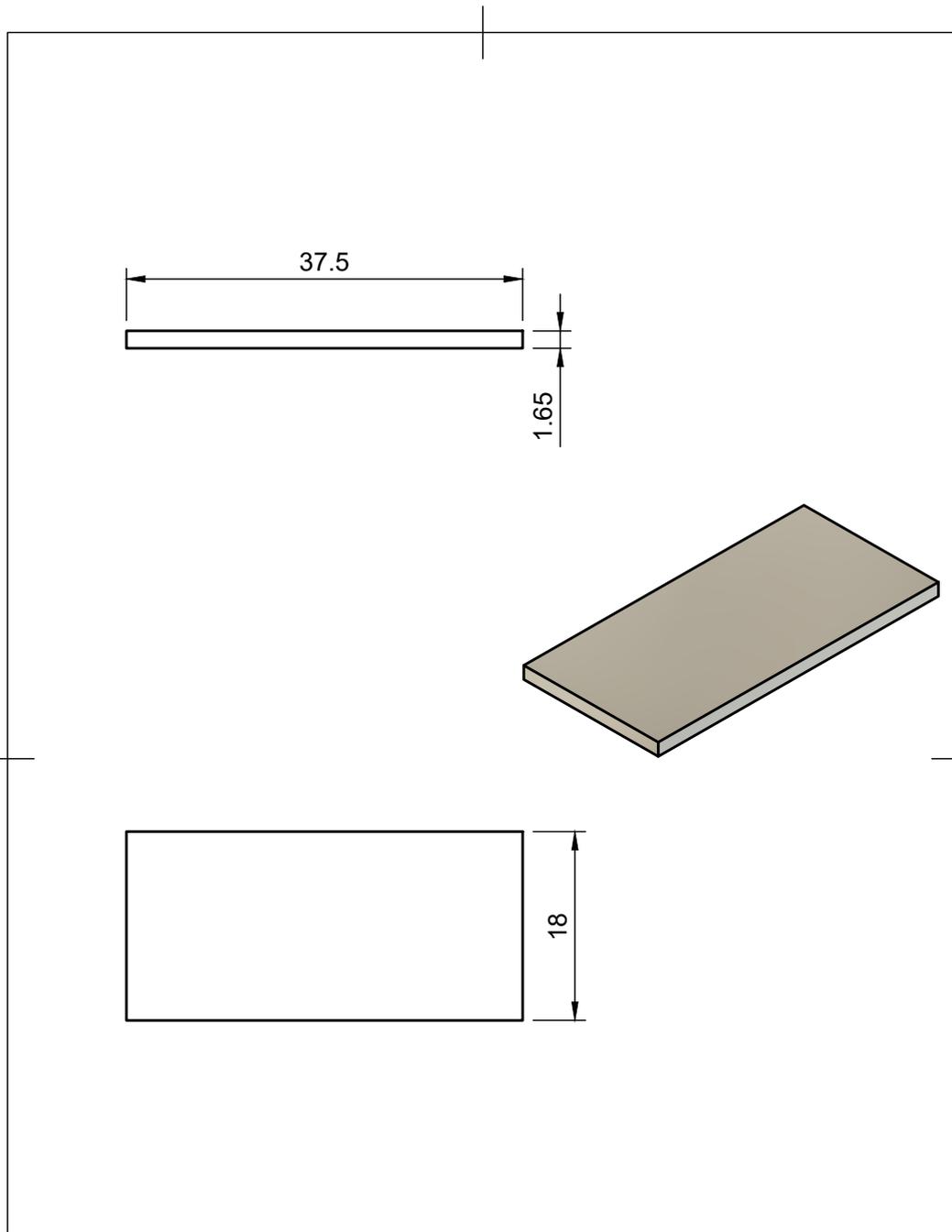
- Fibre-Reinforced Composites and Hybrid Composites*, Woodhead Publishing Series in Composites Science and Engineering, pages 29–49. Woodhead Publishing, 2019. URL: <https://www.sciencedirect.com/science/article/pii/B9780081022931000024>, doi:<https://doi.org/10.1016/B978-0-08-102293-1.00002-4>.
- [9] John Dwight. *Aluminium Design and Constuction*. *University of Cambridge*, 1999.
- [10] David Busquets Mataix. *Titanio*. *Universidad Politecnica de Valencia, Materiales para Aeronaves*, 2019.
- [11] Bachmann, Jens and Hidalgo, Carme and Bricout, Stéphanie. Environmental analysis of innovative sustainable composites with potential use in aviation sector—A life cycle assessment review. *Science China Technological Sciences*, 60, 08 2017. doi:[10.1007/s11431-016-9094-y](https://doi.org/10.1007/s11431-016-9094-y).
- [12] Tsugio Imamura. *Advanced materials and process technologies for aerospace structures*.
- [13] David Clarke and Steve Bold. *Materials developmens in aeroengine gas turbines*.
- [14] Peter Morgan. *Carbon Fibers and their composites*. CRC Press, 2005.
- [15] Ciencia de los Materiales. *Materiales Compuestos*. *Ingeniería Aeroespacial - UPV*, 2018.
- [16] Arun Kumar Sharma, Rakesh Bhandari, Amit Aherwar, and Rūta Rimašauskienė. Matrix materials used in composites: A comprehensive study. *Materials Today: Proceedings*, 21:1559–1562, 2020. International Conference on Mechanical and Energy Technologies. URL: <https://www.sciencedirect.com/science/article/pii/S2214785319337691>, doi:<https://doi.org/10.1016/j.matpr.2019.11.086>.
- [17] Juan Carlos López. Fibra de carbono: qué es y por qué es tan atractiva para la electrónica de consumo como para la aeronáutica o la automoción. *Xataka*, 2019. URL: <https://www.xataka.com/investigacion/fibra-carbono-que-que-atractiva-para-electronica-consumo-como-para-aeronautica-automoci>
- [18] E.A. Starke and J.T. Staley. Application of modern aluminum alloys to aircraft. *Progress in Aerospace Sciences*, 32(2):131–172, 1996. URL: <https://www.sciencedirect.com/science/article/pii/0376042195000046>, doi:[https://doi.org/10.1016/0376-0421\(95\)00004-6](https://doi.org/10.1016/0376-0421(95)00004-6).

- [19] John E. Hatch. Aluminium properties and physical metallurgy. *American Society for metals*.
- [20] PrantikMukhopadhyay. Alloy Designation, Processing, and Use of AA6XXXSeries Aluminium Alloys. *Electron Microscope Group, Defence Metallurgical Research Laboratory*.
- [21] William E. Frazier. Metal Additive Manufacturing: A Review. *Journal of Materials Engineering and Performance*, 2014.
- [22] William E Frazier. Direct digital manufacturing of metallic components: vision and roadmap. In *21st Annual International Solid Freeform Fabrication Symposium, Austin, TX, Aug*, pages 9–11, 2010.
- [23] Ben Redwood. Additive manufacturing technologies: An overview. Technical report, HUBS. A protolabs Company. URL: [https://www.hubs.com/knowledge-base/additive-manufacturing-technologies-overview/?utm\\_campaign=KnowledgeBaseArticleSharing&utm\\_medium=email&\\_hsmi=78982068&\\_hsenc=p2ANqtz-\\_i-sCvNNS9tf0pK0v6\\_cgIz1JX21tKyh0Ls\\_uUMIOJF8pXbfjGpnF0SnzoWU-ca710w-OW-wYaQ2sivwuNo6rtRreUiFLJksyDfFwPbGUOLnRt4Tg&utm\\_content=78982068&utm\\_source=hs\\_automation#introduction?utm\\_campaign=referral\\_campaign&utm\\_medium=email&utm\\_source=referral\\_email](https://www.hubs.com/knowledge-base/additive-manufacturing-technologies-overview/?utm_campaign=KnowledgeBaseArticleSharing&utm_medium=email&_hsmi=78982068&_hsenc=p2ANqtz-_i-sCvNNS9tf0pK0v6_cgIz1JX21tKyh0Ls_uUMIOJF8pXbfjGpnF0SnzoWU-ca710w-OW-wYaQ2sivwuNo6rtRreUiFLJksyDfFwPbGUOLnRt4Tg&utm_content=78982068&utm_source=hs_automation#introduction?utm_campaign=referral_campaign&utm_medium=email&utm_source=referral_email).
- [24] Manufacturing Guide Sweden AB. Selective Laser Sintering, SLS. URL: <https://www.manufacturingguide.com/en/selective-laser-sintering-sls>.
- [25] Sciaky. Electron Beam Additive Manufacturing (EBAM) – Advantages of Wire AM vs. Powder AM. *Additive Manufacturing*, 2015. URL: <http://additivemanufacturing.com/2015/10/14/electron-beam-additive-manufacturing-ebam-advantages-of-wire-am-vs-powder-am/>.
- [26] Equipo 3Digital Factory con la colaboración de Marc Royo. Resumen principales tecnologías de impresión 3D. *3Digital Factory*, 2020.
- [27] Amir Dehghanghadikolaei, Navid Namdari, Behrouz Mohammadian, and Behzad Fotovvati. Additive manufacturing methods a brief overview. 5:123–131, 09 2018.
- [28] Ian Gibson, David Rosen, Brent Stucker, and Mahyar Khorasani. *Additive manufacturing technologies*, volume 17. Springer, 2014.

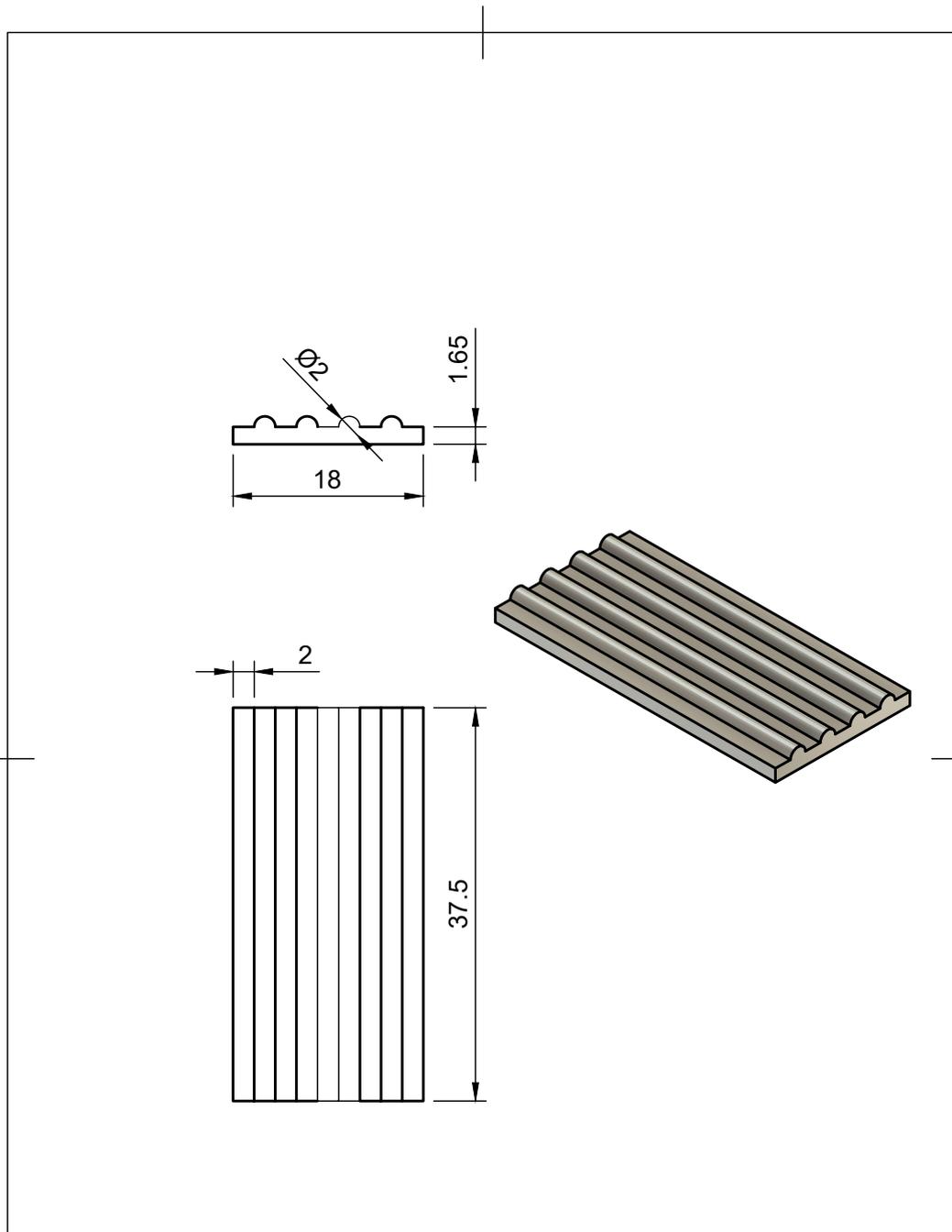
- [29] ANSYS. Structural Analysis and Simulation Software Solutions. URL: <https://www.ansys.com/products/structures>.
- [30] Eugenio Giner Maravilla. Análisis elástico de tensiones. Planteamiento numérico: Método de los elementos finitos. *Universitat Politècnica de València*, 2019.
- [31] Lucie Vandewalle and David Dupont. Bending test and interpretation. In *Proceedings of the RILEM TC 162-TDF Workshop on Test and Design Methods for Steel Fibre Reinforced Concrete—Background and Experiences*, pages 1–13, 2003.
- [32] Gene Mathers. BEND TESTING. *The Welding Institute*, 2014. URL: <https://www.twi-global.com/technical-knowledge/job-knowledge/bend-testing-073>.
- [33] Buehler. DESBASTADORA Y PULIDORA ECOMET 30. URL: <https://www.metalmecanica.com/temas/Desbastadora-y-pulidora-EcoMet-30,-mayor-rapidez-y-facilidad123866>.
- [34] Jean-Marc Schneider, Maxence Bigerelle, and Alain Iost. Statistical analysis of the vickers hardness. *Materials Science and Engineering: A*, 262(1-2):256–263, 1999.
- [35] C Kisielowski, E Principe, B Freitag, and D Hubert. Benefits of microscopy with super resolution. *Physica B: Condensed Matter*, 308:1090–1096, 2001.

# A

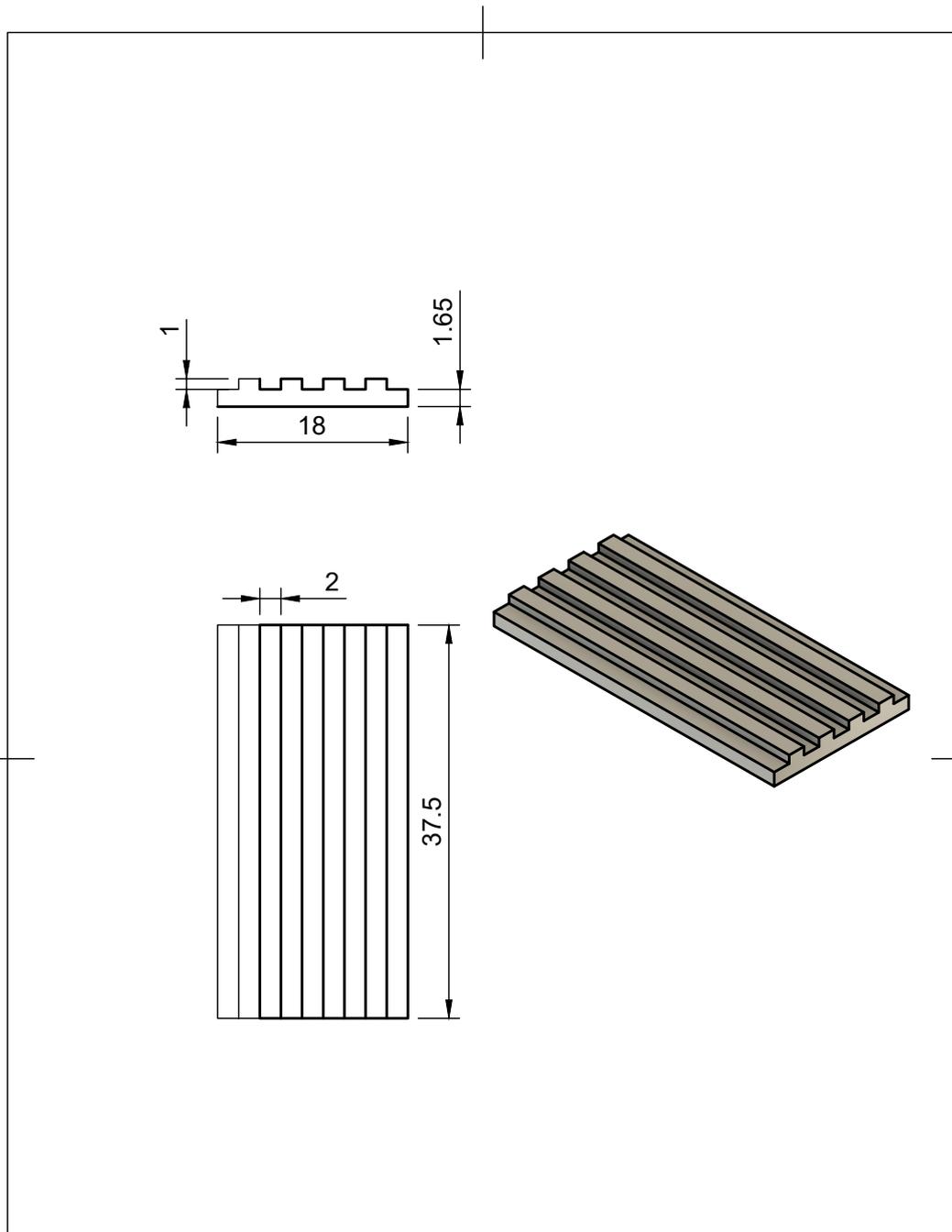
Planos de las piezas de estudio



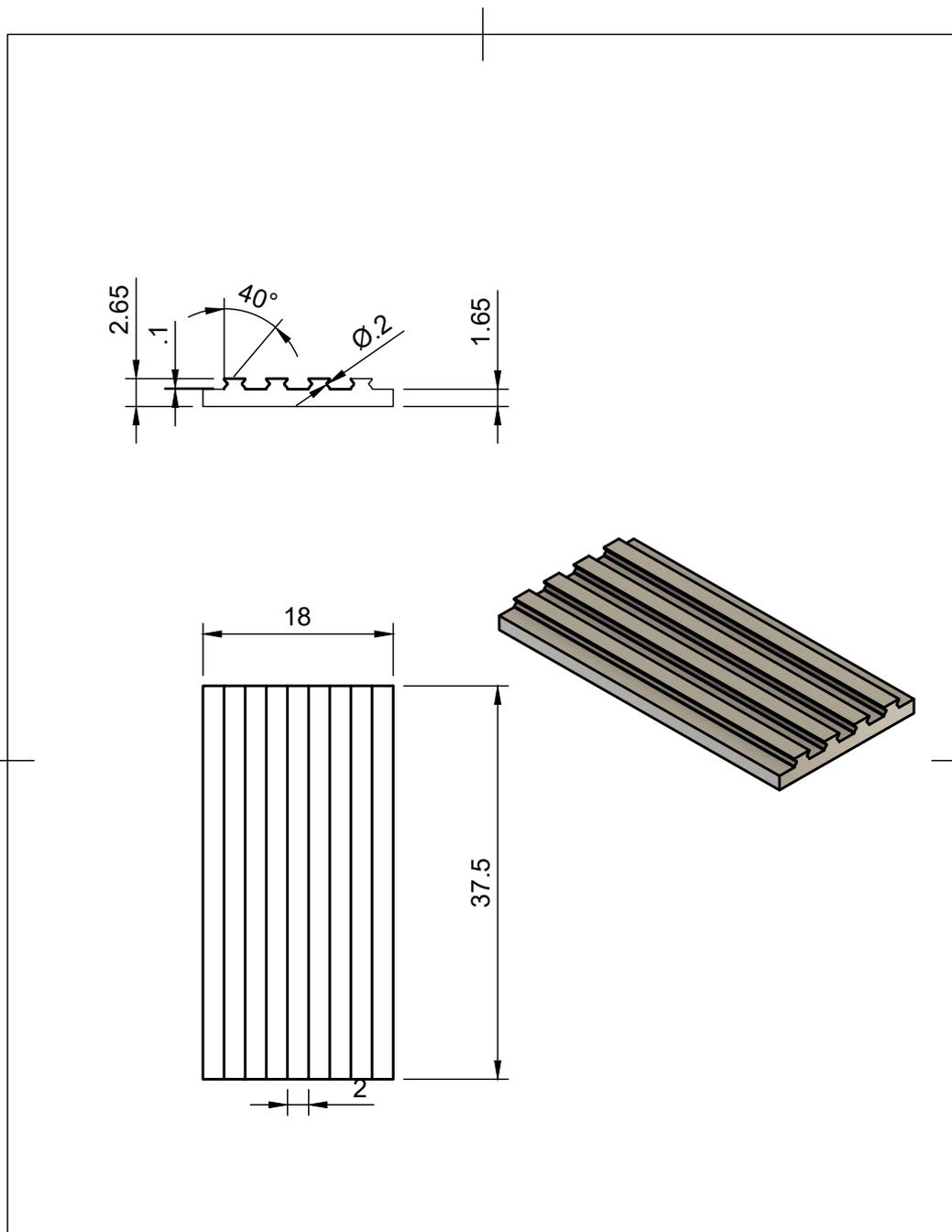
Dept. <b>DIMM</b>	Technical reference	Created by <b>Noemi de Haro Soria 23/06/2021</b>	Approved by <b>David Jerónimo Busquets Mataix (Tutor)</b>
 <b>UNIVERSITAT POLITÈCNICA DE VALÈNCIA</b>		Document type <b>Plano pieza</b>	Document status
		Title <b>Base aluminio</b>	DWG No. <b>01-01</b>
		Rev.	Date of issue <b>23/06/2021</b>



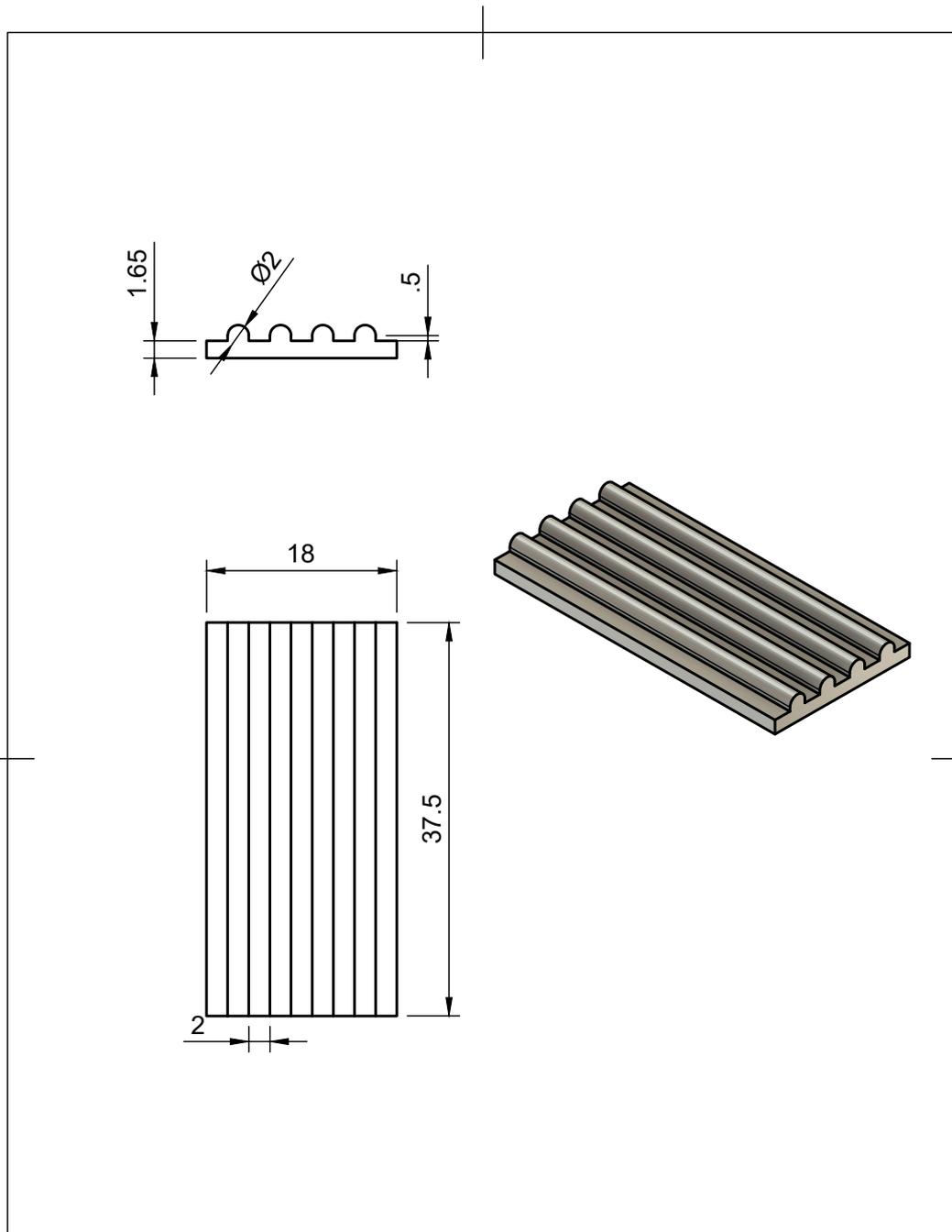
Dept. <b>DIMM</b>	Technical reference	Created by <b>Noemi de Haro Soria 23/06/2021</b>	Approved by <b>David Jerónimo Busquets Mataix (Tutor)</b>
 <b>UNIVERSITAT POLITÈCNICA DE VALÈNCIA</b>		Document type <b>Plano pieza</b>	Document status
		Title <b>Base aluminio con cordón Tipo 1</b>	DWG No. <b>01-01</b>
		Rev.	Date of issue <b>23/06/2021</b>
		Sheet <b>1/1</b>	



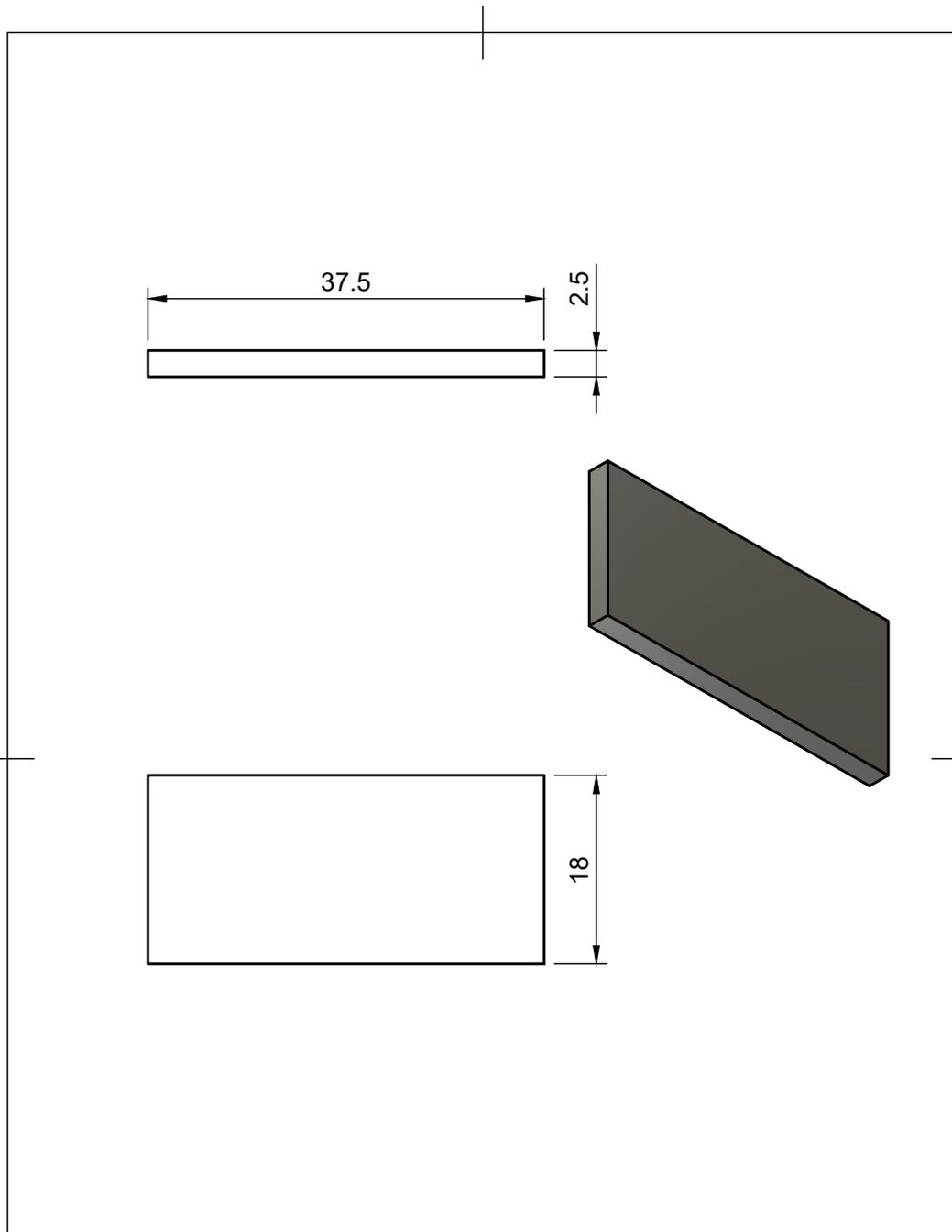
Dept. <b>DIMM</b>	Technical reference	Created by <b>Noemi de Haro Soria 23/06/2021</b>	Approved by <b>David Jerónimo Busquets Mataix (Tutor)</b>
 <b>UNIVERSITAT POLITÈCNICA DE VALÈNCIA</b>		Document type <b>Plano pieza</b>	Document status
		Title <b>Base de aluminio con cordón Tipo 2</b>	DWG No. <b>01-01</b>
		Rev.	Date of issue <b>23/06/2021</b>
		Sheet <b>1/1</b>	



Dept. <b>DIMM</b>	Technical reference	Created by <b>Noemi de Haro Soria 23/06/2021</b>	Approved by <b>David Jerónimo Busquets Mataix (Tutor)</b>
 <b>UNIVERSITAT POLITÈCNICA DE VALÈNCIA</b>		Document type <b>Plano pieza</b>	Document status
		Title <b>Base de aluminio con cordón Tipo 3</b>	DWG No. <b>01-01</b>
		Rev.	Date of issue <b>23/06/2021</b>



Dept. <b>DIMM</b>	Technical reference	Created by <b>Noemi de Haro Soria 23/06/2021</b>	Approved by <b>David Jerónimo Busquets Mataix (Tutor)</b>
 <b>UNIVERSITAT POLITÈCNICA DE VALÈNCIA</b>		Document type <b>Plano pieza</b>	Document status
		Title <b>Base de aluminio con cordón Tipo 4</b>	DWG No. <b>01-01</b>
		Rev.	Date of issue <b>23/06/2021</b>

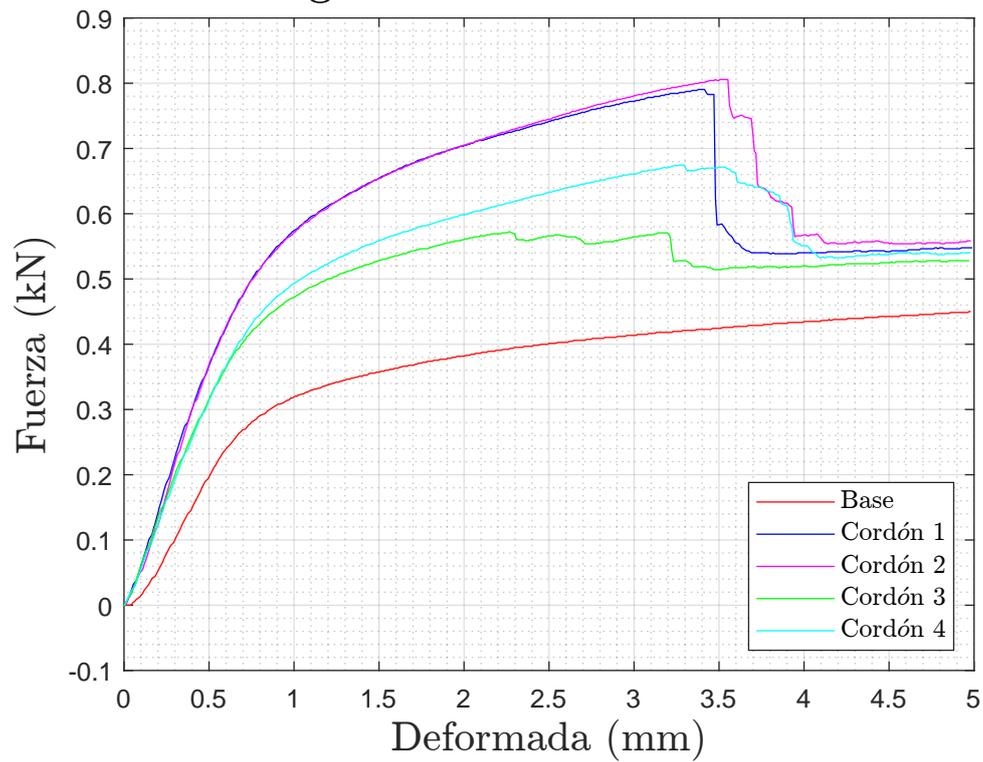


Dept. <b>DIMM</b>	Technical reference	Created by <b>Noemi de Haro Soria 23/06/2021</b>	Approved by <b>David Jerónimo Busquets Mataix (Tutor)</b>
 <b>UNIVERSITAT POLITÈCNICA DE VALÈNCIA</b>		Document type <b>Plano pieza</b>	Document status
		Title <b>Material compuesto</b>	DWG No. <b>01-01</b>
		Rev.	Date of issue <b>23/06/2021</b>
		Sheet <b>1/1</b>	

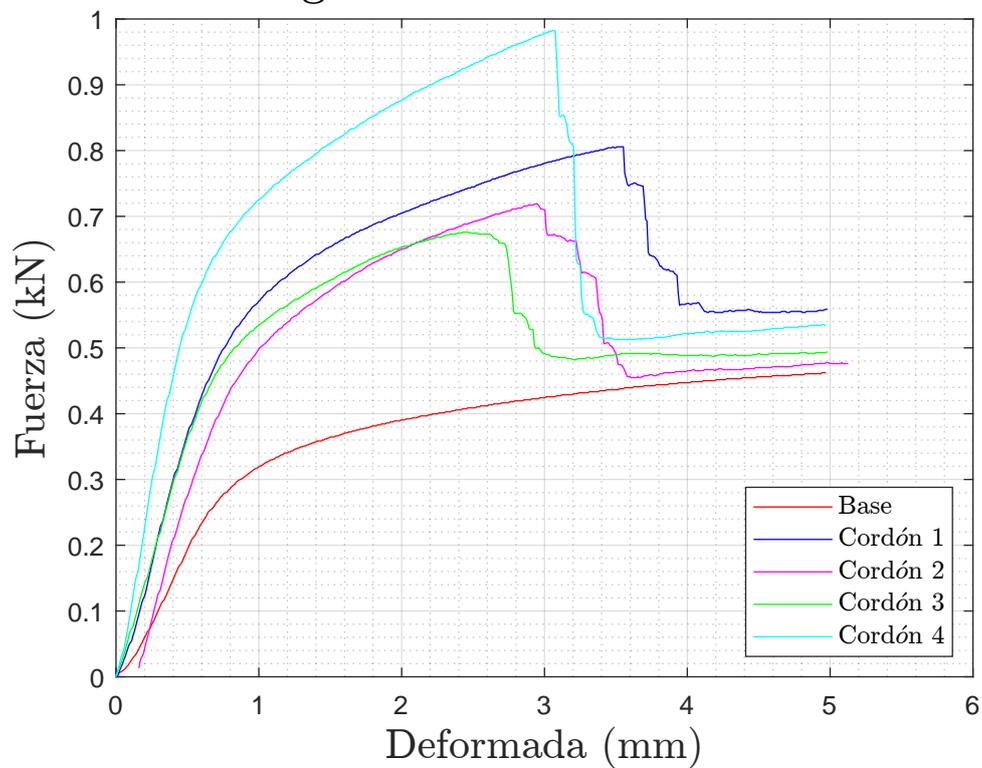
# B

## Resultados ensayos de flexión aluminio

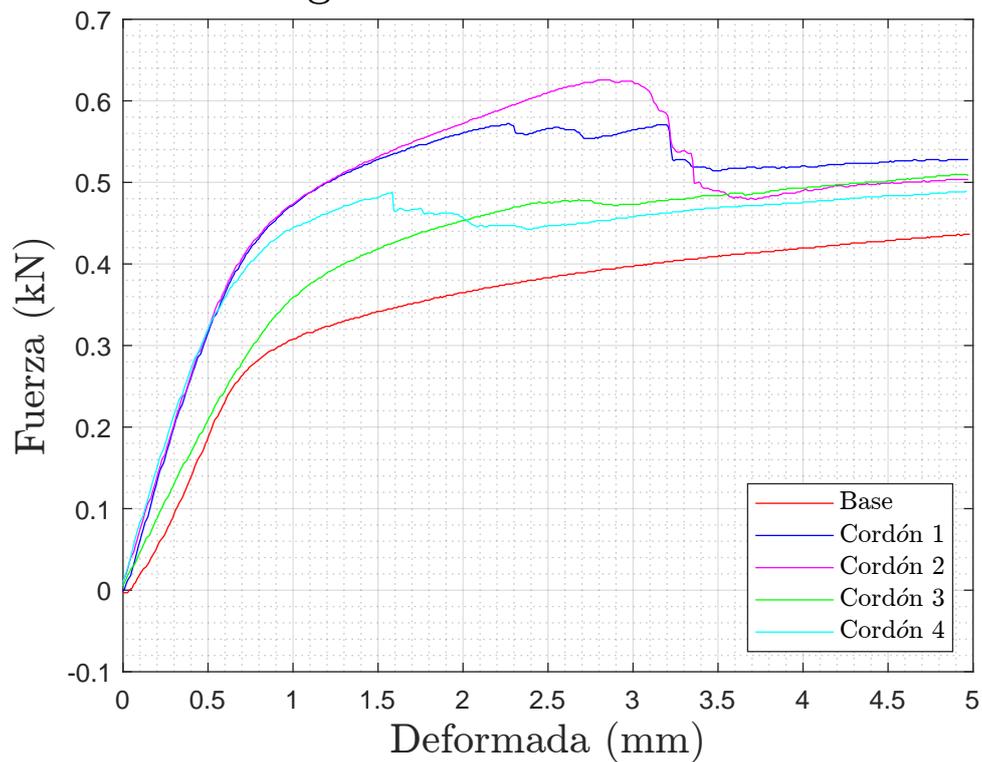
Diagrama tensión-deformación



### Diagrama tensión-deformación



### Diagrama tensión-deformación



# C

Resultados ensayos de flexión material compuesto

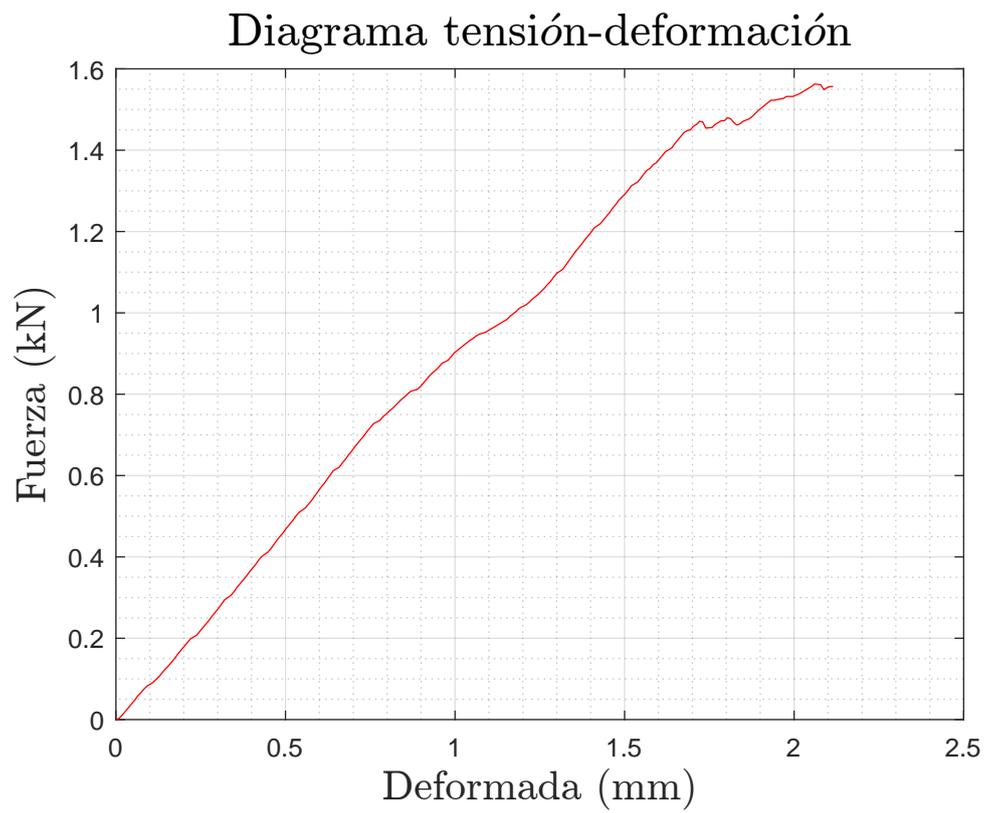


Diagrama tensión-deformación

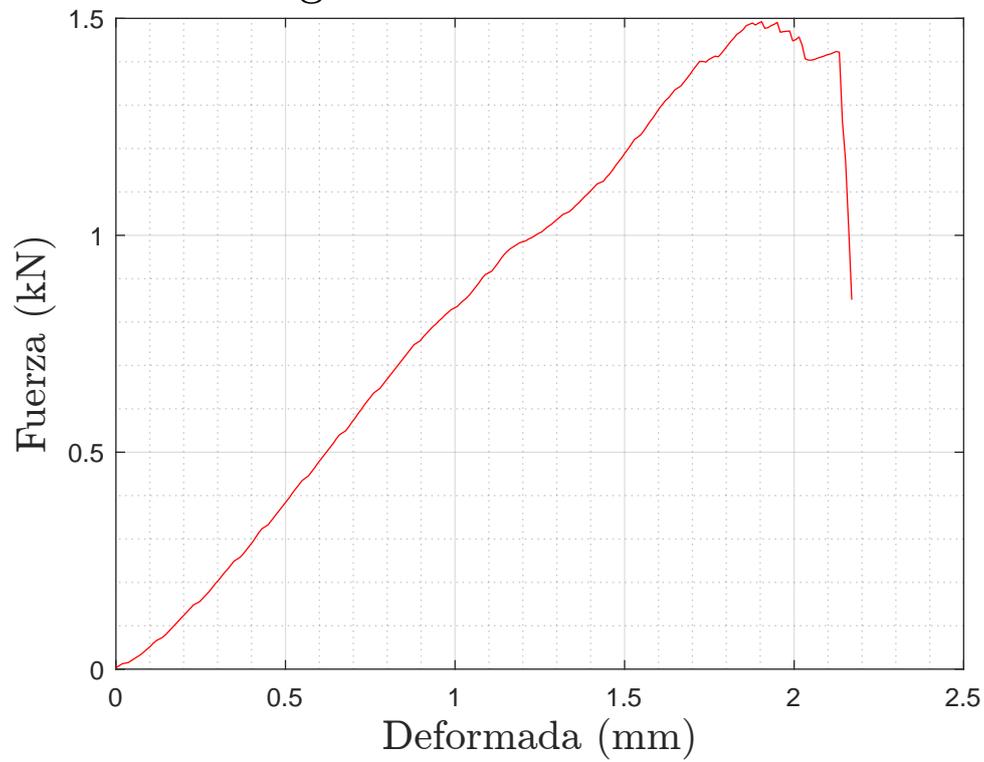
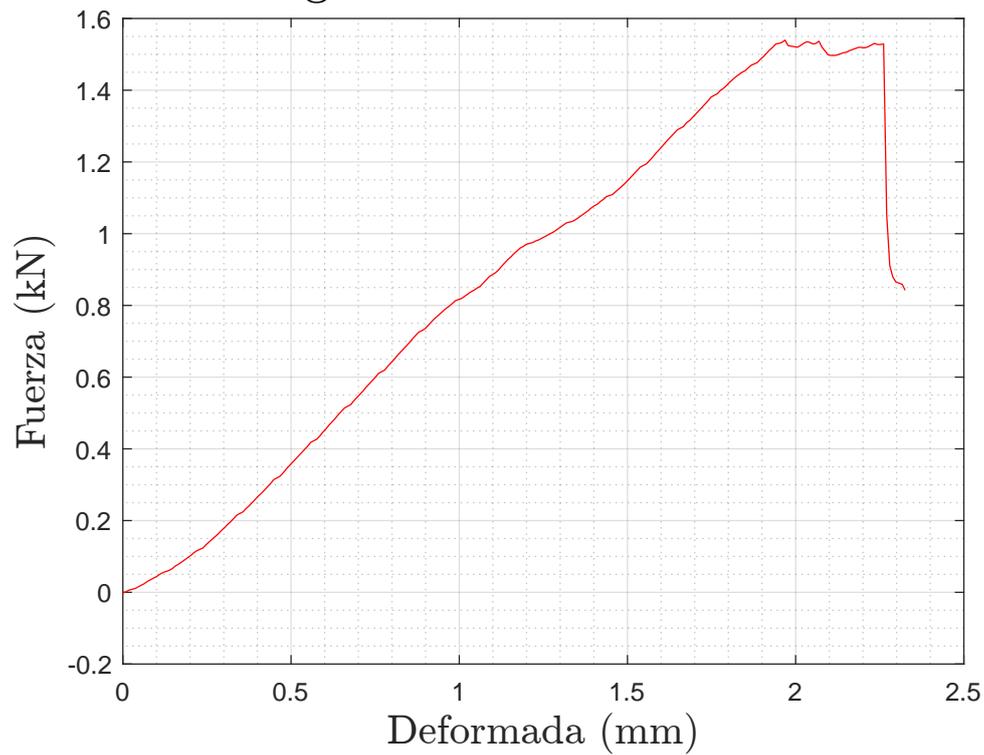


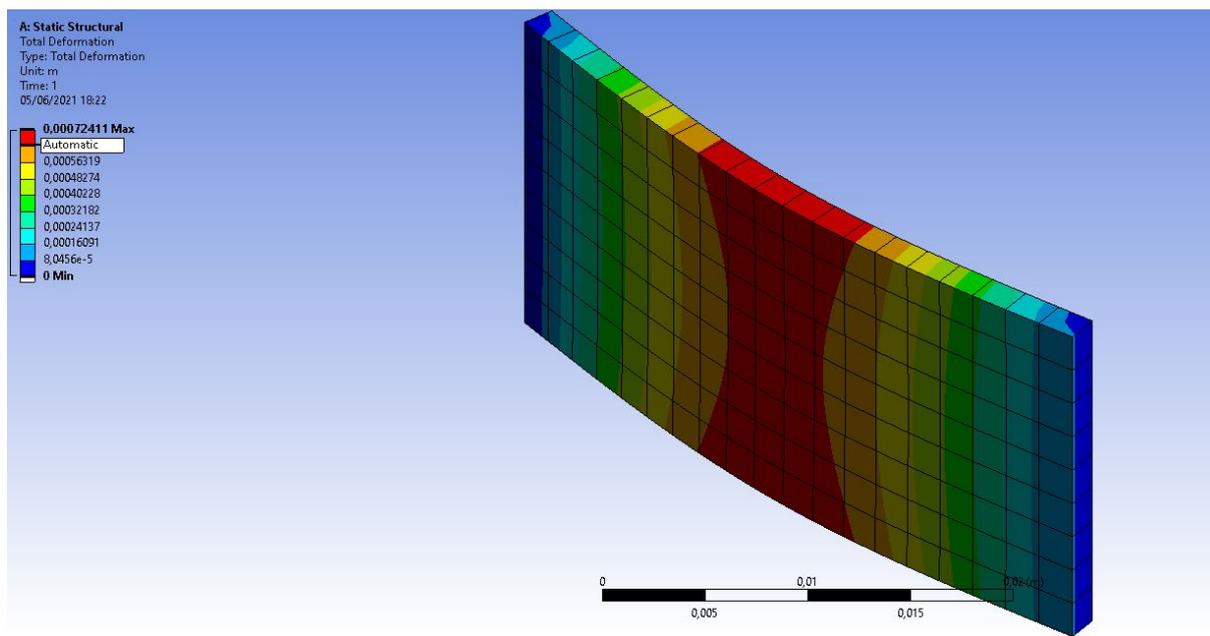
Diagrama tensión-deformación



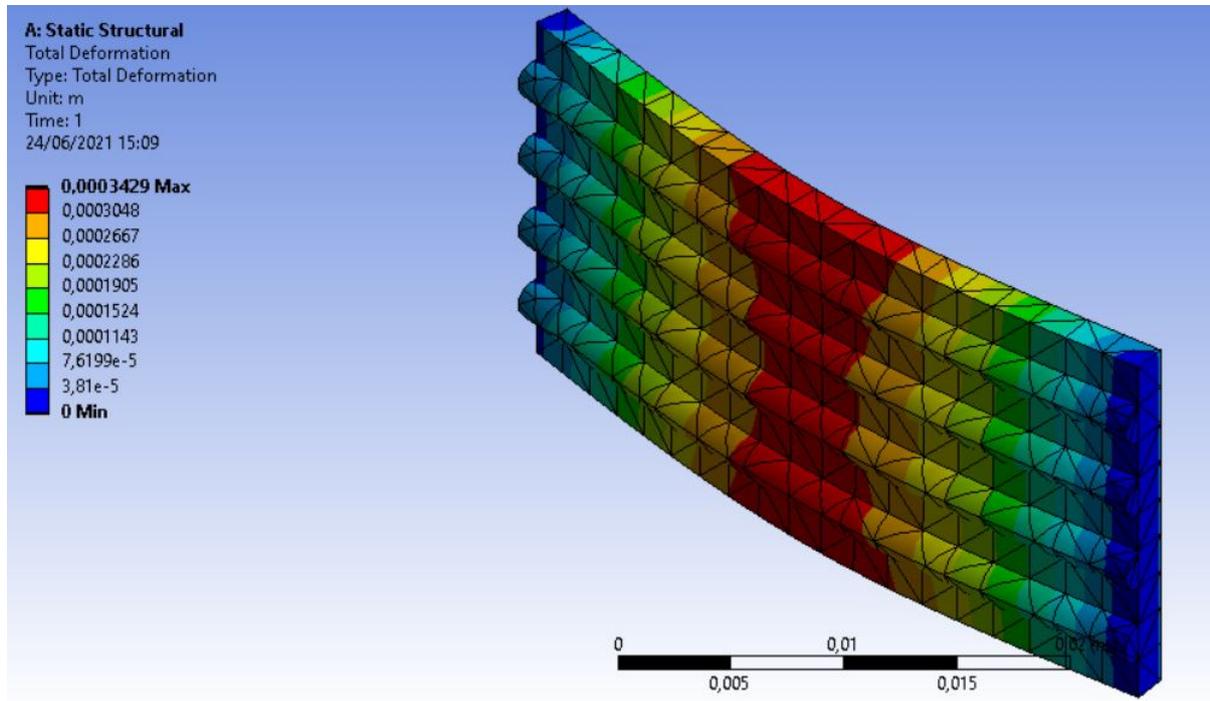
# D

Resultados obtenidos mediante simulación

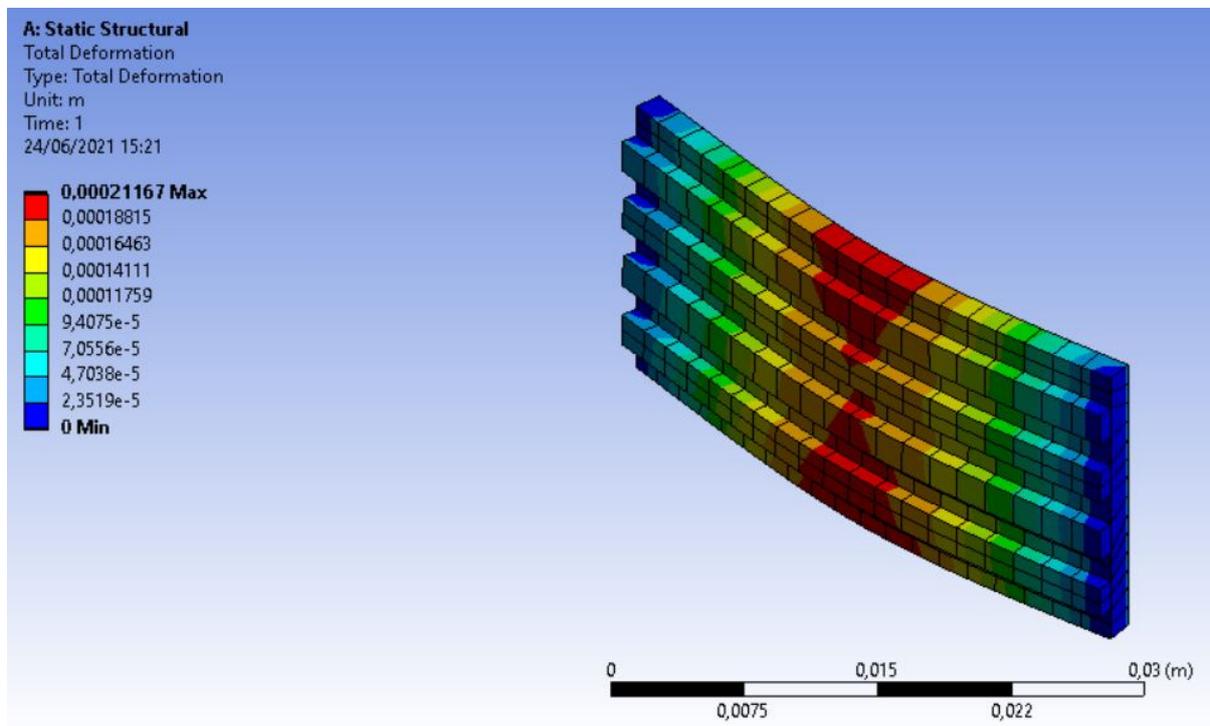
Base aluminio



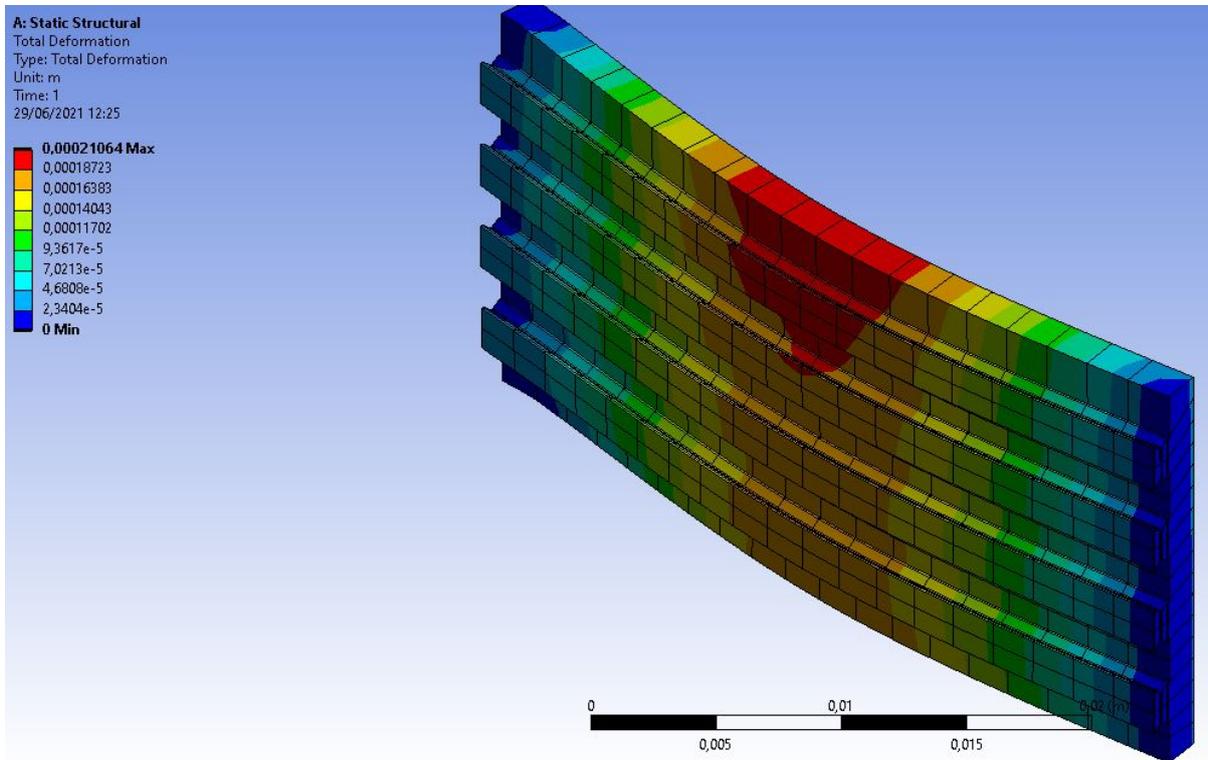
### Base aluminio con cordón 1



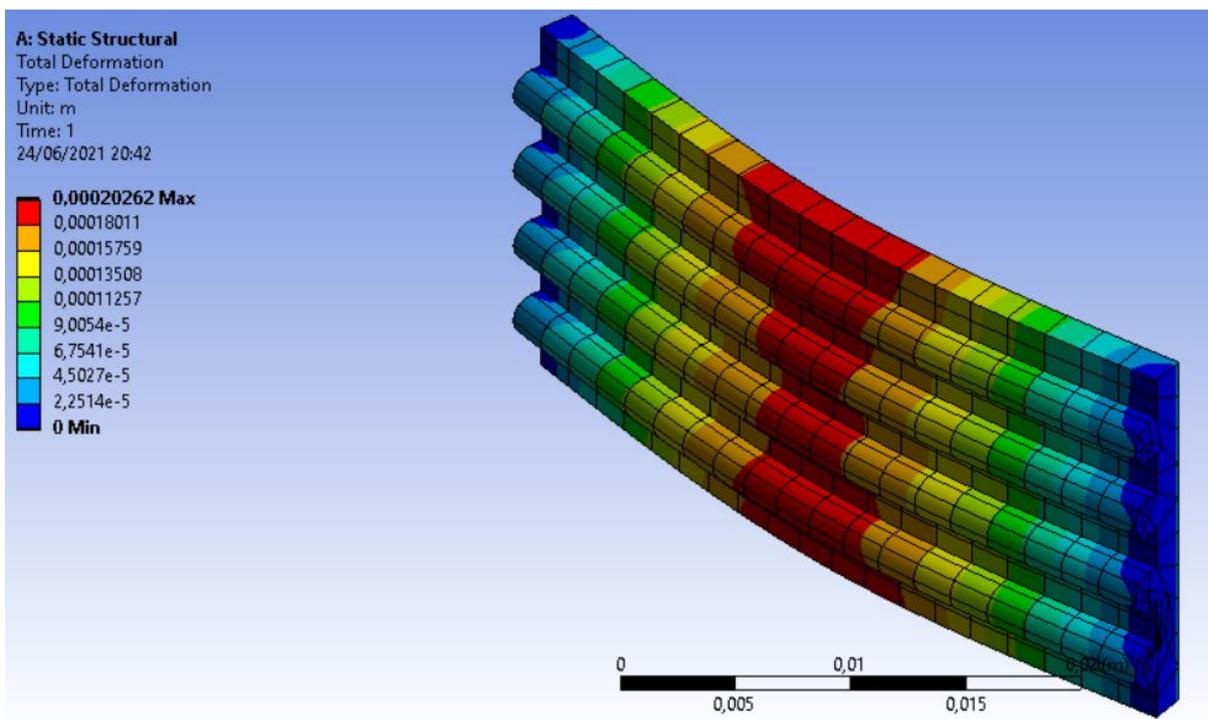
### Base aluminio con cordón 2



### Base aluminio con cordón 3



### Base aluminio con cordón 4



# E

Medición de la sección transversal de las cartelas

