



UNIVERSITAT
POLITÈCNICA
DE VALÈNCIA



ESTUDIO DE LA INFLUENCIA EN LAS PROPIEDADES MECÁNICAS DE LÁMINAS DE GRAFENO EN COMPOSITE APLICADO A LA ESTRUCTURA DE UNA SEMI-ALA

UNIVERSITAT POLITÈCNICA DE VALÈNCIA
ESCUELA TÉCNICA SUPERIOR DE INGENIERÍA DEL DISEÑO
GRADO EN INGENIERÍA AEROSPAECIAL

Autor

Parra Moreno, Cristian

Tutor

Busquets Mataix, David Jerónimo

València - Junio 2021
Curso 2020/21

Agradecimientos

En primer lugar, agradecer a mi tutor David por la confianza y dedicación en este proyecto. En segundo lugar quiero agradecer a mis padres por el tiempo y la paciencia que han tenido conmigo y por la educación, el apoyo y el amor que siempre me han mostrado, sin duda alguna han sido el pilar de toda mi vida y me han ayudado a ser la persona que soy hoy en día. Me gustaría agradecer en especial a mi madre, por enseñarme a nunca rendirse por duro y áspero que sea el camino, confiaste en mí incluso cuando ni yo mismo lo hacía. También quiero agradecer a mi hermano, ejemplo de superación y amor propio, siempre fuiste un referente para mí. Por último, a mis amigos, tanto los de toda la vida como las nuevas amistades forjadas durante el grado. Sin vosotros esto no hubiera sido posible, cada paso a vuestro lado ha sido mucho más sencillo. De corazón, gracias a todos.

Resumen

El descubrimiento del grafeno supuso un hecho revolucionario y totalmente novedoso dentro de la ingeniería de los materiales. Un material bidimensional con excelentes propiedades que abría un abanico de posibilidades en múltiples sectores.

Este trabajo pretende realizar un estudio bibliográfico de las propiedades de este novedoso material, principalmente las propiedades mecánicas. Previo a ello, se realizará un estudio de la evolución de los materiales aeronáuticos y de los requisitos que estos necesitan.

Una vez presentado el grafeno y sus propiedades, se realizarán dos estructuras alares semimonocasco diferentes. A su vez, se le asignarán a ambas estructuras tres conjunto de materiales: uno exclusivamente de metales, otro de materiales compuestos y un último de materiales compuestos reforzados con grafeno. Para estudiar el diferente comportamiento de los materiales se someterán a un análisis mediante el software *SolidWorks*.

Palabras clave

Grafeno, composite, estructura alar, análisis estructural, propiedades mecánicas.

Abstract

The discovery of graphene was a revolutionary and totally new development in materials engineering. A two-dimensional material with excellent properties that opened up a wide range of possibilities in many sectors.

This project aims to carry out a bibliographic study of the properties of this new material, mainly its mechanical properties. Prior to this, a study will be made of the evolution of aeronautical materials and the requirements they need.

Once graphene and its properties have been presented, two different semi-monocoque wing structures will be made. In turn, three sets of materials will be assigned to both structures: one exclusively of metals, one of composite materials and one of graphene-reinforced composite materials. In order to study the different behaviour of the materials, they will be analysed using the *SolidWorks* software.

Key words

Graphene, composite, wing structure, structural analysis, mechanical properties

Índice general

Índice de figuras	VIII
Índice de tablas	X
Introducción	XI
1. Materiales aeroespaciales	2
1.1. Introducción	2
1.2. Evolución histórica	2
1.3. Requerimientos de los materiales	10
2. Grafeno	15
2.1. Introducción	15
2.2. Formas alotrópicas del carbono	16
2.3. Propiedades del grafeno	19
2.3.1. Propiedades mecánicas	19
2.3.2. Propiedades eléctricas	23
2.3.3. Propiedades térmicas	25
2.3.4. Propiedades químicas	25
2.3.5. Otras propiedades de interés	25
2.4. Métodos de obtención de grafeno	26
2.4.1. Exfoliación micromecánica de grafito	26
2.4.2. Exfoliación de grafito en fase líquida	27
2.4.3. Exfoliación química de grafito	28
2.4.4. Crecimiento epitaxial	30
2.4.5. Crecimiento de grafeno por CVD	31
2.4.6. Síntesis química	31
3. Diseño de la estructura	32
3.1. Introducción	32
3.2. Estructura semimonocasco del ala	32
3.3. Diseño del semi-ala	36
3.3.1. Estructura 1: Avión ligero	36
3.3.2. Estructura 2: Jet	37
3.4. Materiales seleccionados	38
3.4.1. Metales	39
3.4.2. Materiales compuestos	40
3.5. Cargas aplicadas	41
3.5.1. Fuerzas sobre una nave genérica	41
3.5.2. Fuerzas aplicadas	42

4. Análisis estructural	45
4.1. Introducción	45
4.2. Análisis avión ligero	45
4.3. Análisis jet ligero	48
4.4. Conclusiones	53
4.5. Trabajos futuros	54
Bibliografía	56
A. Pliego de condiciones	60
B. Presupuesto	62
C. Planos	63
D. Modelo micromecánico de Chamis	72

Índice de figuras

1.1.	de Havilland DH. 98 Mosquito en pleno vuelo [1].	3
1.2.	de Havilland DH.106 Comet en pleno vuelo [2].	5
1.3.	Lockheed SR-71 en pleno vuelo [3].	6
1.4.	F-16 Fighting Falcon en pleno vuelo [4].	7
1.5.	Evolución histórica del uso de los principales materiales aeronáuticos [5].	9
1.6.	Densidad y espesor mínimo de los principales materiales aeronáuticos [12].	11
1.7.	Temperatura de servicio de los diferentes regímenes de vuelo [12].	13
2.1.	Estructura cristalina del grafeno [16].	15
2.2.	Estructura del grafeno aislado [22].	16
2.3.	Formas del grafeno: fullerenos (a), nanotubos (b) y grafito (c) [21].	17
2.4.	Imágenes TEM mostrando la formación de una molécula de fullereno a partir de una lámina de grafeno [23].	18
2.5.	Formación de una lámina de grafeno a partir de nanotubos de carbono [23].	18
2.6.	Esquema explicativo del modulo de Young bidimensional [30].	20
2.7.	Módulo de Young y Módulo de Young bidimensional [29].	21
2.8.	Curva tensión bidimensional-deformación [30].	21
2.9.	Esquema tensión-deformación para materiales frágiles y dúctiles [31]	22
2.10.	(a) Dibujo esquemático que ilustra el significado del coeficiente de Poisson: si a una lámina en reposo (gris) le aplicamos una tensión en un sentido, se contrae en el eje transversal (azul). (b) Esquema del origen de la rigidez flexional en materiales convencionales. La línea roja representa la zona que no sufre ni compresión ni tracción. Por debajo de la línea roja el material sufre compresión, y por encima, tracción [31].	22
2.11.	Clasificación de los materiales según su conductividad eléctrica [33].	24
2.12.	Relación calidad-precio de los distintos métodos de obtención de grafeno [36].	26
2.13.	Exfoliación micromecánica de cristales 2D. (a) Se presiona la cinta adhesiva contra el cristal. (b) Las capas superiores quedan pegadas a la cinta. (c) La cinta se presiona contra la superficie elegida. (d) Al despegar, la capa inferior queda sobre el sustrato.[39]	27
2.14.	Exfoliación térmica de grafito en medio líquido con tratamiento térmico adicional [41]	28
2.15.	Cabezal rotor-estator (A-B) y funcionamiento (C) [36].	28
2.16.	Proceso de intercalación química de grafito [43].	29
2.17.	Proceso de tratamiento químico oxidación - exfoliación - reducción [47].	29
2.18.	Proceso de crecimiento epitaxial del carburo de Silicio (SiC) [54].	31
3.1.	Esquema de la estructura semimonocasco de un semi-ala [56].	33
3.2.	Vista lateral de una costilla emplazada en una estructura alar semimonocasco [57].	34
3.3.	Diferentes tipo de unión de los larguerillos con el revestimiento [57].	34
3.4.	(a) Estructura monolarguera sin cajón de torsión. (b) Estructura monolarguera con cajón de torsión. (c) Estructura bilarguera. [57]	35

3.5. Estructura del avión ligero.	36
3.6. Estructura del jet ligero.	38
3.7. Fuerzas que actúan durante el vuelo de un avión (dominio público).	42
4.1. Tensión equivalente del avión ligero para aluminio.	45
4.2. Tensión equivalente del avión ligero para fibra de vidrio.	46
4.3. Tensión equivalente del avión ligero para fibra de vidrio reforzada con grafeno.	46
4.4. Desplazamiento equivalente del avión ligero para aluminio.	47
4.5. Desplazamiento equivalente del avión ligero para fibra de vidrio.	47
4.6. Desplazamiento equivalente del avión ligero para fibra de vidrio reforzada con grafeno.	47
4.7. Tensión equivalente del jet para aluminio.	49
4.8. Tensión equivalente del jet para fibra de vidrio.	50
4.9. Tensión equivalente del jet para fibra de vidrio reforzada con grafeno.	50
4.10. Desplazamiento equivalente del jet para aluminio.	52
4.11. Desplazamiento equivalente del jet para fibra de vidrio.	52
4.12. Desplazamiento equivalente del jet para fibra de vidrio reforzada con grafeno.	53
D.1. Ecuaciones del modelo micromecánico de Chamis	72

Índice de tablas

1.1. Resumen propiedades principales materiales aeronáuticos [5].	10
1.2. Principales requerimientos de los materiales aeronáuticos [5].	14
2.1. Resumen propiedades mecánicas del grafeno.	23
2.2. Conductividad eléctrica de distintos materiales [30].	23
2.3. Comparación conductividad térmica de distintos materiales [30].	25
3.1. Dimensiones generales del ala	36
3.2. Elementos estructurales del avión ligero.	37
3.3. Elementos estructurales del jet.	38
3.4. Aleaciones del aluminio [63]	40
3.5. Propiedades de la fibra de vidrio [5].	40
3.6. Propiedades laminado <i>S-glass</i> + Grafeno.	41
3.7. Comparativa de los diferentes materiales utilizados.	41
3.8. Datos de aeronaves semejantes para un avión ligero [62].	43
3.9. Datos de aeronaves semejantes para un jet ligero [62].	44
3.10. Resumen masa y peso avión ligero	44
3.11. Resumen masa y peso jet	44
3.12. Sustentación calculada para cada estructura	44
4.1. Resultados estructura avión ligero	48
4.2. Resultados estructura jet	51
C.1. Factor de escala de las medidas de las costillas.	63

Lista de Símbolos

Símbolos latinos

AR	—	Alargamiento alar (-).
b	—	Envergadura (m).
c	—	Cuerda (m).
D	—	Módulo elástico de tercer orden (Pa).
E	—	Módulo de Young (Pa).
f_s	—	Factor de seguridad (-).
g	—	Gravedad (m/s^2).
L	—	Sustentación (N).
LE	—	Límite elástico (Pa).
n	—	Factor de carga (-).
S_w	—	Superficie alar (m^2).
T	—	Tenacidad (Nm^{-1}).
U_r	—	Resiliencia (Nm^{-1}).
W	—	Peso (N).

Símbolos griegos

ε	—	Deformación (m).
κ	—	Rigidez flexional (Pa).
λ	—	Estrechamiento (-).
ρ	—	Densidad (kg/m^3).
ν	—	Módulo de Poisson (-).
σ	—	Tensión normal (Pa).

Siglas

CFD	—	Computational Fluid Dynamics.
CS	—	Certification Specification.
CVD	—	Chemical Vapor Deposition.
DFT	—	Density Functional Theory.
$EASA$	—	European Union Aviation Safety Agency.
FAA	—	Federal Aviation Agency.
$HOPG$	—	High Oriented Pyrolytic Graphite.
$HREELS$	—	High-Resolution Electron Energy Loss Spectroscopy.
$IUPAC$	—	International Union of Pure and Applied Chemistry.
LPE	—	Liquid Phase Exfoliation.
$MTOW$	—	Maximum Take Off Weight.
$NACA$	—	National Advisory Committee for Aeronautics.
TEM	—	Transmission Electron Microscopy.

Introducción

Motivación

Dentro de la aviación existe un constante deseo de superarse cada día. Dentro de un mundo muy competitivo, cualquier detalle es clave para el avance en el sector. Uno de los factores clave es la estructura de la nave de la cual forma parte la estructura del ala. Una estructura ligera, rígida, que soporte todas las cargas sin sufrir ningún tipo de defecto por ello y que poco a poco se desgasten por el tiempo sometidas a esfuerzo. Para que no ocurra ninguna rotura y para conocer el comportamiento que esta tendrá, es importante realizar estudios estructurales previos para comprobar el correcto funcionamiento de todos los elementos. Para ello, la tecnología trajo con ella otros métodos de estudio que ahorran tiempo y dinero como son análisis mediante software computacionales. Estas herramientas permiten realizar un boceto del comportamiento y esfuerzos del ala e incluso algunos llegan a ser bastante precisos con sus predicciones.

Otro factor clave es el material del que se compone la nave. La elección de uno u otro material puede significar la diferencia entre el fallo catastrófico de la nave o su correcto funcionamiento. Cada día se investiga más en la ciencia de los materiales y hace relativamente poco se descubrió un novedoso y excelente material como es el grafeno. Con propiedades que supera a otros muchísimos materiales, éste puede marcar un antes y un después en un gran abanico de sectores.

Por ello, realizar un estudio teórico y mediante software computacional de materiales reforzados con grafeno puede resultar gratamente interesante.

Objetivos

Los objetivos finales de este trabajo son:

- Asentar y expandir los conocimientos adquiridos en las asignaturas cursadas en el grado ingeniería aeroespacial, tanto teóricos como prácticos y en especial el saber sobre la ciencia de los materiales y diseño asistido por ordenador.
- Realizar un estudio bibliográfico sobre la historia de los materiales aeronáuticos y los requisitos que han de cumplir para ser considerados buenos materiales en la toma de decisión a la hora de la fabricación de componentes para aeronaves.
- Realizar un estudio bibliográfico sobre la historia y propiedades del grafeno, así como de los métodos de obtención de este innovador material.
- Diseñar dos estructuras de semi-ala en el software SolidWorks, así como someterlas a ensaño con diferentes fuerzas y diferentes materiales.

Capítulo 1

Materiales aeroespaciales

1.1. Introducción

El avance y desarrollo de la ingeniería aeroespacial ha ido siempre ligado a multitud de factores como la mecánica de fluidos, siendo de gran relevancia para una mayor comprensión en la aerodinámica que gobierna el vuelo de la nave, nuevos tipos de estructuras y configuraciones, afectando tanto al carácter aerodinámico como a la seguridad de la aeronave, etc. Con el paso del tiempo, las metas puestas por el hombre eran cada vez más ambiciosas, se buscaba una nave que pudiera volar cada vez más lejos, más rápido y a una altitud más elevada. Estos objetivos han planteado el desarrollo de todos estos campos, y entre esta variedad de factores también destaca la ciencia de materiales.

Los materiales utilizados para construir las aeronaves cumplen un papel fundamental a lo largo de todo el proceso de diseño, fabricación, certificación e incluso mantenimiento del vehículo hasta el final de su vida útil. Labor de un buen ingeniero aeronáutico es saber por qué materiales optar a la hora de realizar el diseño de una aeronave. Éste, deberá tener en cuenta la aplicación de cada componente a diseñar, conocer las condiciones y esfuerzos a los que la pieza estará sometida y saber aplicar estos condicionantes en la hora de seleccionar un material u otro para la nave.

La ingeniería aeronáutica es un campo de altos requerimientos, en el que se deben tener en cuenta multitud de factores en cada toma de decisión, y no será menos la elección de los materiales apropiados para la construcción de una aeronave. Estos materiales deberán cumplir un abanico de requisitos que satisfaga las necesidades de los ingenieros que han tenido de solventar multitud de problemas a lo largo de la historia, introduciendo o modificando materiales ya existentes.

1.2. Evolución histórica

En este continuo afán por lograr metas más anheladas, también existe una evolución de las necesidades y problemas que surgen a la hora de optar por un material u otro. Así, en los comienzos del vuelo propulsado (tómese el vuelo realizado por los hermanos Wright en 1903 como punto de partida), se buscaban materiales de mínimo peso pero que pudieran soportar los mayores esfuerzos posibles, sacrificando así, en cierta medida, otros aspectos hoy vitales como durabilidad, o rigidez.

Con estas consideraciones el material más utilizado en estos primeros vuelos propulsados era la madera, pues cumplía con los criterios básicos, en contexto de la situación del comienzo

del siglo XX, donde otras opciones eran el acero o el hierro, pero estos materiales son aproximadamente diez veces más densos que la madera por lo que eran demasiado pesados para la poca potencia propulsiva que se podía obtener para entonces.

Sumado a las características anteriormente mencionadas, la madera también era un material muy accesible, barato y había demostrado ser capaz de aguantar cargas pues históricamente se ha usado como material estructural en todo tipo de construcción: edificios, puentes, empalizadas, etc. Este hecho además implica que los carpinteros y trabajadores de la época estaban acostumbrados a tratar este material y podrían darle forma fácilmente pues contaban con las herramientas y mecánicas necesarias.

El uso de este material siguió siendo importante en la Segunda Guerra Mundial, como por ejemplo la nave militar de Havilland DH.98 *Mosquito* (Figura 1.1), aunque también fue debido a la carencia que sufrieron las naciones involucradas en el conflicto de otro tipo de materiales más avanzados. Tras el fin de la guerra, la madera, y sus variantes como el contrachapado, cayó en desuso. Actualmente rara vez se ve como material estructural más allá de algunos planeadores o ultraligeros.



Figura 1.1: de Havilland DH. 98 Mosquito en pleno vuelo [1].

Aunque sí continuó teniendo repercusión, en las décadas de los 20 y los 30 empezaban a aparecer cambios sustanciales en los materiales aeronáuticos, el transporte aéreo poco a poco se hacía más popular y el ansia por tener mayor industria que el enemigo en las Guerras Mundiales provocaron una gran investigación y desarrollo en ingeniería aeroespacial.

Estas innovaciones buscaban obtener mejores capacidades y actuaciones y se enfocaron en ciertas características que vieron incrementada su importancia como mayor rigidez y durabilidad. Esto produjo la aparición de los metales en las aeronaves, principalmente el aluminio, aunque no el único. Realmente el uso del aluminio en aviación data de la Primera Guerra Mundial, donde era usado en la fabricación de zepelines pues era demasiado endeble para aeronaves de ala fija. Fue en la década de los 20 cuando la metalurgia realizó grandes mejoras en las propiedades del aluminio añadiendo otros elementos formando así aleaciones más resistentes y de mayor rigidez. Una de las aleaciones más importantes de esta época fue el duraluminio, una aleación de aluminio que contiene cobre, magnesio y manganeso. El uso del aluminio sigue siendo muy popular hasta el día de hoy, aunque con la entrada del siglo XXI ha perdido algo de importancia frente a materiales compuestos.

La mayoría de aleaciones del aluminio se dividen en grupos, que son denominados por cuatro dígitos. El primer número indica el material con el cual se alea el aluminio, el segundo dígito señala el número de veces que se ha modificado la aleación y los dos últimos son números

de índice. Tras el número de serie, suelen ir acompañados por un guión seguido por un código del tratamiento térmico sufrido por la aleación [5].

- Serie 1xxx: aluminio puro, mínimo 99 %.
- Serie 2xxx: aluminio-cobre.
- Serie 3xxx: aluminio-manganeso.
- Serie 4xxx: aluminio-silicio.
- Serie 5xxx: aluminio-magnesio.
- Serie 6xxx: aluminio-magnesio-silicio.
- Serie 7xxx: aluminio-zinc.
- Serie 8xxx: otros elementos como estaño, litio.

Entre ellas, las más utilizadas dentro del ámbito aeroespacial son la serie 2000, 5000, 6000, 7000 y en ocasiones la serie 8000. Las aleaciones del tipo 2000 se caracterizan por una mayor tolerancia al daño y resistencia al crecimiento de grietas por fatiga (destaca el aluminio 2024-Tx). En cuanto a la serie 5000 poseen buena resistencia a la corrosión al igual que la familia 6000. Los aluminios 7000 son los que mayor resistencia poseen en general (muy importante el aluminio 7075-T6 y variaciones). Por último, la serie 8000 poseen una menor densidad y un mayor número de Young [5].

Las carencias de materias primas que sufrieron algunas naciones durante la Segunda Guerra Mundial obligaron a buscar otros materiales que cumpliera con las características necesarias, como el magnesio. Como el aluminio, comenzó a usarse en la Primera Guerra Mundial para la fabricación de aeronaves militares alemanas por su bajo peso, pero fue durante la Segunda Guerra Mundial cuando se popularizó su uso por las potencias del eje, Alemania y Japón. Siguió siendo popular hasta la década de los 60, en los años 70 comenzó a perder protagonismo hasta el día de hoy donde sigue siendo un material importante, aunque su uso es realmente bajo comparado con épocas anteriores.

Dentro del periodo marcado por el gran conflicto que asoló al mundo en la década de los 40, y los años venideros a éste, comenzó el desarrollo de la primera generación de helicópteros, cohetes y aeronaves a reacción modernas. El avance en estos campos supuso el auge de otros criterios de selección de materiales tanto para la estructura como para el motor, buscando aleaciones que pudieran soportar la corrosión y las altas temperaturas de los gases expulsados por los motores a reacción.

Los polímeros reforzados con fibra han sido y son actualmente un material de grandísima importancia en la historia de la ciencia de materiales. Dentro de la aviación sus inicios datan de la década de los 40 debido a su resistencia a la corrosión y su gran fortaleza frente a su poco peso, aunque si demostró tener grandes propiedades no fue muy utilizado dado al alto precio de producción de los primeros compuestos de matriz orgánica como la fibra de vidrio. Además, la industria no dominaba la fabricación de estos materiales por lo que no era fácil lograr grandes cantidades para su uso.

También en esta década se introdujo en la aviación civil el uso de cabinas presurizadas. Esto generó un aumento en las cargas de presión que sufría el fuselaje, por lo que los ingenieros de la época comenzaron a usar paneles en el revestimiento con materiales de alta resistencia.

Durante toda la aviación, incluida la Segunda Guerra Mundial, el fallo catastrófico y repentino de las aeronaves era algo para nada inusual por lo que la aviación era considerada como una industria de alto riesgo. Los ingenieros y diseñadores trataban de minimizar la probabilidad de fallo con estructuras más voluminosas y aparentemente resistentes pero las fallas se seguían dando con frecuencia. Todo esto a su vez, significó una gran importancia a otras características como la resistencia a fatiga y resistencia a fractura, apareciendo así el primer criterio de seguridad, la tolerancia al daño. Esta es la capacidad que tiene una estructura de soportar grietas y otro tipo de daño sin que se produzca un fallo catastrófico.

Esta nueva propiedad adquirió gran importancia en la selección de materiales, más aún cuando en 1954 se produjeron dos accidentes, sumados a otro previo en 1953, de aviones de Havilland DH.106 *Comet* (Figura 1.2), naves comerciales construidas basadas en aluminio. Tras las investigaciones realizadas se concluyó que la causa principal fue rotura de la cabina presurizada debido a fatiga por la concentración de tensiones en ventanas y escotillas.



Figura 1.2: de Havilland DH.106 Comet en pleno vuelo [2].

Durante la década de los 60 y dentro de la Guerra Fría, el avance en aviación se centralizó en dos puntos principales: aviones supersónicos, tanto aviones caza como aviones de vigilancia, y aeronaves espaciales como cohetes y satélites, en anhelo de ganar la famosa carrera espacial. Las investigaciones trataban de solucionar los problemas que suponen las altas temperaturas sufridas en este tipo de naves. Así, aleaciones de titanio empezaron a ser muy usuales, como algunas aleaciones específicas de aluminio y otras basadas en níquel, debido a que tenían una gran resistencia a los efectos térmicos causados por la fricción.

El titanio comenzó a utilizarse unos años antes, en los años 50, tanto en aviación civil como militar, aunque realmente adquirió gran popularidad e importancia con el comienzo del desarrollo de aeronaves supersónicas por sus grandes propiedades térmicas a ese régimen de vuelo donde otros materiales, como el aluminio, no resisten el calor generado por fricción. El buen hacer del titanio en este tipo de naves quedó demostrado con la nave Lockheed SR-71 (Figura 1.3), también denominado extraoficialmente como *Blackbird*. Una aeronave supersónica que llegaba a superar velocidades correspondientes a Mach 3. Pese a sus altos costes de producción y fabricación, su uso ha ido aumentando a lo largo de los años, aunque solo para componentes estructurales que estén sometidos a grandes cargas, aunque en aviación militar sí es mayor su uso gracias a las propiedades mencionadas anteriormente.

El titanio y sus aleaciones se dividen en: titanio puro, titanio α , titanio β y titanio $\alpha+\beta$. El titanio puro contiene más de un 99 % de contenido en este metal. Es un material débil con resistencias moderadas poco adecuado para la ingeniería aeroespacial.

La denominación α y β hacen referencia al tipo de alotropía de titanio además de estar mezclados con distintos estabilizadores. Las aleaciones de titanio α contienen aluminio y estaño principalmente aunque pueden contener otros estabilizadores como hidrógeno, carbono, oxígeno o nitrógeno. Estos estabilizadores aumentan las propiedades de la aleación como gran resistencia a la corrosión y a la oxidación, buenas resistencia y grandes propiedades térmicas. Dentro de las aleaciones de titanio α existen dos distinciones: super- α (contienen más del 5% del peso en estabilizadores α) y bajo- α (contienen alto porcentaje de estabilizadores α y un bajo porcentaje, alrededor del 2%, de estabilizadores β) [5].

Las aleaciones de titanio β son análogas a las aleaciones de titanio α , reciben su nombre por estar formado por titanio β mezclado con estabilizadores β como vanadio, cromo, molibdeno, niobio o tántalo. Su resistencia a la fatiga es superior a los titanio α pero no poseen buena resistencia a la fluencia lenta. También se distinguen entre super- β y bajo- β .

Por último, las aleaciones de titanio $\alpha+\beta$ cuentan con ambos tipos de titanio y son las aleaciones más importantes pues tienen grande resistencia a fluencia lenta a altas temperaturas, son aleaciones dúctiles con alta dureza y buena resistencia a fatiga.



Figura 1.3: Lockheed SR-71 en pleno vuelo [3].

Un importante cambio apareció en los respecto a la tecnología de composites en los años 60 con la producción de otro material compuesto de matriz polimérica, en este caso la fibra de carbono. Un material que cuenta con excelentes propiedades de gran valor en la selección de materiales aeronáuticos: resistente a fatiga y corrosión, ligero, rígido, etc. Pese a ello, hasta la década de los 80 únicamente se utilizaba en la fabricación de componentes semiestructurales. A partir de entonces, el contenido de composites en los aviones comenzó a dispararse.

Pero no fue la única novedad en el campo de los materiales compuestos. Durante los años 50 y 60 se desarrollaron los conocidos materiales compuestos de matriz metálica, principalmente de aluminio. Así se obtuvieron materiales que mejoraban las características de los metales usados en la matriz como una mayor resistencia a fatiga o mayor rigidez, aunque debido a su alto coste económico y de producción no fueron muy utilizados. Gracias a esto, se encontraron usos como las cubiertas de las aspas del rotor de un helicóptero o puertas de acceso y otros elementos estructurales secundarios en el F-16 *Fighting Falcon* (Figura 1.4).



Figura 1.4: F-16 Fighting Falcon en pleno vuelo [4].

Nuevamente, en la década de los 70, accidentes aéreos causaron un gran revuelo y obligaron a endurecer las medidas y criterios de selección. En este caso, fallos inesperados en componentes de acero ultra resistente en aviones de las Fuerzas Aéreas de Estados Unidos (USAF por sus siglas en inglés, *United States Air Force*). Las investigaciones no dejaron lugar a dudas, las fallas estaban causadas por defectos de diseño y grietas generadas por fatiga, tan pequeñas que no podían ser detectadas. De esta forma, las Fuerzas Aéreas de Estados Unidos implementaron un nuevo criterio que asume la presencia de estas grietas, mejorando a su vez los procesos de diseño e inspección.

A su vez, autoridades de seguridad aérea, como la FAA (*Federal Aviation Systems*) endurecieron los requerimientos para la certificación de los fabricantes. Estos debían de demostrar que las grietas por fatiga se podían detectar antes de llegar a un punto crítico que supusiese un fallo inesperado y catastrófico del componente. Estos cambios de mentalidad supusieron una gran importancia en materiales con excelente tolerancia al daño y resistencia a la fatiga.

Pero no fueron los únicos aspectos relevantes dentro de la década de los 70. En 1973 se produjo la afamada crisis del petróleo en la cual los países miembros de la OPEP (Organización de Países Exportadores de Petróleo) decidieron cancelar las exportaciones a países como Estados Unidos por su participación en la guerra de Yom Kipur.

Esto provocó una gran inflación en el precio del combustible y la aviación civil sufrió una gran crisis por ello, hasta el punto de llevar a muchas aerolíneas a la quiebra. Sumado a la oportunidad de obtener un mayor rango y límite de carga de pago, la minimización del peso, aunque siempre había sido un aspecto importante desde el comienzo de la aviación, retomó gran importancia. El resultado fue la aparición de nuevas y mejores aleaciones super resistentes de aluminio y la introducción de fibras de carbono-epoxi como material para componentes estructurales secundarios como carenados de motor o las puertas del tren de aterrizaje.

El último punto por destacar en los años 70 fue la introducción de una nueva clase de composite, los materiales compuestos de matriz cerámica, materiales con grandes propiedades de resistencia térmica, su uso fundamental se basó en esta cualidad en aplicaciones de alta temperatura.

Durante las décadas de los 80 y los 90 se logró aumentar el tiempo de envejecimiento de las aeronaves materializándose en beneficios económicos que se enfocaron en mejorar la tolerancia al daño y la resistencia a la corrosión. El coste creciente de fabricación de nuevas aeronaves y la gran competencia existente entre aerolíneas (incluyendo la aparición de las aerolíneas de bajo coste) la necesidad de alargar lo máximo posible la vida útil operacional se volvió un punto

vital. Para aviones con una mejor resistencia a la corrosión se comenzó a implementar en gran medida materiales compuestos y algunas aleaciones de aluminio.

En cuanto a los composites, se introdujo una nueva innovación de este campo, los laminados de fibra de metal, destacando el vidrio reforzado entre ellos. Este tenía grandes propiedades de resistencia tanto a corrosión como a fatiga, dureza y tolerancia al daño. Uno de los primeros aviones en estar formados por una alta cantidad de vidrio reforzado es Airbus A380.

La década de los 90 también destacó por dos puntos. En primer lugar, los costes de fabricación y mantenimiento cobraron gran relevancia en la selección de materiales. En cuanto a la aviación militar, el desarrollo de aviones caza furtivos forzó el desarrollo de los materiales en otro campo: minimizar las emisiones térmicas y propiedades de absorción de radar.

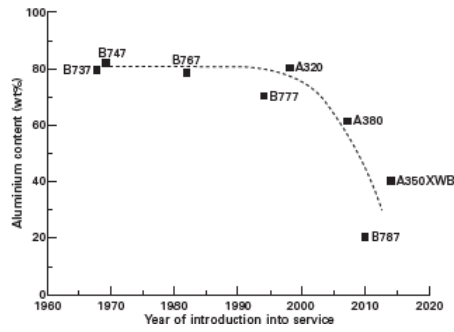
Actualmente, todos los criterios mencionados anteriormente son de gran importancia en el proceso de selección de materiales para la fabricación de aeronaves: minimización del peso, rigidez, dureza, tolerancia al daño, resistencia a la fatiga, resistencia a rotura y buenas propiedades térmicas y ante la corrosión. Pero la lista no queda ahí. En la primera década del siglo XXI la ingeniería de materiales se centralizó en la reducción de los costes de producción, se comenzaron a utilizar procesos más baratos o ensamblajes con menos piezas, y también reducir los costes a lo largo de la vida útil operacional de la nave, atrasando en envejecimiento y optimizando el mantenimiento.

Otro factor clave del siglo XXI ha sido reducir la huella en el calentamiento global, buscando reducir las emisiones de gas que contribuyen en el efecto invernadero. Reducir el peso de las naves, de nuevo, y aumentar la eficiencia de los motores son, también, factores de selección contemporáneos.

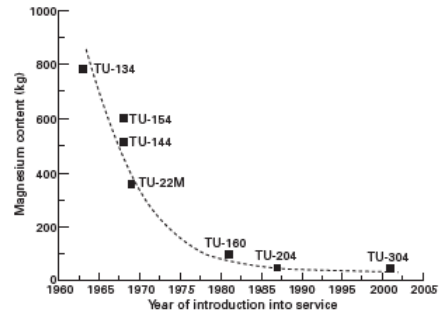
En la Figura 1.5 se puede ver la tendencia de los principales materiales aeronáuticos en los últimos 60-70 años, diferenciando el sector comercial, o civil, con el sector militar únicamente en el caso del titanio y el composite.

El aluminio llegó a ser parte del 80 % de las aeronaves durante gran parte del siglo XX, perdiendo peso frente a materiales como titanio y composites. Dos buenos ejemplos de esto son el Boeing 737, o Boeing 747 también serviría, y el Airbus A380. En el caso del Boeing 737, entró en servicio en 1968. Viendo las gráficas se puede ver como la mayoría de material utilizado fue el aluminio, cerca del 80 %, siendo prácticamente nula la participación del titanio y composites en la nave. En cambio, en el caso del Airbus A380, puesta en servicio en 2007, el contenido de aluminio disminuye hasta el 60 %, aumentando el titanio, entorno al 10 %, y el composite, superior al 20 %. Se observa que esta tendencia continúa en aeronaves como el Airbus A350 XWB, puesta en servicio en 2015 (35 % aluminio, 15 % titanio y 50 % composite) [5].

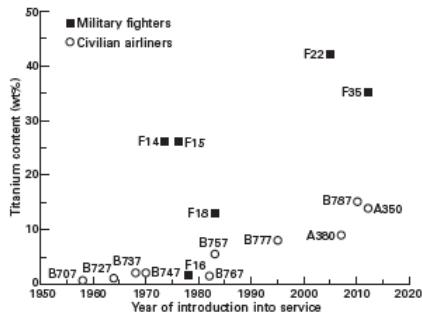
En cuanto a la rama militar, el titanio siempre fue utilizado en mayor medida por sus buenas propiedades térmicas, aumentando la participación con los años. Un caso análogo ocurre con los composites, pese que al comienzo no destacaba su uso frente a la aviación comercial, a finales del siglo XX sí comenzó a verse mayormente en aviación militar pero las grandes propiedades de estos materiales han hecho que también se utilicen en mayor medida en aviones comerciales.



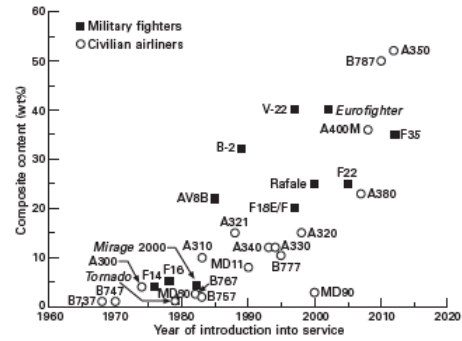
(a) Cantidad de aluminio utilizado en aeronaves



(b) Cantidad de magnesio utilizado en aeronaves



(c) Cantidad de titanio utilizado en aeronaves



(d) Cantidad de composite utilizado en aeronaves

Figura 1.5: Evolución histórica del uso de los principales materiales aeronáuticos [5].

El caso del magnesio (Figura 1.5b) es algo diferente a los demás pues la gráfica no proporciona datos de porcentaje de contenido del material en las aeronaves, proporciona el contenido en kilogramos del magnesio en las aeronaves. Esto se debe a que la participación de este material ha sido menor que los demás materiales. En la gráfica, se puede ver que aunque no acaba de desaparecer por completo su uso, la tendencia es de dejar de lado este material a la hora de la fabricación de aeronaves. Pese a ello, ha sido usado en múltiples registros: aviación comercial subsónica (Túpolev Tu-154), aviación comercial supersónica (Túpolev Tu-144) y aviación militar (Túpolev Tu-22M) [5].

Para concluir, se ha hablado por encima de los requisitos que deben cumplir los materiales y las necesidades que surgían a lo largo de la historia. A modo de conexión con el siguiente apartado, donde se explicarán los requisitos de los materiales en ingeniería aeronáutica, en la Tabla 1.1 se puede observar la relación de los principales materiales utilizados a lo largo de la historia de este campo con estas propiedades.

<i>Propiedad</i>	<i>Aluminio</i>	<i>Titanio</i>	<i>Magnesio</i>	<i>Acero refor-</i> <i>zado</i>	<i>Composite</i> <i>de carbono</i>
<i>Coste</i>	Bajo	Alto	Medio	Alto	Alto
<i>Peso (densi-</i> <i>dad)</i>	Ligero	Medio	Muy ligero	Pesado	Muy ligero
<i>Rigidez</i>	Bajo/Medio	Medio	Bajo	Muy alto	Alto
<i>Límite elás-</i> <i>tico</i>	Medio	Medio/Alto	Bajo	Muy alto	Alto
<i>Resistencia</i> <i>a rotura</i>	Medio	Alto	Medio/Bajo	Medio/Bajo	Bajo
<i>Fatiga</i>	Medio/Bajo	Alto	Bajo	Medio/Alto	Alto
<i>Resistencia</i> <i>a corrosión</i>	Medio	Alto	Bajo	Medio/Bajo	Muy alto
<i>Resistencia</i> <i>a fluencia</i>	Bajo	Medio	Bajo	Alto	Bajo
<i>Reciclable</i>	Alto	Medio	Medio	Alto	Muy bajo

Tabla 1.1: Resumen propiedades principales materiales aeronáuticos [5].

1.3. Requerimientos de los materiales

En el apartado anterior se ha visto que existe una amplia variedad de materiales que pueden ser usados para el diseño y fabricación de aeronaves (cabe destacar que únicamente se han tratado los más relevantes, pero existen otros muchos materiales utilizados como el oro y el platino que son usados en la producción de la aviónica o incluso el papel, elemento de las estructuras sándwich [11]).

Dentro de este abanico de posibilidades, es labor de un buen ingeniero aeroespacial ser muy selectivo y saber que materiales elegir para cada pieza o componente que forma la nave. Al igual que materiales que sufran excesivo desgaste o deformaciones a altas temperaturas no pueden ser usados para la fabricación de toberas de escape de los gases del motor, tampoco se pueden utilizar para la fabricación de ventanas, por motivos obvios, materiales que, aunque sean extremadamente resistentes, sean opacos.

Por otro lado, la selección de materiales también puede estar condicionada por los procesos de fabricación como la soldadura. Aunque sea poco vista dentro de la industria aeronáutica, pero pese a ello, si se realiza se debe tener en cuenta que no todos los metales son aptos para soldar. Por ejemplo, algunas aleaciones de aluminio deben ablandarse para darles forma por lo que resulta de gran interés aplicar posteriormente un tratamiento térmico para recuperar fuerza a la aleación, siendo en ocasiones imposible realizar este tratamiento y debiendo elegir otra aleación [11].

La elección de un material apropiado no es un proceso aleatorio o fortuito, es un procedimiento sistemático y cuantitativo que considera una multitud de propiedades y requerimientos desde el diseño inicial de la nave hasta el final de la vida útil de la misma. Las propiedades más relevantes, resumidas en la Tabla 1.2, son:

- Coste: el coste global de toda la vida útil de la nave debe ser asumible por el operador de la nave, minimizándose en todo lo posible para intentar maximizar los beneficios obtenidos a partir de la misma. Este coste global incluye el coste de las materias primas, el

coste de fabricación y montaje de todos los componentes de la nave, el costo de servicio de mantenimiento en base y línea, y a su vez de las reparaciones pertinentes, y por último los costes de desecho y reciclaje de la nave a final de su vida útil.

Para concluir con el coste caben destacar dos aspectos: en primer lugar, dentro de la ingeniería, en el proceso de diseño y selección de materiales se introduce el concepto de fabricación rentable. Esto es, si dos materiales comparten las mismas propiedades adecuadas para realizar correctamente su función, siempre se optará por el más barato de ellos. En segundo lugar, cabe destacar que el costo de propiedad de la aeronave es mucho más difícil de evaluar y predecir que el costo de fabricación y montaje. Por ejemplo, una aeronave con 30 años de servicio en el aire puede llegar a acumular el doble de coste en servicio y mantenimiento que el coste original estimado. Este desfase se debe principalmente al número y eficiencia de las reparaciones realizadas y necesarias a lo largo del servicio de la nave [12].

- Disponibilidad: para evitar demoras en la fabricación y producción de las naves y de la realización de las reparaciones necesarias se debe realizar una búsqueda de un material con una fuente abundante y confiable de su permanencia en el tiempo. Problemas en la disponibilidad de un material para la fabricación o reparación de un componente podría llegar a causar fluctuaciones en el costo de la nave.
- Fabricación: se debe lograr una minimización tanto de coste de producción y montaje, como ya se ha mencionado anteriormente, y en el tiempo requerido para esta. Así, se logrará procesar, dar forma y ensamblar los componentes de la nave a máxima eficiencia tanto económica como temporal.
- Peso: en la aviación, cada gramo incluido en la aeronave supone un mayor coste a la hora de poner en vuelo la misma. Para reducir costes, se deberá reducir el peso de la nave al mínimo posible. Esto, además, trae otras consecuencias deseadas como una mejor maniobrabilidad, un mayor rango de vuelo y un menor consumo de combustible.

Un concepto importante relacionado con el peso y la densidad del material es el espesor mínimo que se puede producir y aplicar de una manera totalmente segura. Usado en aplicaciones como el revestimiento. Un ejemplo de densidades y espesores mínimos los podemos ver en la Figura 1.6.

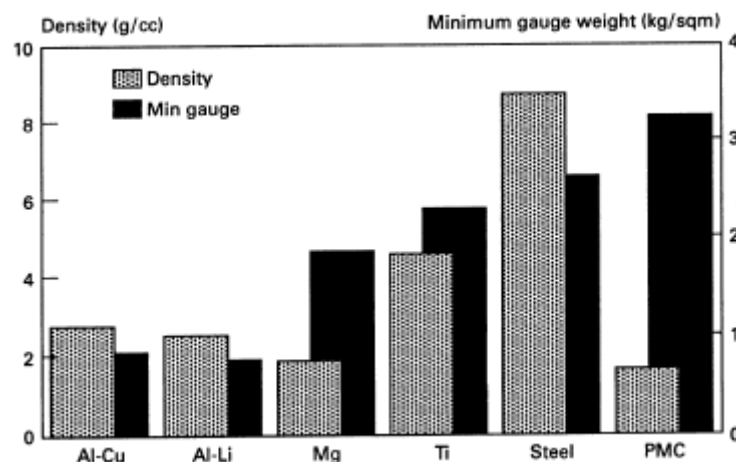


Figura 1.6: Densidad y espesor mínimo de los principales materiales aeronáuticos [12].

- **Propiedades mecánicas:** una estructura aeroespacial está sometida a una gran cantidad de cargas de diversa naturaleza como puede ser tracción, compresión, cizalladura, torsión, flexión o pandeo. Cada componente estará sometido a una de estas cargas, o a un conjunto de ellas, por lo que se deberá estudiar cada caso particular. Para evitar deformaciones o rotura se buscarán materiales de gran resistencia mecánica y una alta rigidez. Para el diseño de puntos críticos en cuanto al nivel de esfuerzos se introducen tres conceptos: la carga límite, la carga de seguridad y la carga última. La carga límite se entiende como la tensión máxima que sufrirá la estructura o el componente estudiado a lo largo de toda su vida útil de servicio.

La carga de seguridad y la carga última se definen como la carga límite multiplicada por un factor de seguridad que suele ser usualmente 1.125 y 1.5 respectivamente [12].

Como una medida de seguridad, se introduce el concepto de carga de seguridad, es decir, esta es la carga real máxima para la que está diseñado el componente o la estructura, por lo que debajo de este punto el sistema no deberá fallar bajo niveles de carga aceptables. También se introduce el concepto de carga última, siendo esta mayor que las dos anteriores. Se entiende como una nueva carga de seguridad, que cualquier componente o parte de la estructura deberá soportar sin fallo o rotura.

- **Resistencia a fatiga:** la gran mayoría de estructuras metálicas son muy propensas a la fatiga, especialmente las estructuras aeronáuticas al ser tan ligeras y estar sometidas a un abanico de esfuerzos a lo largo del tiempo. El proceso de fatiga se puede dividir en dos fases: iniciación de grieta y crecimiento de esta hasta intervención o rotura principalmente por tracción [13]. La aparición de grietas se debe principalmente debido a la concentración de tensiones y su crecimiento se produce gracias a las deformaciones plásticas causadas gracias a estas tensiones. Así, los materiales más rígidos y mecánicamente resistentes serán la mejor opción contra la aparición y crecimiento de fisuras en la estructura.

Un procedimiento de diseño contra fatiga es el método de vida segura. Conforme este método, una estructura es diseñada de tal forma que permanezca libre de defectos durante toda su vida útil. Para ello, se debe aplicar un factor de seguridad a la predicción de la vida media de la estructura. Los valores pueden variar, pero usualmente se encuentra en 4 o 5. Este método confía en un recambio de componentes ‘a priori’, lo que supone unos altos costes de mantenimiento, sin demostrar realmente una mayor seguridad al no revisar la pieza [13].

- **Tolerancia al daño:** este método propone que la existencia de daño existe desde ab initio generado en el proceso de fabricación, aumentando a lo largo de su vida útil, y trata de contener este daño hasta intervención de mantenimiento sin llegar a la rotura.

Un ejemplo específico son las uniones aseguradas de una aeronave, donde este método requiere la suposición de que potencialmente halla grietas preexistentes en cada orificio del amarre y que el orificio más solicitado contiene a su vez un nuevo defecto preexistente de tamaño variable con la fabricación del componente y la capacidad de su inspección [12].

La base de este método es realizar una correcta planificación de mantenimiento que evite el fallo catastrófico de la estructura o de algún componente, pero a su vez que no incremente

en gran medida el coste total. El problema se puede dividir en tres partes: la primera parte involucra la elección de los métodos de inspección, el segundo pretende definir el umbral de realización de inspecciones teniendo en cuenta el hecho de que en la fase de iniciación la grieta no es visible, por lo que sería inútil una inspección con un gasto en vano y por último el intervalo de inspección teniendo en cuenta que posibles grietas ocultas durante una inspección no aumenten su tamaño hasta la longitud crítica antes de la siguiente inspección [13].

- Durabilidad medioambiental: las estructuras aeroespaciales deben resistir los estragos del medioambiente, que puede llegar a ser extremo en ciertas circunstancias, a lo largo de toda la vida útil de la nave. Temperaturas de extremo calor o muy por debajo de cero (hablando de grados Celsius), alta humedad, lluvias y nieve, ambientes salinos en zona de costa, impactos por granizo, oxidación y corrosión.

Aunque todos ellos importantes, la corrosión destaca dentro de los factores medioambientales, llegando a poder perforar la superficie o crear grietas que produzcan un mayor daño combinada con la fatiga.

La corrosión debe ser tratada y prevenida desde el mismo comienzo del servicio de la nave pues el daño medioambiental es muy variante a lo largo del tiempo e incluso también de naturaleza distinta. Uno de los grandes problemas que este tipo de daño supone es que, mientras que su influencia en la tasa de crecimiento de las grietas sí se puede cuantificar, el efecto que la corrosión supone en la tasa de nucleación de grietas, sumando la fatiga, es difícil de predecir [12].

- Propiedades térmicas: la mayoría de las estructuras y componentes aeroespaciales opera en un rango de temperatura que disminuye por debajo de 0° y el máximo depende del régimen de vuelo, este intervalo se puede apreciar en la Figura 1.7.

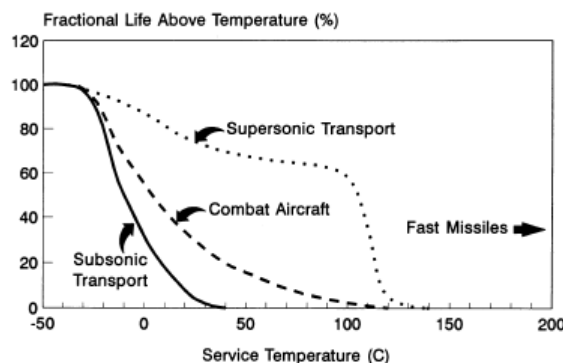


Figura 1.7: Temperatura de servicio de los diferentes regímenes de vuelo [12].

Realmente, en términos estructurales, tiene mayor importancia el tiempo de exposición a estas altas temperaturas que la propia temperatura *per se* en términos de exigencia al material, por ello, la resistencia a alta temperatura no es exactamente el problema, sino la resistencia a fluencia lenta.

- Propiedades eléctricas y magnéticas: los materiales optados para la estructura de la aeronave deben ser grandes conductores eléctricos para disipar la carga eléctrica en caso de que sea golpeada por un rayo. Por otro lado, con el fin de no interferir con los sistemas de vuelo, o reducir a interferencia al mínimo posible, se buscarán materiales poco electromagnéticos y a su vez, absorbentes de radiación para no ser detectados en el caso de aviones de sigilo.

Coste	<p>Precio adquirible.</p> <p>Costes de procesamiento. Incluyendo costes de mecanizado, formación, moldeado y tratamiento térmico.</p> <p>Costes de mantenimiento en servicio. Incluyendo costes de inspección y reparación.</p> <p>Costes de reciclaje y desecho.</p>
Disponibilidad	Abundancia, consistencia y suministro a largo plazo.
Fabricación	<p>Facilidad de fabricación.</p> <p>Procesos rápidos y poco costosos.</p>
Densidad	Gravedad específica baja para estructuras ligeras.
Propiedades mecánicas	<p>Rigidez (módulo elástico).</p> <p>Resistencia (tensión de fluencia y tensión de rotura).</p>
Fatiga	Resistencia contra aparición y crecimiento de grietas debidas a varias fuentes de fatiga.
Tolerancia al daño	<p>Dureza a rotura y ductilidad para resistir crecimiento de grietas y fallo bajo carga.</p> <p>Sensibilidad a muesca debido a recortes, agujeros y cambios en la forma de la estructura.</p> <p>Resistencia al daño contra golpes, accidentes de mantenimiento e impactos.</p>
Durabilidad medioambiental	<p>Resistencia a corrosión.</p> <p>Resistencia a oxidación.</p> <p>Resistencia a absorción de humedad.</p> <p>Resistencia al desgaste y erosión.</p> <p>Entorno espacial (radiación iónica, impacto de micro meteoroides).</p>
Propiedades térmicas	<p>Térmicamente estable a altas temperaturas.</p> <p>Alta temperatura de ablandamiento térmico.</p> <p>Propiedades criogénicas.</p> <p>Propiedades de expansión térmicas bajas.</p> <p>Poco o nada inflamable.</p> <p>Humo de baja toxicidad.</p>
Propiedades eléctricas y magnéticas	<p>Alta conductividad eléctrica para impactos de rayos.</p> <p>Alta transparencia de radiación electromagnética.</p> <p>Propiedades de absorción de radiación para aviones militares de sigilo.</p>

Tabla 1.2: Principales requerimientos de los materiales aeronáuticos [5].

Capítulo 2

Grafeno

2.1. Introducción

El grafeno es un material alotrópico del carbono. La alotropía es la “propiedad de algunos elementos químicos, debido a la cual pueden presentarse con estructuras moleculares distintas, como el oxígeno, que existe como oxígeno divalente y como ozono; o con características físicas diversas, como el carbono, que puede aparecer en forma de grafito o de diamante” [14].

En el caso del grafeno, éste es un nanomaterial, es decir, es un material que, en su estructura molecular, las partículas tienen una dimensión que es igual o inferior a la millonésima de milímetro. El grafeno es un nanomaterial formado por una capa de un único átomo de carbono (Figura 2.1) de grosor (0.00000000001 m o 0.0000001 mm), lo que lo convierte en un material 2D o bidimensional ya que posee longitud y anchura, pero la altura es despreciable ante las anteriores [15].

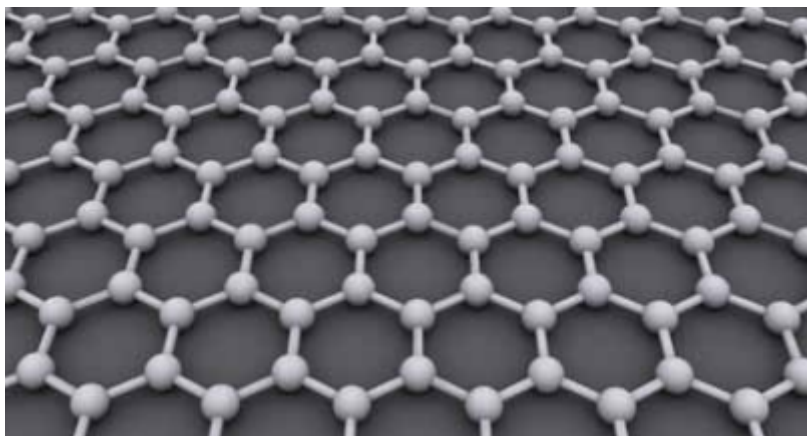


Figura 2.1: Estructura cristalina del grafeno [16].

La historia del grafeno va ligada en su comienzo a la historia del grafito. Tras muchos años de experimentos e investigaciones, la estructura del grafito, tal y como la conocemos hoy en día, se determinó en 1924 por el científico irlandés John. D. Bernal [17]. De hecho, tras el descubrimiento del grafito, los científicos Lev Landáu y Rudolf Peierls negaban la existencia de cualquier material bidimensional por tratarse de materiales termodinámicamente inestables, teoría que fue apoyada por David Mermin, físico de la Universidad de Cornell que centraba su estudio en el estado sólido de la materia. Éste defendía que el punto de fusión decrece a medida que también lo hace el espesor del material por lo cual una capa de un único átomo se desintegraría con cualquier cambio de temperatura, por minúsculo que sea, negando así la posibilidad de crear materiales bidimensionales por ser térmicamente inestables. [18]

Pese a esto, el interés que el grafeno, y los materiales bidimensionales en general, despertaban en la comunidad científica era demasiado grande. En 1947, Philip R. Wallace, físico teórico de la Universidad de McGill, comenzó con sus investigaciones sobre las bandas de grafito [19], pues el término grafeno no se introdujo hasta 1986 por el químico y profesor de la Universidad de Múnich Hanns-Peter Boehm, que también identificó en 1962, juntos a otros compañeros de investigación, la presencia de fragmentos de monocapas en una exposición de grafito a ácidos fuertes. El término grafeno proviene de la combinación de la palabra grafito con el sufijo -eno que se refiere a hidrocarburos saturados [20].

Multitud de investigaciones y experimentos siguieron estos hechos tratando de lograr algo que revolucionaria la ciencia, pero la existencia de capas de grafito de un átomo de espesor, o grafeno, seguía permaneciendo aún al ámbito teórico.

Hasta llegar al año 2004. En éste, los investigadores de la Universidad de Manchester, Andre Geim y Konstantin Novoselov lograron lo que menos de un siglo antes se había negado rotundamente. Lograron aislar una capa de grafito de un átomo de espesor, de manera estable y experimentar con ella. Obtuvieron una lámina de grafeno. Hasta este descubrimiento, las monocapas se entendían como componentes integrales de grandes estructuras 3D [21].

Para ello, realizaron un método bastante sencillo que consistía en, partiendo del grafito, desprender láminas de material mediante una cinta adhesiva transparente [16], logrando así láminas de 20 nm de espesor. Tras este importantísimo éxito, el equipo de Geim y Novoselov continuaron su búsqueda de lograr una monocapa y a su vez a trabajar con láminas de grafeno de unos 3 nm de espesor [22]. Uno de sus trabajos posteriores, explicaba la estabilidad térmica del grafeno. Este, no se presenta como una lámina totalmente plana, sino que a lo largo de la superficie existen ciertas ondulaciones (ver Figura 2.2) que proporcionan su estabilidad [23]. Gracias a este importantísimo y revolucionario descubrimiento y todas sus investigaciones posteriores, Andre Geim y Konstantin Novoselov fueron galardonados con el Premio Nobel de Física en 2010 [16].

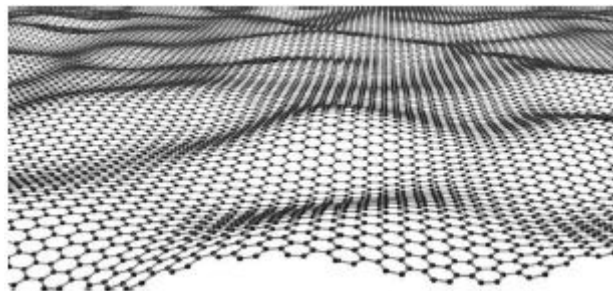


Figura 2.2: Estructura del grafeno aislado [22].

2.2. Formas alotrópicas del carbono

El carbono es un elemento químico, no metal y tetravalente, es decir, dispone de cuatro electrones en la capa de valencia para formar enlaces químicos. Es uno de los elementos químicos con mayor variedad pues posee varios tipos de isótopos, átomos del mismo elemento químico pero con diferente número de masa atómica debido a la diferencia de neutrones, y varias formas alotrópicas.

Una de las formas alotrópicas del carbono es el grafito, de hecho, es la forma más estable a temperatura ambiente y presión atmosférica. El grafito cristaliza en un sistema hexagonal,

lo que conlleva que cada uno de sus átomos quede unido a otros tres formando así celdas hexagonales en un mismo plano. Las distintas láminas que forman cada aplanado están unidas por fuerzas de van der Waals, formando así una red cristalina tridimensional [24, 25].

La segunda forma alotrópica más estable del carbono es el diamante, formado por carbono en condiciones de altas presiones. Éste se diferencia en que cada átomo está conectado a cuatro átomos más formando así una estructura tridimensional, estructura cúbica centrada en las caras. Así, todos los átomos están unidos por enlaces covalentes carbono-carbono, poseyendo así una estructura más robusta y cristales más duros que el grafito [25].

Así, existen otras formas alotrópicas como la lonsdaleíta, los carbinos y el tan importante grafeno. El grafeno se logró obtener a partir del grafito, o desde otro punto de vista, el grafito está formado por una superposición de múltiples capas de grafeno que forman una estructura 3D. Pero este no es el único en obtenerse a partir de grafito como podemos ver en la Figura 2.3.

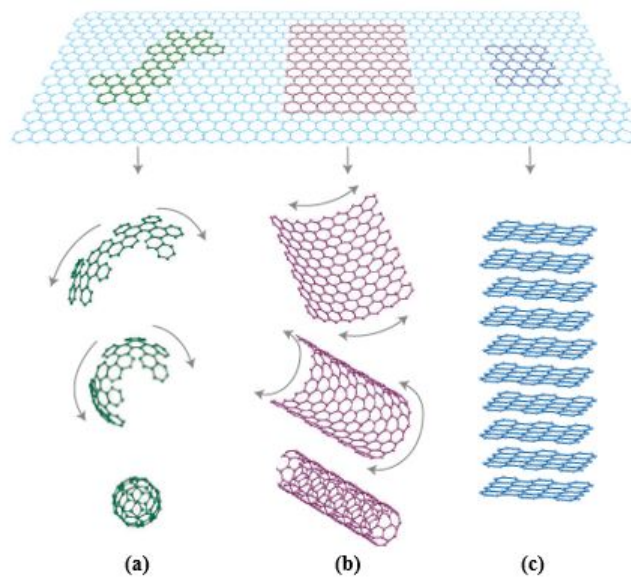


Figura 2.3: Formas del grafeno: fullerenos (a), nanotubos (b) y grafito (c) [21].

En esta figura, se puede apreciar como partiendo del grafeno se pueden obtener hasta tres estados alotrópicos del carbono distintos: fullerenos (Figura 2.3 (a)), nanotubos (Figura 2.3 (b)) y el ya mencionado grafito (Figura 2.3 (c)).

En cuanto a los fullerenos, se definen como jaulas cerradas compuestas por átomos de carbono, normalmente guardando cierta simetría. Esto supone que se pueda catalogar como nanomaterial 0D, es decir, materiales que en sus tres dimensiones presentan valores nanométricos, por debajo de los 100 nm.

Se pueden entender como una lámina de grafeno con forma esférica o elíptica. De hecho, pese a que el mecanismo de formación no esté claramente establecido, sí se ha logrado obtener fullerenos a partir del grafito, hablar de grafito supone hablar de capas de grafeno componiendo una estructura 3D, exponiéndolo a altas temperaturas. Los científicos Andry Chuvilin y Andrei N. Khlobystov describieron la formación de una molécula de fullereno a partir de una lámina de grafeno, siguiendo su evolución por microscopía electrónica de transmisión (TEM, por sus siglas en inglés *Transmission Electron Microscopy*). Esta formación se puede observar en la Figura 2.4.

El descubrimiento de los fullerenos se produjo en 1985 por Robert F. Curl, Harold W. Kroto y Richard E. Smalley [26]. Seis años después, en 1991, fue declarada molécula del año por la revista *Science* y en 1996 otorgó a sus descubridores el Premio Nobel de Química. La molécula más famosa y común de este tipo es la denominada C_{60} [23], por los 60 átomos que posee cada molécula.

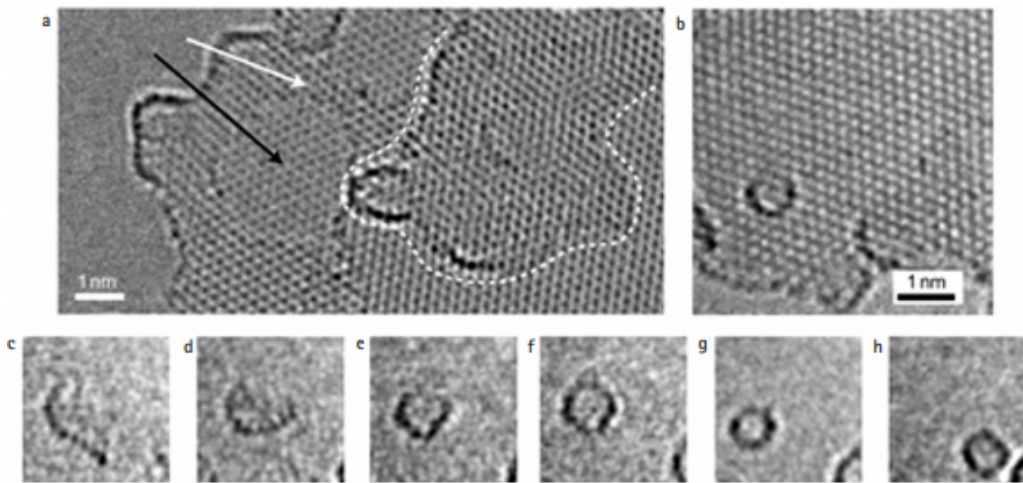


Figura 2.4: Imágenes TEM mostrando la formación de una molécula de fullereno a partir de una lámina de grafeno [23].

Por otro lado, los nanotubos se definen como átomos de carbono con forma cilíndrica, o una lámina de grafeno con esa misma forma, dando lugar a un nanomaterial unidimensional (1D): materiales cuyas dos de sus tres dimensiones presentan valores nanométricos. En este caso, también se ha demostrado la formación de grafeno a partir de un nanotubo de carbono. Este proceso (Figura 2.5) se realiza a partir de la adición de manganato lo que produciría una oxidación creando defectos de dicetona que generarían la apertura del nanotubo [23].

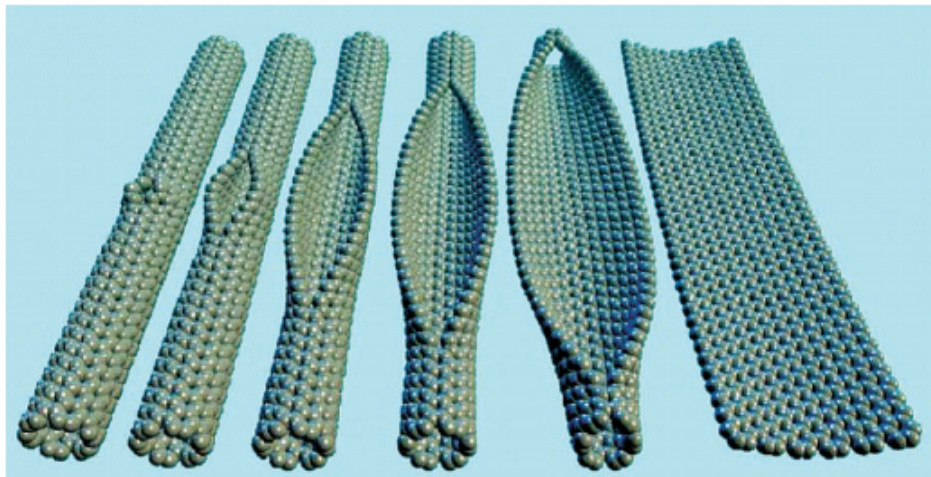


Figura 2.5: Formación de una lámina de grafeno a partir de nanotubos de carbono [23].

El descubrimiento de este material es algo más confuso que los anteriores ya que se publicaron una gran cantidad de artículos, aunque se asigna el descubrimiento físico japonés Sumio Iijima [27]. Cuentan con grandes propiedades mecánicas, eléctricas y térmicas [26].

Una vez se han visto los diferentes materiales alotropos del carbono, es necesario definir el número de capas o láminas de átomos para diferenciar entre cristales 2D y 3D. Los cristales 2D están formados por un plano atómico mientras que comúnmente se suele tomar como 100

láminas el número a partir del cual ya se toma como una estructura 3D [36]. El caso del grafeno, como con muchas otras cosas, es especial. En cuanto al grafeno el límite de bidimensionalidad se establece mediante el estudio de las propiedades electrónicas.

En el trabajo presentado por los propios descubridores de este increíble material, establecen el límite en 10 capas. A partir de ese número de láminas, la estructura electrónica ha evolucionado lo suficiente para ser considerado un material 3D, grafito. Realmente, a partir de la tercera lámina las propiedades electrónicas sufren cambios por lo que se pueden distinguir tres tipos de grafeno o cristales 2D: monocapa, bicapa y nanoplaquetas de grafeno (de 3 a 10 láminas) [21].

Por último, queda aclarar que existen un pequeño grupo de materiales para los cuales también se suele denominar grafeno aunque no son propiamente este material, pues difieren unas propiedades con otras. De acuerdo con la IUPAC (*International Union of Pure and Applied Chemistry*)[28]:

- Grafeno: una monocapa de grafito aislada. También es denominado grafeno prístino cuando ha sido exfoliado físicamente sin perder su naturaleza electrónica.
- Óxido de grafito: grafito tratado con fuertes oxidantes que causan una oxidación química covalente en superficie y bordes del grafito. Esta oxidación provoca una mayor distancia interlaminar con respecto al grafito.
- Óxido de grafeno: una monocapa de óxido de grafito aislada, frecuentemente obtenida por exfoliación del óxido de grafito.
- Óxido de grafeno reducido: óxido de grafeno tratado para reducir la cantidad de oxígeno del material, ya sea mediante tratamiento térmico o químico. Se diferencia del grafeno prístino por la aparición de defectos estructurales causado por los procesos de oxidación.
- Compuestos de intercalación de grafito: compuestos formados mediante la inserción de capas atómicas o moleculares de diferentes especies químicas entre las láminas de grafito, aumentando la distancia entre ellas. El óxido de grafito es un derivado de un compuesto de intercalación de oxígeno en grafito.

2.3. Propiedades del grafeno

2.3.1. Propiedades mecánicas

El grafeno es un material con propiedades extraordinarias siendo un material que, pese a su flexibilidad, tiene una dureza superior incluso a la del diamante y es más de 100 veces más fuerte y resistente que el acero estructural si los comparamos en condiciones igualitarias de espesor. Un ejemplo de lo magnífico que es este material fue el utilizado por sus descubridores en la gala del Premio Nobel. En una hipotética hamaca fabricada con grafeno de aproximadamente un metro cuadrado, esta podría soportar el peso de un gato sobre ella, siendo el peso de la hamaca inferior al miligramo, menos que uno de los pelos del bigote del propio gato [15].

El grafeno es un material constituido por átomos de carbono, pues es un material alotrópico de este elemento, con una red cristalina hexagonal con átomos situados en los vértices, formando un ángulo de 120° , siendo esta red de un único átomo de grosor (monocapa). Los enlaces covalentes que existen entre átomos son el origen de la resistencia mecánica del grafeno.

Las propiedades mecánicas más relevantes de cualquier material (como pueden ser su tensión de rotura, rigidez, etc.) se pueden obtener a partir de la gráfica tensión-deformación mediante un ensayo de tracción. Esta prueba se basa en someter a una muestra cilíndrica del material a ensayar a una tensión (σ), o fuerza por unidad de área, en dirección longitudinal al eje principal de la pieza, midiendo la deformación (ε) producida en la pieza hasta rotura de a probeta.

El problema radica en que no se puede realizar este ensayo con grafeno pues se trata de un material bidimensional y existen limitaciones técnicas en pruebas de materiales que se constituyen de una única membrana microscópica. En su lugar, un método de medida puede ser la nano-identificación en microscopio de las deformaciones sufridas por una punta nanométrica en una membrana de grafeno anclada en los bordes.

La respuesta elástica del grafeno debe considerarse no lineal porque la respuesta de la deformación por esfuerzo debe curvarse hasta llegar a un punto máximo, punto que define la tensión de rotura intrínseca. Una respuesta elástica implica la existencia de un potencial de energía, que es función de la deformación por lo que puede expresarse en serie de Taylor. El orden más bajo, el orden cuadrático, resulta, mediante la derivada, en una respuesta lineal, y el tercer orden, orden cúbico, deriva en un comportamiento no lineal. La respuesta elástica de la tensión en función de la deformación, obtenida de derivar el potencial de energía respecto a la deformación queda definida en la ecuación 2.1.

$$\sigma = E\varepsilon + D\varepsilon^2. \quad (2.1)$$

Donde E es el módulo de Young y D es el módulo elástico de tercer orden, típicamente negativo, teniendo en cuenta el hecho de que, a mayor distancia entre átomos, menor será la interacción entre ellos [29].

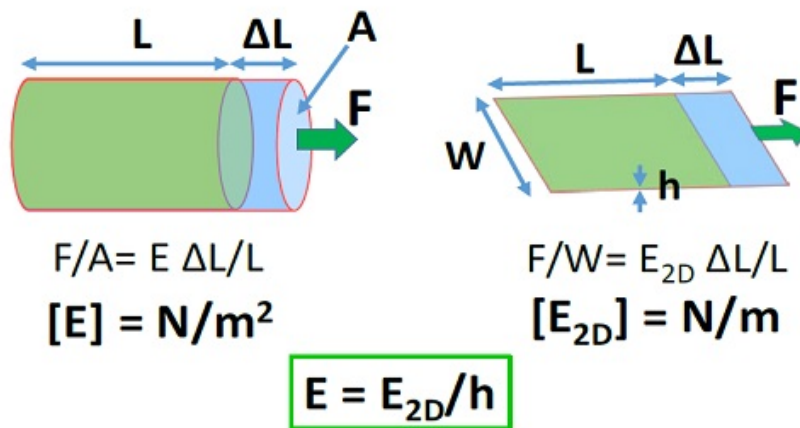


Figura 2.6: Esquema explicativo del módulo de Young bidimensional [30].

El tratarse de un material bidimensional también implica la introducción del módulo de Young bidimensional (E^{2D}), Figura 2.6, que determina la fuerza necesaria para deformar una lámina en una determinada longitud transversal, pasando a tener unidades de fuerza por longitud (N/m). Un caso análogo sucede con el módulo de Young de tercer orden (D^{2D}) y tensión (σ^{2D}) [29]. Así, fue la primera vez que se midió el módulo de Young de una sola lámina de grafeno, obteniendo un valor aproximado de 340 N/m para el módulo de Young bidimensional (E^{2D}), dividiendo por la distancia entre capas de grafito ($h = 0.335$ nm), corresponde en un valor aproximado de 1 TPa para el módulo de Young (E) [29], resultados que se pueden observar en la Figura 2.7. Esto demuestra que el grafeno es un material realmente elástico, capaz de soportar grandes presiones modificando su elongación sin romperse.

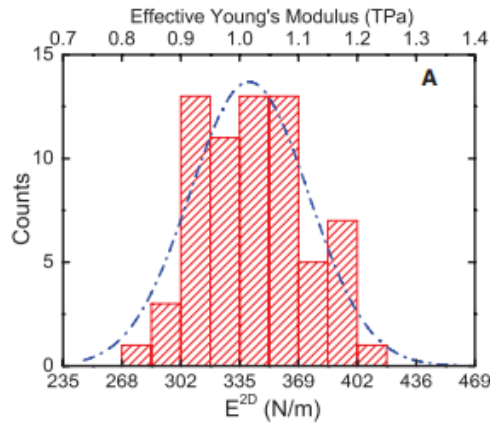


Figura 2.7: Módulo de Young y Módulo de Young bidimensional [29].

En el caso de los valores del módulo de Young de tercer orden y módulo de Young de tercer orden bidimensional, el trabajo de Changgu Lee *et al.* [29] lo obtienen mediante medidas experimentales resultando -690 N/m el caso bidimensional y -2 TPa para el caso tridimensional.

A partir de estos datos, representando la curva tensión bidimensional – tensión (Figura 2.8) se obtiene la tensión de rotura bidimensional. Aunque esta gráfica no se ha podido obtener experimentalmente, a partir de los datos mencionados anteriormente:

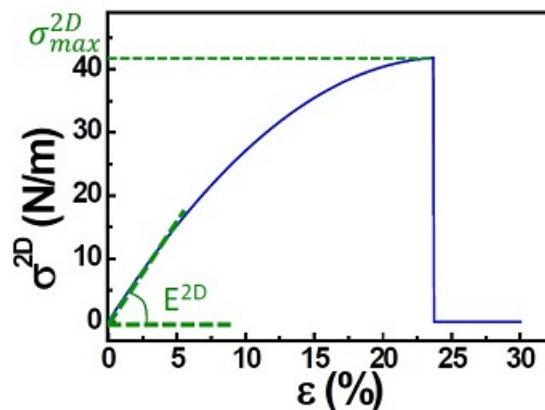


Figura 2.8: Curva tensión bidimensional-deformación [30].

Se puede ver como tensión de rotura bidimensional posee un valor de 42 N/m , lo que corresponde con una resistencia mecánica a rotura de 130 GPa para aproximadamente una deformación entorno al 22% . En comparación con otros materiales por ejemplo el acero, el grafeno tiene una resistencia mecánica a la rotura unas 200 veces mayor que los aceros más resistentes (con un valor aproximado de 500 MPa [30]).

Observando la gráfica (Figura 2.8) se puede observar como el grafeno rompe antes de llegar a deformaciones plásticas, es decir, su rotura se produce en la zona elástica, las deformaciones son recuperables en caso de cesar el esfuerzo. Esto lo caracteriza como un material frágil (Figura 2.9), con un comportamiento únicamente elástico por lo que su resiliencia, energía de deformación que puede ser recuperada una vez haya concluido el esfuerzo (gráficamente, el área bajo la curva tensión-deformación en la zona elástica), y su tenacidad, energía de deformación total que un material puede absorber antes de la rotura (gráficamente, el área total bajo la curva tensión-deformación) poseen el mismo valor, 205 N/m [30].

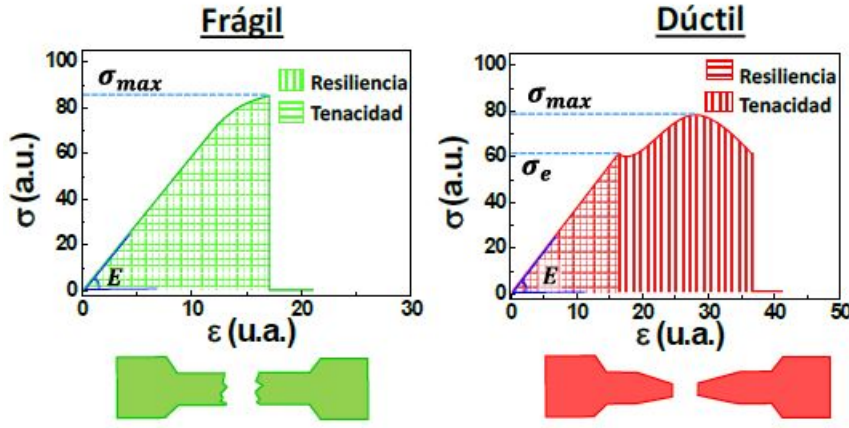


Figura 2.9: Esquema tensión-deformación para materiales frágiles y dúctiles [31]

Otra de las propiedades mecánicas que caracteriza a los materiales es el módulo de Poisson (ν), que indica el estrechamiento transversal de la sección cuando una probeta de material esta sometida a un estiramiento longitudinal, quedando su expresión definida en la ecuación 2.2 [30]:

$$\nu = \frac{\varepsilon_{transversal}}{\varepsilon_{longitudinal}} \quad (2.2)$$

Tradicionalmente se ha aproximado su valor al propio del grafito e igual a 0.165. Recientes estudios han otorgado varios resultados distintos, aunque todos cercanos a este, como el caso de medidas de espectroscopia de alta resolución de pérdida de energía en electrones (HREELS, *High-resolution electron energy loss spectroscopy*), que obtiene un valor de 0.19 [32].

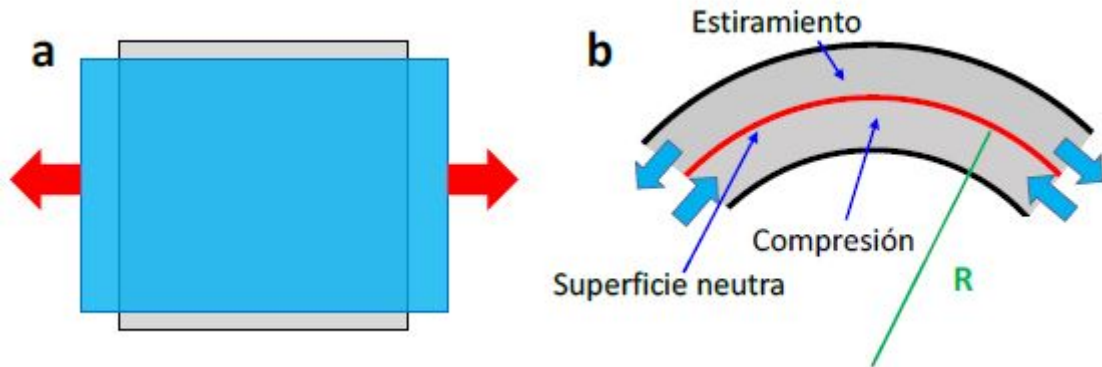


Figura 2.10: (a) Dibujo esquemático que ilustra el significado del coeficiente de Poisson: si a una lámina en reposo (gris) le aplicamos una tensión en un sentido, se contrae en el eje transversal (azul). (b) Esquema del origen de la rigidez flexional en materiales convencionales. La línea roja representa la zona que no sufre ni compresión ni tracción. Por debajo de la línea roja el material sufre compresión, y por encima, tracción [31].

Por último, a rigidez flexional es la resistencia que opone cierto material a sufrir flexión, es decir, a ser doblado. Concretamente se define como el par de fuerzas necesario para doblar un radián una estructura sólida [31]. En el caso tridimensional, como por ejemplo una viga, esta magnitud posee unidades de Nm^2 , pero al tratarse el grafeno de un material 2D no pueden utilizarse esas unidades, sino se utilizaran unidades bidimensionales, siendo estas Nm ya que en este caso se refiere al par de fuerzas por unidad de longitud, no al par de fuerzas total. Estas

unidades son unidades de energía por lo que realmente al ser la rigidez flexional del grafeno tan baja realmente se usaran unidades de electronvoltios (eV).

Comúnmente la rigidez flexional viene dada por la resistencia a la compresión y a la tracción (Figura). Partiendo de este concepto queda definida su expresión en la ecuación 2.3.

$$\kappa = \frac{Eh^3}{12(1 - \nu^2)} \quad (2.3)$$

Pero por tratarse de un material bidimensional esta fórmula no es válida. Si se introdujeran los valores se obtiene un valor de ≈ 20 eV para una monocapa de átomos. En cambio, en otros estudios, tras simulaciones DFT (*Density Functional Theory*) estiman un valor de ≈ 1 eV [31], valores 20 veces menor que el obtenido a través de la ecuación 2.3.

En conclusión, existen pocos valores razonables y pocas medidas de la rigidez flexional del grafeno ya que los cálculos teóricos no arrojan mucha luz sobre el asunto y las medidas experimentales no son de gran fiabilidad debido a la enorme dificultad técnica que supone la determinación de este parámetro. Además, sumado que las medidas experimentales distan de las teóricas, se debe seguir investigando dentro de este campo para mostrar una respuesta clara y válida.

En la Tabla 2.1 se resumen los principales resultados mencionados en este apartado:

Propiedades mecánicas	
$E^{2D} = 340 \pm 50 \text{ Nm}^{-1}$	$E = 1.0 \pm 0.1 \text{ TPa}$
$D^{2D} = -690 \pm 120 \text{ Nm}^{-1}$	$D = -2.0 \pm 0.4 \text{ TPa}$
$\sigma^{2D} = 42 \pm 4 \text{ Nm}^{-1}$	$\sigma = 130 \pm 10 \text{ GPa}$
$\nu \approx 0.16$	$T = U_r = 205 \text{ Nm}^{-1}$

Tabla 2.1: Resumen propiedades mecánicas del grafeno.

2.3.2. Propiedades eléctricas

Dentro de las grandes innovaciones que ha traído el grafeno, su conductividad eléctrica no se queda atrás en sentido revolucionario. En la Tabla 2.2 se recogen algunos datos de conductividad para comparar con otros materiales.

Propiedades eléctricas	
Grafeno	$0,96 \cdot 10^8 (\Omega \cdot \text{m})^{-1}$
Cobre	$0,6 \cdot 10^8 (\Omega \cdot \text{m})^{-1}$
Silicio	$4,5 \cdot 10^{-4} (\Omega \cdot \text{m})^{-1}$

Tabla 2.2: Conductividad eléctrica de distintos materiales [30].

Esta gran conductividad se debe, de nuevo, a su estructura. Se dijo que, en el grafeno, cada átomo de carbono se une mediante enlace covalente a otros tres átomos de carbono, por lo que en cuanto a electrones ocurre lo mismo: tres electrones de cada átomo formarán enlaces covalentes pero quedará un electrón libre formando todos los electrones libres una nube electrónica por toda la lámina de grafeno, generando así que el grafeno posea grandes propiedades

de conductividad eléctrica, aunque no es lo único interesante del grafeno.

En cuanto a conductividad eléctrica, los materiales se clasifican en metales, semiconductores y aislantes (Figura 2.11), según si los electrones pueden desplazarse mediante campos eléctricos o no. Las propiedades metálicas o aislantes vienen determinadas por la posición del nivel de Fermi (ϵ_F) y la estructura de bandas electrónicas del material. El nivel de Fermi corresponde con el nivel más alto ocupado a temperatura nula, es decir, 0 K. Los niveles energéticos desocupados más bajos conforman la banda de valencia y los niveles ocupados de mayor energía conforman la banda de conducción.

En los metales, ambas bandas están solapadas por lo que los electrones pueden circular libremente y en los aislantes estas bandas estaban separadas por una brecha energética lo suficiente grande como para que los electrones no puedan saltar de una banda a otra generando corriente. Hasta ahora, entre estos dos tipos se situaban los semiconductores, materiales cuyas bandas electrónicas separadas, pero con una distancia insuficiente para la circulación de electrones. A partir del descubrimiento del grafeno, este se sitúa entre los semiconductores y los metales.

En el grafeno, la banda de valencia y la banda de conducción poseen una forma diábolo, convergiendo los vértices de los conos (cada cono representa una banda electrónica) en el nivel de Fermi. Esto le proporciona características de los metales, la brecha energética entre bandas es nula, y de los semiconductores, el grafeno cuenta con dos tipos de portadores de carga, electrones y huecos, así, pueden generarse corrientes de electrones (cargas negativas) y corrientes de huecos (cargas positivas) [33].

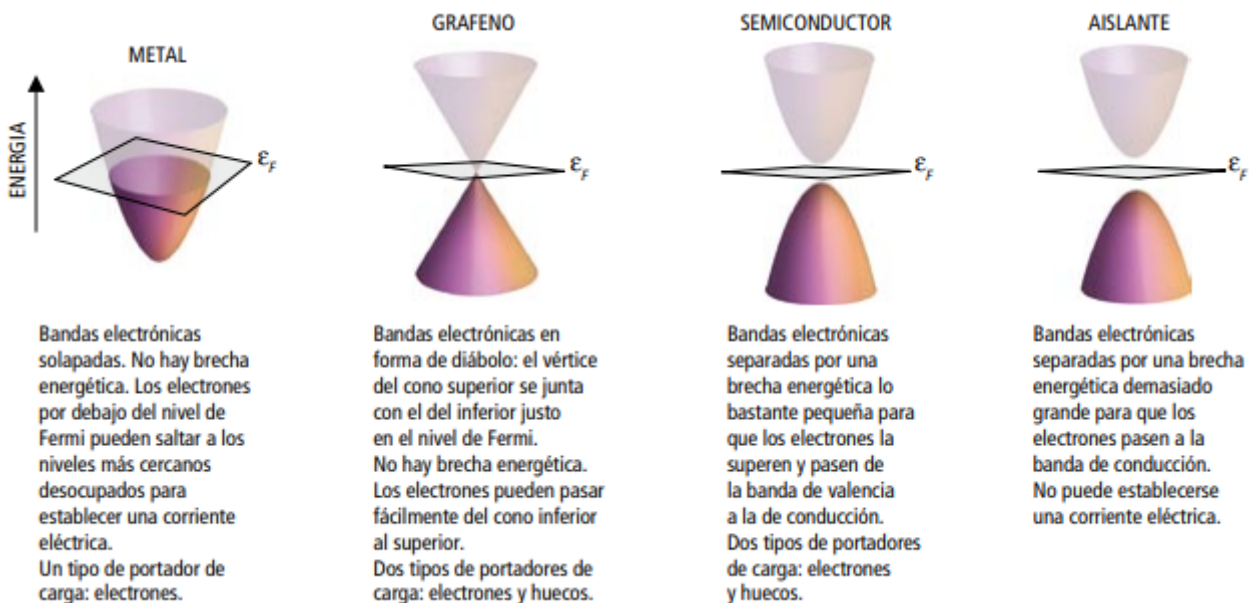


Figura 2.11: Clasificación de los materiales según su conductividad eléctrica [33].

El grafeno presenta la velocidad de movilidad electrónica más alta conocida en un material, teniendo un valor aproximado de $200\,000\text{ cm}^2\text{V}^{-1}\text{s}^{-1}$ [34].

Otro aspecto en el que el grafeno destaca es el efecto Joule el cuál, consiste en que cuando circula corriente eléctrica por un material, cierta energía cinética de los electrones en movimiento se transforma en calor debido al choque con los átomos, pero en el caso del grafeno, al tratarse de un material bidimensional, estos choques se producen con menor frecuencia por

lo que resulta un menor efecto Joule [30].

En cuanto a la resistencia eléctrica, esta se produce debido a las vibraciones térmicas que producen el choque entre átomos y electrones. El caso de la resistividad del grafeno es un 35 % menor que la resistividad de la plata, material con menor resistencia eléctrica a temperatura ambiente conocido antes del grafeno [30].

2.3.3. Propiedades térmicas

El grafeno también presenta grandes propiedades de conductividad térmica, siendo este material muy útil en este tipo de aplicaciones. Bien es cierto que varios estudios proponen distintos resultados de conductividad a temperatura ambiente, el grafeno siempre se encuentra en cabeza en la lista de materiales conductores de calor. Los valores medidos experimentalmente rondan los $5000 \text{ Wm}^{-1}\text{K}^{-1}$ como el trabajo de Alexander A. Baladin *et al.* que propone un valor entre $(4,84 \pm 0,44) \cdot 10^3$ y $(5,3 \pm 0,48) \cdot 10^3 \text{ Wm}^{-1}\text{K}^{-1}$ [35] aunque otros estudios proponen valores más bajos para la conductividad.

En la Tabla 2.3 se puede ver una comparación de conductividades térmicas entre distintos materiales conductores:

Propiedades térmicas	
Grafeno	$5000 \text{ Wm}^{-1}\text{K}^{-1}$
Cobre	$400 \text{ Wm}^{-1}\text{K}^{-1}$
Grafito pirolítico	$2000 \text{ Wm}^{-1}\text{K}^{-1}$

Tabla 2.3: Comparación conductividad térmica de distintos materiales [30].

2.3.4. Propiedades químicas

El grafeno es un material químicamente anisótropo, la reactividad en su plano es muy baja, excepto para reacciones con oxígeno, mientras que en los bordes de la lámina es altamente reactivo, debido a la presencia de insaturaciones. El área superficial de este material posee un valor máximo pues su espesor es mínimo, un átomo, con un valor teórico de $\approx 2600 \frac{\text{m}^2}{\text{g}}$ [36].

Por otro lado, el grafeno es un material que constituye una membrana impermeable a gases, haciendo posible la separación de gases y líquidos [36].

2.3.5. Otras propiedades de interés

Las magníficas propiedades de este nanomaterial no acaban con lo explicado anteriormente, también hay que tener en cuenta:

- Es un material ultraligero: consta de una densidad de $0.77 \frac{\text{mg}}{\text{m}^2}$, suponiendo que para igual superficie es 200 veces más ligero que el acero. Sin embargo, posee una gran superficie específica de $2600 \frac{\text{m}^2}{\text{g}}$. [15].
- Es flexible, elástico y maleable llegando a poder estirar de forma reversible una lámina el 10 % de su tamaño normal y doblarla un 20 % sin sufrir daños [15].
- El grafeno puro es transparente debido a su bajo espesor. Una monolámina de grafeno absorbe un ≈ 2.3 % de la luz blanca que incide sobre su superficie, aumentando esta absorción a medida que aumentan las láminas de grafeno [15].

2.4. Métodos de obtención de grafeno

Desde la primera síntesis de grafeno en 2004, se ha investigado sobre la técnica perfecta para obtener grafeno. Muchas han sido las técnicas diseñadas para lograr este hecho, pero todas y cada una de ellas tienen sus ventajas y desventajas, los métodos que obtienen una mayor calidad suelen presentar problemas en producción, ya sea por su complejidad o por el tiempo necesario, lo que aumenta notablemente el precio del producto. Sin embargo, aquellos métodos que sí permiten una elevada producción, presentan una peor calidad de grafeno que disminuye sus notorias propiedades (ver Figura 2.12).

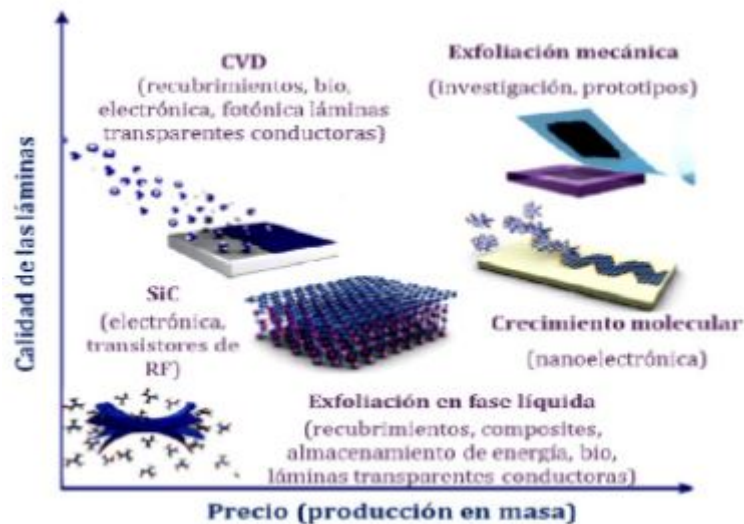


Figura 2.12: Relación calidad-precio de los distintos métodos de obtención de grafeno [36].

Existen dos grupos principales de técnicas de síntesis de grafeno:

- Métodos *bottom-up*: consisten en obtener grafeno partiendo de unidades menores como moléculas. Entre ellos se encuentran: crecimiento epitaxial (CVD sobre sustratos metálicos y cerámicos, la descomposición térmica de SiC), la síntesis química (síntesis orgánica).
- Métodos *top-down*: consisten en obtener de grafeno partiendo de unidades mayores que lo contengan como el grafito. Estos métodos son: exfoliación micromecánica de grafito, la exfoliación de grafito en fase líquida y la exfoliación química de materiales grafiticos, basados en la intercalación entre las capas, posterior oxidación (no siempre) y finalmente su exfoliación.

Todas estas técnicas de producción proporcionan grafeno con distinta calidad, tamaño y capas lo que conlleva distintas propiedades del grafeno [37].

2.4.1. Exfoliación micromecánica de grafito

Este procedimiento se podría catalogar como especial dentro de todos los métodos pues usando esta técnica lograron sintetizar grafeno por primera vez [38]. Es además, el método más fiable y eficaz para producir láminas de grafeno de alta calidad [37] siendo clave partir de grafito sintético de alta cristalinidad (HOPG, *High Oriented Pyrolytic Graphite*), en contra parte, este método carece de reproducibilidad, selectividad y automatización, además de tener un bajo rendimiento.

Esta técnica consiste en separar las capas más externas de grafito bien sea mediante un raspado fino o mediante descaramiento con cinta adhesiva (Figura 2.13). En el grafito, se explicó

en apartados anteriores que las láminas de grafeno que forman la estructura tridimensional están unidas débilmente mediante fuerzas de van der Waals, por lo que es sencillo separar las láminas. Posteriormente, se transfieren sobre un sustrato Si/SiO₂ para caracterizar la lámina [37].

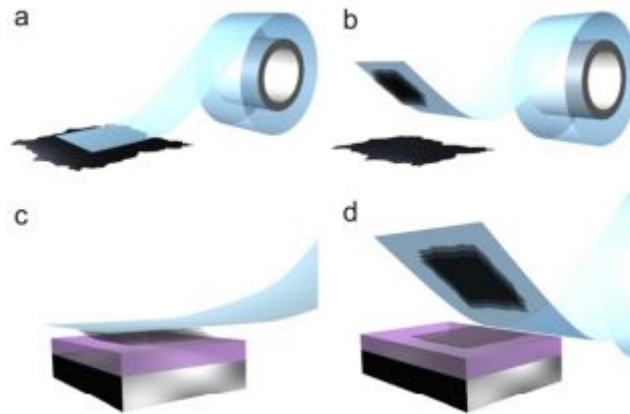


Figura 2.13: Exfoliación micromecánica de cristales 2D. (a) Se presiona la cinta adhesiva contra el cristal. (b) Las capas superiores quedan pegadas a la cinta. (c) La cinta se presiona contra la superficie elegida. (d) Al despegar, la capa inferior queda sobre el sustrato.[39]

2.4.2. Exfoliación de grafito en fase líquida

Otra técnica de obtención de grafeno sería la denominada exfoliación de grafito en fase líquida LPE, (*Liquid Phase Exfoliation*), método desarrollado por el físico Jonathan Coleman del Trinity College [40]. Consiste en aumentar la distancia interlaminar entre las capas de grafito para así disminuir las interacciones de van der Waals existentes entre las láminas. Para optimizar el proceso se emplea el uso de ultrasonidos en medio líquido, disolventes orgánicos principalmente, obteniendo así suspensiones estables de grafeno, monocapa o multicapa.

De la elección del disolvente depende mayoritariamente la eficiencia de la exfoliación del grafito, así, los mejores resultados de exfoliación se logran con disolventes con valores de energía superficial y parámetros de solubilidad similares a los del grafeno [40], pero debido a su alto punto de ebullición, se dificulta notoriamente su eliminación. El agua no es considerado buen disolvente debido a que sus valores de energía superficial y parámetros de solubilidad difieren en gran medida con los del grafeno, aún así, se pueden añadir surfactantes o estabilizadores que ayuden a la exfoliación [36].

Este procedimiento, pese a que puede llegar a obtener grafeno de alta calidad, la eficiencia de la exfoliación no suele ser muy elevada y, además, consigue concentraciones bajas de grafeno exfoliado (0.01 mg/ml) [36]. Para solucionar estos inconvenientes, se puede aumentar el tiempo de ultrasonidos o realizar un tratamiento térmico post sonicación y una nueva sonicación posterior al tratamiento térmico (ver Figura 2.14) [41]. Esto aumenta la separación de hojas de grafito, facilitando así la facilidad de exfoliación como su eficiencia.

Posteriormente, se desarrolló un método alternativo de exfoliación en líquido, aunque también se pueden realizar ambos conjuntamente. Este sustituye a los ultrasonidos por el uso de cizallas [42], aumentando el rendimiento del proceso, la producción y la concentración de grafeno. Esta cizalla consta de un sistema rotor-estator, el rotor está formado por unas palas que giran a alta velocidad y el estator por un anillo fijo, concéntrico al rotor. La distancia entre ambos componentes es muy pequeña por lo que al girar el rotor se genera la cizalladura que separa las láminas de grafito generando así grafeno. Con este método se logra minimizar los

defectos de las láminas de grafeno, un buen rendimiento de exfoliación y un escalado a nivel industrial para la producción en masa de grafeno.

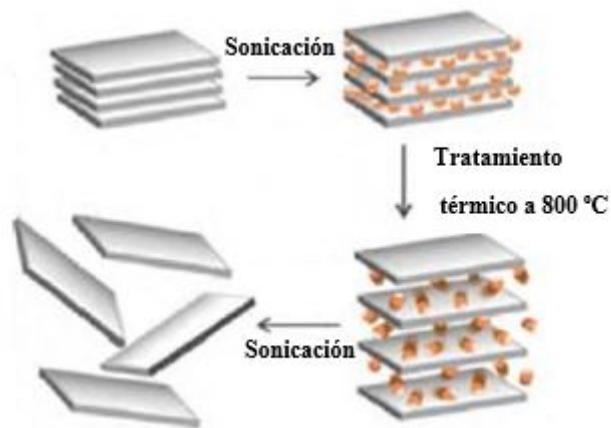


Figura 2.14: Exfoliación térmica de grafito en medio líquido con tratamiento térmico adicional [41]

Esta técnica de producción, la exfoliación en medio líquido (LPE), no emplea ningún tipo de agente oxidante por lo que la estructura del grafeno producido no está alterada por lo que conserva en gran medida sus propiedades eléctricas como electrónicas, generando así un producto de gran calidad. Pese a ello, no llega al nivel del grafeno producido mediante otros métodos como la exfoliación mecánica mediante cinta o deposición química en fase de vapor (CVD, *Chemical Vapor Deposition*).

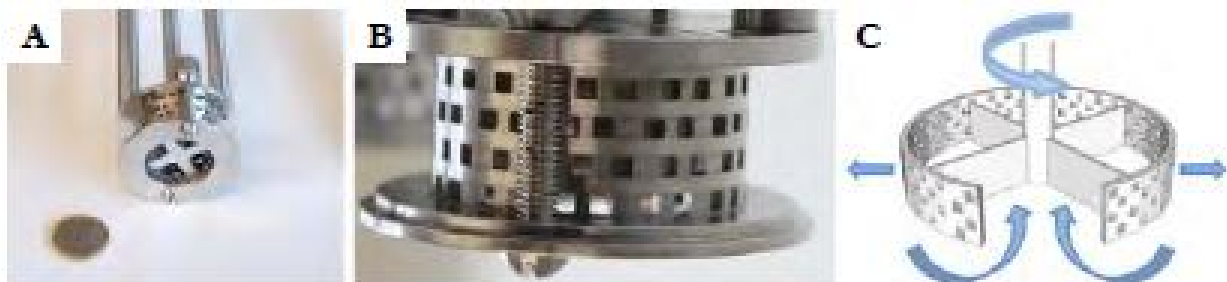


Figura 2.15: Cabezal rotor-estator (A-B) y funcionamiento (C) [36].

2.4.3. Exfoliación química de grafito

Esta técnica de producción de grafeno se basa en generar compuestos de intercalación de grafito. Los átomos o moléculas de la sustancia intercalante se sitúan en el espacio interlaminar del grafito, debilitando las interacciones de van der Waals entre las láminas del mismo. Esto puede ocurrir gracias a la débil conexión que existe entre las láminas de grafito y la gran cohesión que hay dentro de las mismas.

Existe un amplio abanico de posibilidades de materiales intercalantes como potasio (K), sodio (Na), polímeros o moléculas orgánicas. Además, el espacio interlaminar puede verse aumentando adicionalmente mediante choque térmico, produciendo así grafito expandido para su posterior exfoliación (ver Figura 2.16) [43].

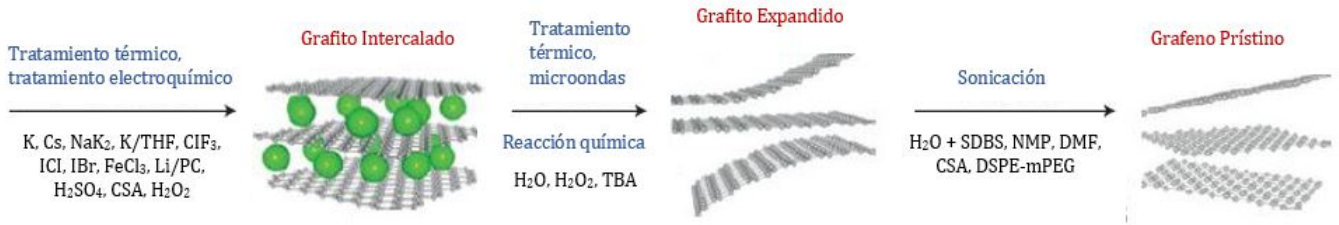


Figura 2.16: Proceso de intercalación química de grafito [43].

Pese a que, como se ha visto, la intercalación es posible con metales y materiales compuestos, una de las técnicas más famosas y viables para obtener grafeno monocapa en grandes niveles es la síntesis de óxido de grafito para su posterior exfoliación a óxido de grafeno y por último, una reducción de oxígeno para obtener grafeno u óxido de grafeno reducido.

Partiendo del grafito, la síntesis del óxido de grafito se logra con la intercalación entre las capas grafiticas de oxiácidos y oxisales que oxidan la estructura distanciando las láminas de grafito, facilitando la exfoliación. Estas láminas de grafito, o láminas de grafeno si hablamos de manera aislada, contienen grupos funcionales oxigenados en su mismo plano y en los bordes de capa. Esto es lo que realmente crea un mayor distanciamiento entre las láminas, por lo que será mucho más sencillo realizar una exfoliación posterior [36]. Todo este proceso se puede ver en la Figura 2.17, en la cual partiendo de grafito se explican los procesos para obtener óxido de grafeno reducido.

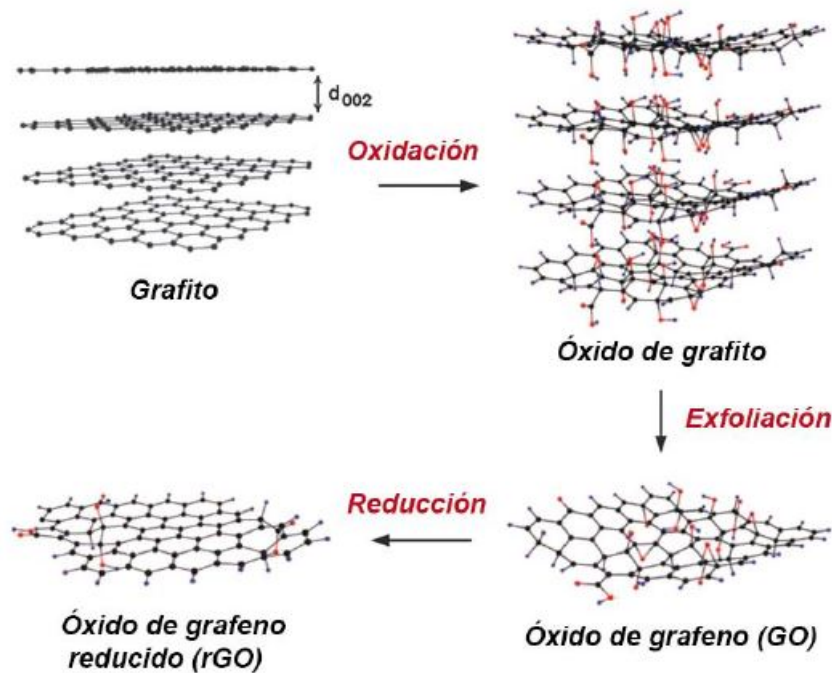


Figura 2.17: Proceso de tratamiento químico oxidación - exfoliación - reducción [47].

El proceso de oxidación de grafito se puede llevar a cabo mediante muchos métodos como los propuestos por el químico Benjamin Collins Brodie, siendo la primera persona en sintetizar óxido de grafito a mediados del siglo XIX. Para ello, tratando de conocer la estructura del grafito (fórmula y peso molecular) añadió clorato potásico (KClO_3) a una suspensión de grafito en ácido nítrico fumante (HNO_3), para posteriormente lavar el grafito por decantación y secar a $100\text{ }^\circ\text{C}$) [44].

Años más tarde, en 1898, el químico alemán Ludwig Staudenmaier mejoró el método creado por Brodie años atrás. Para lograr ese fin, Staudenmaier añadió ácido sulfúrico (H_2SO_4) para aumentar la acidez de la reacción y dosificó el clorato potásico añadiendo alícuotas durante el transcurso de la reacción en lugar de un único paso [36, 45].

Ya en el siglo XX se crearon dos nuevos métodos para lograr el óxido de grafito. El primero, creado por el químico alemán Ulrich Hofmann continuaba con los métodos anteriores pero éste cambiaba el ácido nítrico fumante por ácido nítrico concentrado [46].

Finalmente, a mediados de siglo, el trabajo realizado por William S. Hummers Jr. y Richard E. Offeman establecieron un nuevo método alternativo, siendo hoy en día el más empleado para generar óxido de grafito. Este se basaba en hacer reaccionar grafito con una mezcla de permanganato potásico (KMnO_4), nitrato sódico (NaNO_3) y ácido sulfúrico concentrado. El permanganato potásico reacciona con el ácido sulfúrico creando heptóxido de manganeso (Mn_2O_7), sustancia muy peligrosa pues es explosivo en temperaturas superiores a $55\text{ }^\circ\text{C}$, por ello, se controla la temperatura del proceso de adición del permanganato potásico con un baño de hielo para mantenerse a $0\text{ }^\circ\text{C}$. Otra forma de evitar el peligro de la explosión es añadir agua a la mezcla, pues diluir la concentración del ácido hace que se forme ácido permangánico (HMnO_4), compuesto mucho más estable. Tras unos procesos de dejar transcurrir la reacción y diluir de nuevo con agua, por último, se somete a la mezcla a una serie de lavados y filtrados para finalmente centrifugar y dejar secar el sólido [36, 48].

Una vez finalizado el proceso de oxidación del grafito, el siguiente paso es la exfoliación del mismo para obtener óxido de grafeno. Esto se puede llevar a cabo de diferentes maneras: procedimientos mecánicos por ultrasonidos en disolución [49] o por tratamientos térmicos (choque térmico de microondas [50] o en horno térmicos temperatura [51]), eliminando parte del oxígeno durante la exfoliación aunque puede dar lugar a la aglomeración del mismo. Debido a ello, resulta de gran interés estudiar procesos o tratamientos que sean capaces de eliminar en su totalidad la concentración de oxígeno y los defectos estructurales que causan. Estudios de la Universidad Sungkyunkwan [52] (Suwon, Corea del Sur), sugieren que podría ser posible realizando tratamientos térmicos de grafitización a muy altas temperaturas (entre $2200\text{ }^\circ\text{C}$ y $3000\text{ }^\circ\text{C}$) en atmósfera inerte. Estos procesos cuentan con la capacidad de transformar un material carbonoso no grafitico en un material grafitico. La desaparición de los defectos estructurales implica el aumento de todas las propiedades del material.

2.4.4. Crecimiento epitaxial

Dentro de los métodos *bottom-up* se encuentra el crecimiento epitaxial. Este procedimiento se basa en la deposición de capas de grafeno sobre un sustrato partiendo de materiales precursores. El más empleado es el crecimiento epitaxial de carburo de silicio (SiC) (Figura 2.18). Se basa en someter los cristales de este material a un tratamiento térmico a altas temperaturas ($1250\text{ }^\circ\text{C}$ - $1350\text{ }^\circ\text{C}$) en vacío, de forma que se produce la sublimación de los átomos de silicio provocando así una grafitización parcial de la capa superior pues los átomos de carbono se reorganizan en láminas de grafeno [53]. El grafeno producido por este método es de buena calidad, parte tiene que ver en la ausencia de oxígeno durante el proceso, especialmente en cuanto a propiedades eléctricas y electrónicas se refiere. Sin embargo, no existe un método que logre separar las láminas del sustrato sin ningún daño y que no es posible controlar el número de láminas son problemas que hacen este método no pueda ser llevado, por ahora, a gran escala.

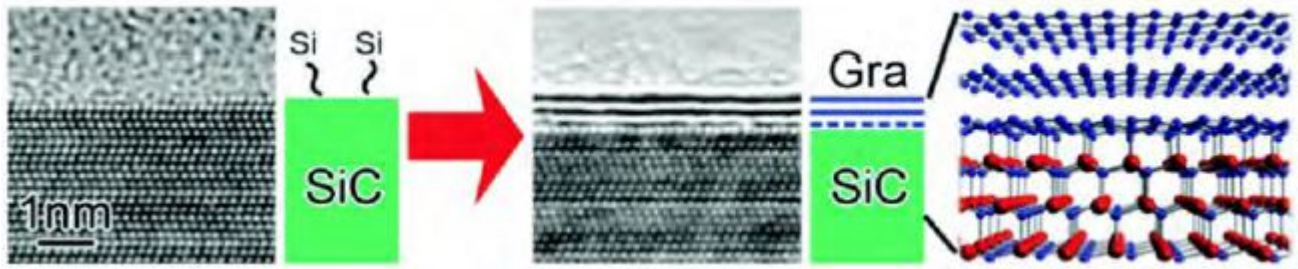


Figura 2.18: Proceso de crecimiento epitaxial del carburo de Silicio (SiC) [54].

2.4.5. Crecimiento de grafeno por CVD

El procedimiento por excelencia utilizado para la obtención a gran escala de películas de grafeno monocapa o bicapa de elevada pureza. Este método es una variante del crecimiento epitaxial es la deposición química en fase de vapor (CVD, *Chemical Vapor Deposition*).

Este método se basa en un compuesto orgánico en fase vapor, actuando como fuente de carbono (como hidrocarburos), que entra en contacto con un metal de transición, como el cobre (Cu) o el níquel (Ni), en ausencia de oxígeno, es decir, en vacío a altas temperaturas (superando los $1000\text{ }^{\circ}\text{C}$ pudiendo llegar incluso a los $1600\text{ }^{\circ}\text{C}$). En estas condiciones, el compuesto orgánico sufre una deshidrogenación depositando los átomos de carbono sobre el metal, el sustrato, generándose así una película de grafeno. Dependiendo del metal por el que se ha optado la formación de grafeno será diferente en tanto a tamaño e incluso proceso de formación. Así, por ejemplo, para un sustrato de níquel se utiliza metano (CH_4) pues una vez el sustrato se ha enfriado, los átomos de carbono sufren un descenso de solubilidad en el metal y precipitan sobre la superficie. Aparte del sustrato otros factores como el tiempo de exposición del carbono o el tiempo de enfriamiento pueden controlarse para optimizar la calidad del producto [55].

A diferencia del crecimiento epitaxial partiendo de carburo de silicio, este procedimiento sí permite una transferencia sencilla de un sustrato a otro. Este método se realiza cubriendo el grafeno con un polímero, eliminando químicamente el metal, quedando así el grafeno adherido al polímero. Por último, se deposita el conjunto de polímero y grafeno sobre otro sustrato. Pese a que es un proceso tedioso, este método es uno de los más competitivos tanto industrial como comercialmente, produciendo un grafeno de alta calidad, sin defectos en su estructura gracias a la ausencia de oxígeno [36].

2.4.6. Síntesis química

Este procedimiento parte de moléculas aromáticas policíclicas que se van uniendo unas con otras de forma controlada para lograr así la formación de grafeno. Se usan pequeñas moléculas de hidrocarburos poliaromáticos mayores e incluso pequeños trozos de grafeno de un pequeño tamaño que actúen como monómeros en polimerizaciones bidimensionales. Este método cuenta con la enorme ventaja ya que se controla perfectamente el tamaño de las láminas de grafeno [36].

Capítulo 3

Diseño de la estructura

3.1. Introducción

En el capítulo anterior se han visto las grandes propiedades del grafeno, en este punto se tratará de abordar el diseño de la estructura de un semi-ala para posteriormente realizar pruebas para ver como afecta la inclusión de este material a los composites. Estos materiales tienen buenas características como se vio en el capítulo 1 para su aplicación en la ingeniería aeronáutica.

Para ello, se realizará un pequeño estudio bibliográfico para conocer el tipo de estructuras alares. Una vez conocida el tipo de estructura, se diseñarán dos ejemplos distintos en el software *SolidWorks* en base al trabajo bibliográfico previo. Se partirá de una estructura metálica, que será comparada con una estructura fabricada únicamente con materiales compuestos. Finalmente se compararán con una estructura, de nuevo fabricada con materiales compuestos, pero que esta incluirá en su composición refuerzos de grafeno.

Posteriormente se definirán los materiales que se utilizarán para el análisis en el siguiente capítulo, partiendo de los requerimientos y propiedades necesarias definidos en el primer capítulo del presente trabajo.

Por último, se definirán y calcularán las fuerzas y cargas a las que la estructura estará sometida para en el próximo capítulo realizar el análisis estructural. Para ello, se realizará un estudio de aeronaves de semejantes características para, sin abordar un problema aerodinámico, realizar el estudio.

3.2. Estructura semimonocasco del ala

Actualmente las aeronaves están construidas con una estructura semimonocasco (Figura 3.1), aunque existan excepciones de aeronaves que poseen otro tipo de estructura, como la geodésica, pero no suele ser común [11]. En el caso de un ala, está compuesta por costillas, largueros, larguerillos, herrajes y revestimiento.

- Costillas: elementos estructurales con forma de perfil aerodinámico que da forma y sirve de apoyo al revestimiento, largueros y larguerillos, estabilizan frente al pandeo, se usan para unir otros elementos y difunden cargas concentradas en cargas distribuidas (misión realmente importante pues una carga concentrada aplicada directamente en el revestimiento produciría niveles de esfuerzos inaceptables [57]). Existen varios tipos de costillas:

- Costillas maestras: dan rigidez al revestimiento y a los larguirillos, soportando el pandeo.
- Costillas de compresión: transmiten equitativamente los esfuerzos en los largueros uniéndolos entre sí, se colocan en puntos que sufren esfuerzos locales como los creados por el tren de aterrizaje o los tanques de combustible.
- Costillas comunes: no tan robustas. Mantienen la forma del perfil y transmiten las fuerzas interiores a los largueros, distribuyendo estas fuerzas a través de ellos. Estabilizan el pandeo.
- Costillas falsas: mantienen la forma del revestimiento. Se sitúan entre los largueros y el borde de ataque o fuga según corresponda.

Las costillas están formadas por una zona central, denominada alma, y los nervios superiores e inferiores. Por motivos de mantenimiento, las costillas cuentan con agujeros para facilitar el trabajo al operario además de reducir el peso de la estructura. Pueden estar colocadas en dirección de vuelo, en dirección perpendicular al eje estructural de la viga o una situación mixta entre ambas.

- Largueros: son el elemento estructural más importante del ala. Están unidos tanto al revestimiento superior como al inferior, recorriendo longitudinalmente toda la estructura aguantando los efectos de flexión derivados por la sustentación del propio ala y transmitiendo los esfuerzos cortantes. Como las costillas, los largueros también cuentan con una zona central, denominada alma, y los cordones inferior y superior.
- Larguirillos: recorren el ala longitudinalmente unidos al revestimiento tanto superior como inferior. Sufren esfuerzos de flexión y de torsión.
- Herrajes: piezas que unen el ala con el fuselaje o con los elementos de control.
- Revestimiento o piel: recubrimiento de la estructura que soporta los esfuerzos cortantes causados por fuerzas cortantes y torsión. Recibe las cargas aerodinámicas y las transfiere a los elementos rigidizadores longitudinales, larguirillos, y transversales, costillas. También ayuda a los larguirillos absorbiendo parte de los esfuerzos normales producidos por el momento flector y fuerza axial.

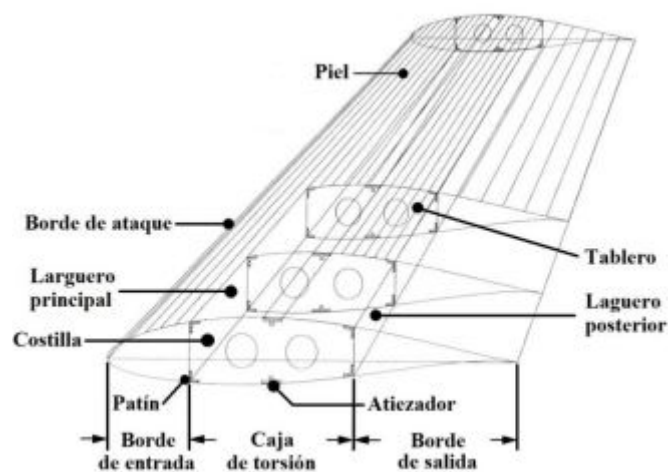


Figura 3.1: Esquema de la estructura semimonocasco de un semi-ala [56].

Cuando el ala está en vuelo generando sustentación, la parte superior del ala está sometida a compresión y toda la parte inferior sufre efectos de tracción. Sin embargo, cuando el

avión está en tierra, la parte superior del ala está sometida a tracción y la parte inferior sufre de compresión. Estas cargas de compresión y tracción son soportadas por el revestimiento, por los larguerillos y por los cordones de los largueros [11].

También es estructuralmente importante el denominado cajón de torsión, formado por los largueros, los larguerillos, el revestimiento y las costillas, ver Figura 3.2.

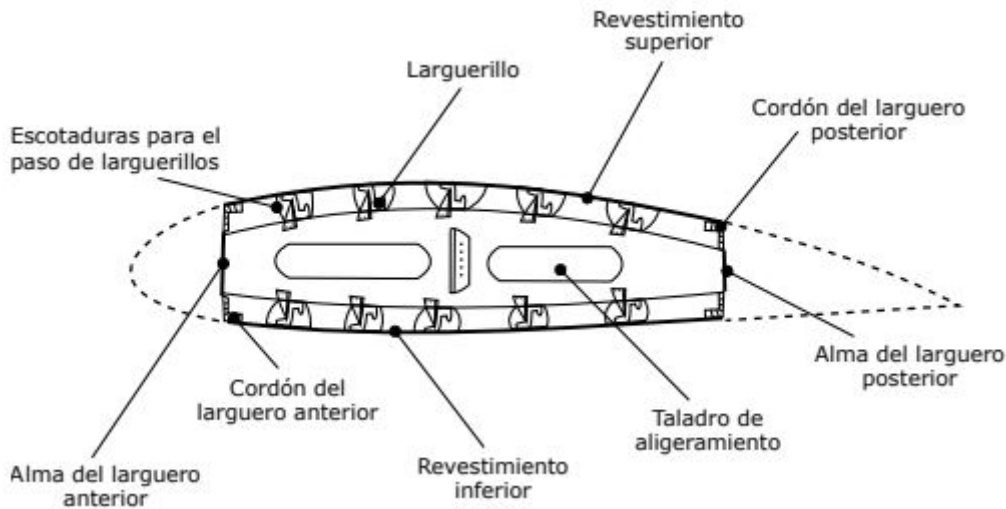


Figura 3.2: Vista lateral de una costilla emplazada en una estructura alar semimonocasco [57].

Es importante destacar las diferentes formas de unir el revestimiento con los larguerillos como muestra la Figura 3.3. Esto se puede realizar de dos formas: uniendo la costilla con el revestimiento, creando escotaduras para el paso de los larguerillos o uniendo la costilla (costilla flotante) a los larguerillos y estos al revestimiento. A este conjunto de revestimiento y larguerillos se le denomina panel rigidizado.

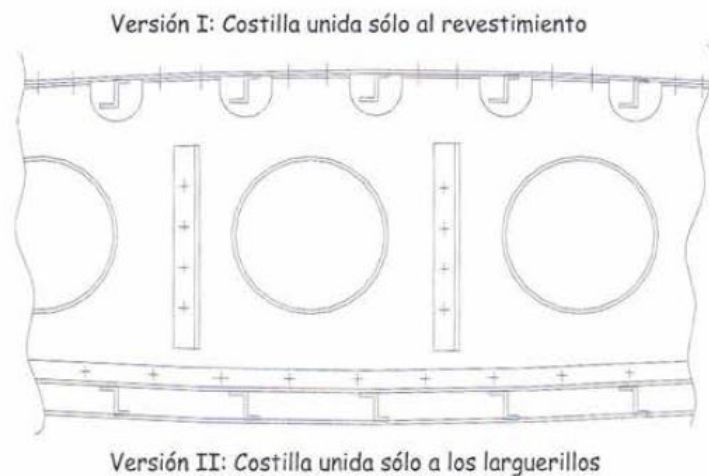


Figura 3.3: Diferentes tipo de unión de los larguerillos con el revestimiento [57].

Por último, las estructura pueden clasificarse según el número de largueros que posea así, existen tres tipos: estructura monolarguera, estructura bilarguera y estructura multilarguera.

La estructura monolarguera (Figura 3.4 (a)) suele ser frecuente en aeronaves poco cargadas y que vuelan a baja velocidad. En este caso, los esfuerzos normales producidos por flexión son absorbidos en casi su totalidad por el único larguero de la estructura. Este larguero suele

colocarse cerca del centro de presiones de la sección (alrededor del 30 % - 40 % de la cuerda) [57]. El revestimiento debe estabilizarse frente al pandeo causado por esfuerzos cortantes, logrando esto con las costillas e incluso añadiendo larguerillos. Puede incluir cajón de torsión con el borde de ataque (Figura 3.4 (b)).

El caso de la estructura bilarguera (Figura 3.4 (c)) es la más frecuente en aviones de transporte y podría llegar a tener un tercer larguero aunque nunca ocuparía la totalidad de la envergadura. Este falso larguero se podría utilizar para soportar las fuerzas generadas por el tren de aterrizaje [57]. La localización de los largueros siguen cuatro reglas que definen su posición:

- Deben estar lo más separados posibles para producir una celda cerrada con el mayor área posible para incrementar la rigidez a torsión.
- Con el fin de disponer espacio para los tanques de combustible, deben situarse lo más separados posible.
- Deben situarse en posiciones en las que el espesor del perfil no decrezca sustancialmente para que la contribución al momento de inercia sea lo más elevada posible.
- Debe tenerse en cuenta el espacio necesario para dispositivos hipersustentadores y otros sistemas (como el antihielo). Estos se colocarán entre el borde de ataque y el larguero anterior y el borde de salida y el larguero posterior.

Con todas estas indicaciones el larguero anterior deberá situarse entre el 12 % y el 18 % (aunque en algunos casos puede llegar incluso al 30 %) de la cuerda y el larguero posterior deberá colocarse entre el 55 % y el 70 % de la cuerda [57].

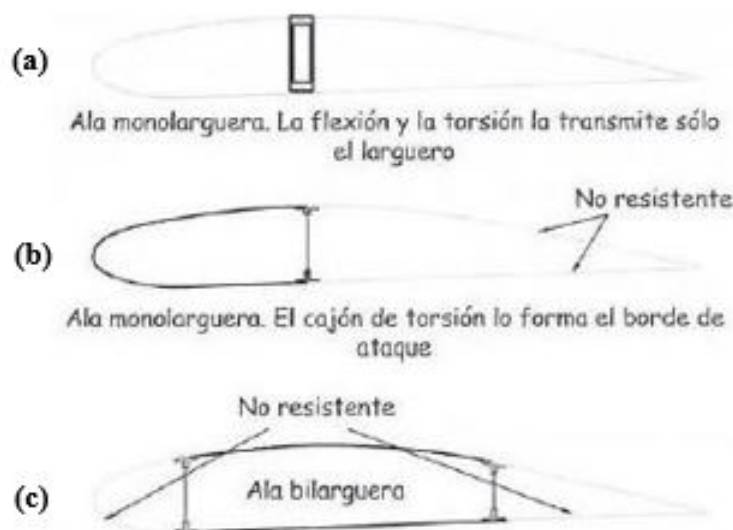


Figura 3.4: (a) Estructura monolarguera sin cajón de torsión. (b) Estructura monolarguera con cajón de torsión. (c) Estructura bilarguera. [57]

Finalmente, en el caso del vuelo supersónico es habitual que las estructuras alares cuenten con varios largueros ya que es inadecuado usar larguerillos porque ocuparían una parte sustancial del perfil (en vuelo supersónico se utilizan perfiles de menor espesor).

3.3. Diseño del semi-ala

Tras conocer que tipo de estructura predomina en el ala de una aeronave, el siguiente paso será diseñar la estructura que posteriormente será sometida a análisis. En este caso se ha optado por realizar dos estructuras distintas para ver el análisis estructural con diferentes materiales en casos diferentes. Aunque ambas serán similares en aspectos como semi-envergadura, cuerda en raíz, cuerda en punta y otros aspectos geométricos, diferirán en aspectos estructurales como número de largueros o larguerillos. Las dimensiones generales del ala y por tanto comunes a ambas estructura se muestran en la Tabla 3.1:

Parámetro	Valor
Envergadura, b	12 m
Superficie alar, S_w	18 m ²
Cuerda en la raíz, c_r	2 m
Cuerda en la punta, c_p	1 m
Estrechamiento, λ	0.5
Alargamiento, AR	8

Tabla 3.1: Dimensiones generales del ala

3.3.1. Estructura 1: Avión ligero

La primera estructura diseñada (Figura 3.5) consta de un modelo muy simple, once costillas tanto principales como de borde de ataque. Para aligerar considerablemente la estructura se opta por incluir un único larguero que soportará todas las cargas de flexión pues tampoco se incluyen larguerillos, lo que implica también que el cajón de torsión será la única herramienta del ala contra este tipo de solicitaciones.

Este modelo tan simple podría adaptarse a un avión ligero, o avioneta, aeronaves de poco peso que soportan menos esfuerzos. Según la FAA (*Federal Aviation Administration*) se considera avión ligero a aeronaves con un peso máximo de despegue de 5670 kg [58].

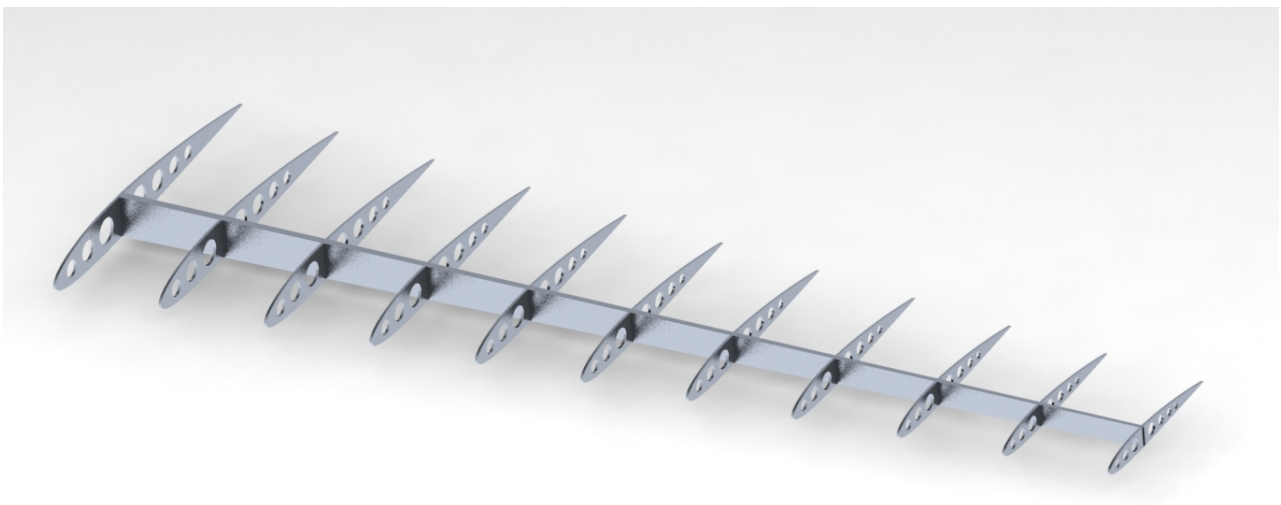


Figura 3.5: Estructura del avión ligero.

El larguero actúa como viga principal, situado constantemente al 35 % de la cuerda, cerca del centro aerodinámico. Cuenta con sección rectangular pero hueca para aligerar peso lo que lo hace un larguero simple, económico, ligero y fabricación sencilla. Su tamaño y por tanto su sección se ven reducidos a medida que se acerca el punta de ala pues aquí los esfuerzos serán menores al generar una menor sustentación.

En cuanto a las costillas, las once costillas poseen vaciados para aligerar el peso de la estructura y permitir a los operarios maniobrar en el mantenimiento, como se ha explicado anteriormente. Las costillas centrales cuentan con cuatro agujeros circulares y costillas de borde de ataque con tres de ellos. En este caso no se consideran falsas costillas pues al ser una estructura monolarguera, el cajón de torsión esta formado por la costilla delantera y el larguero.

La separación entre las costillas es de 60 cm, distancia recomendada para aviones de transporte según el Dr. Jan Roskam [59]. Pese a que para aviones ligeros se puede aumentar hasta a 90 cm se ha optado por ser más restrictivos en este aspecto para dar mayor solidez a la estructura.

Por último, tanto las costillas como el revestimiento cuenta con un perfil NACA 2412 durante toda la estructura.

La Tabla 3.2 resume los elementos estructurales de los que consta esta estructura.

<i>Avión ligero (NACA 2412)</i>	
Elemento estructural	Cantidad
<i>Largueros</i>	<i>1</i>
<i>Costillas</i>	<i>11</i>
<i>Costillas de borde de ataque</i>	<i>11</i>
<i>Falsas costillas</i>	<i>0</i>
<i>Larguerillos</i>	<i>0</i>

Tabla 3.2: Elementos estructurales del avión ligero.

3.3.2. Estructura 2: Jet

En cambio, esta segunda estructura (Figura 3.6) posee un diseño más completo, con todos los componentes de una estructura semimonocasco bilarguera propiamente dicha. Pese a ello, guarda similitudes como envergadura o superficie alar con la anterior estructura. Desde el punto de vista de su utilidad, dada sus dimensiones podría servir para un jet ligero.

En este caso, los esfuerzos de flexión serán soportados por dos largueros, un larguero principal situado al 18 % de la cuerda a lo largo de toda la envergadura, y un larguero auxiliar situado al 70 % de la cuerda, también de manera constante. En este caso, el larguero principal cuenta con sección doble “T” lo que proporciona buena resistencia a flexión y un peso relativamente bajo. En cuanto al larguero auxiliar, éste posee una sección propia de este tipo de largueros como es sección en canal o tipo “C”. Como en el caso anterior, se reduce su tamaño y sección.

Otra de las similitudes con la estructura anterior es el número de costillas, y por tanto la separación entre ellas, pero en este caso sí se contará con falsas costillas tanto de borde de ataque como de borde de fuga. También se cuenta con vaciados, en este caso mucho mayores

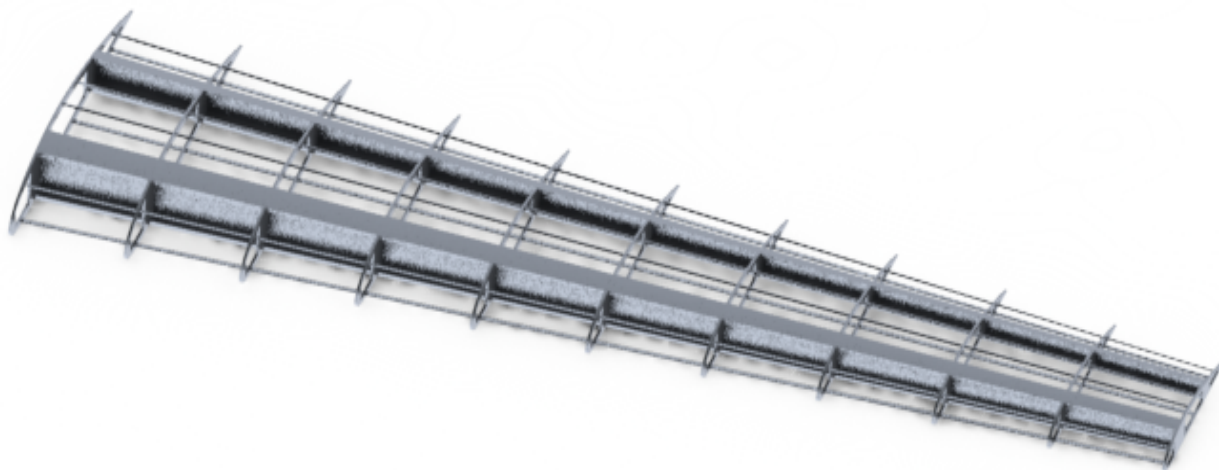


Figura 3.6: Estructura del jet ligero.

que en el caso anterior. Así, se dispondrá de un mayor espacio tanto para los dispositivos hipersustentadores, los tanques de combustible y para facilitar las labores de trabajo a los operarios. Estos vaciados cuentan con acabados circulares en las esquinas para evitar así que se conviertan en concentradores de tensiones. A diferencia del perfil anterior, esta estructura posee un perfil NACA 4412.

Otra de las grandes diferencias es que esta estructura sí cuenta con larguerillos, ocho en total unidos al revestimiento y atravesando la costilla. En total hay cuatro larguerillos en la zona del extradós y otros cuatro en la zona del intradós. Dos colocados en la falsa costilla del borde de ataque, cuatro en la costilla principal y otros dos en la falsa costilla de borde de fuga. Cuentan con sección en “Z”, una de la más usadas en aeronáutica. Estos están unidos al revestimiento pero atraviesan las costillas mediante escotaduras de paso.

La Tabla 3.3 resume los elementos estructurales de los que consta esta estructura.

<i>Jet ligero (NACA 4412)</i>	
Elemento estructural	Cantidad
<i>Largueros</i>	<i>2</i>
<i>Larguerillos</i>	<i>8</i>
<i>Costillas</i>	<i>11</i>
<i>Falsas costillas de borde de ataque</i>	<i>11</i>
<i>Falsas costillas de borde de fuga</i>	<i>11</i>

Tabla 3.3: Elementos estructurales del jet.

3.4. Materiales seleccionados

Una vez diseñadas las estructuras a analizar, al siguiente paso que se ha de realizar es la selección de materiales. En este presente trabajo, se pretende realizar comparaciones de las actuaciones de diferentes materiales. Para ello, se definirán primero materiales metálicos para un primer análisis, posteriormente, se optará por un caso de estructuras compuestas por diferentes composite.

También, se pretende analizar como puede afectar el grafeno a las estructuras aeronáuticas, por ello, se estudiará una estructura formada por materiales compuestos reforzados con grafeno. Se estudiará el grafeno como refuerzo pues como es un material 2D no es posible fabricar láminas de grafeno de espesores tales que se pueda crear un elemento estructural únicamente de este material.

En el capítulo 1 del presente documento se ha hablado de los diferentes materiales utilizados en ingeniería aeroespacial para la fabricación de aeronaves y los requisitos más importantes que estos materiales cumplen.

3.4.1. Metales

Dentro de la clasificación de metales, los materiales más usados en este campo son el acero, el magnesio, el aluminio y el titanio.

En primer lugar, el acero cuenta con grandes características mecánicas como alto límite de fluencia, resistencia a la fatiga y alta tenacidad a la fractura. Sin embargo, también es un material muy pesado y resiste muy mal la corrosión por lo que su uso dentro del campo aeroespacial se reduce a zonas muy exigidas mecánicamente como el tren de aterrizaje, anclaje del motor al ala en avión a reacción o en los sistemas de los dispositivos hipersustentadores como los *slats* [5].

En segundo lugar, el magnesio cuenta con la densidad más baja de los metales utilizados pero también tiene peores propiedades mecánicas, alto coste y poca resistencia a la corrosión. Su uso se centra en ciertas partes de los motores o de los sistemas de transmisión [5].

El caso del titanio es completamente diferente. Éste cuenta con una densidad media, tenacidad a fractura, resistencia a fatiga y resistencia a corrosión y oxidación. Pese a que se utiliza como material estructural, su uso está encaminado a zonas de alta exigencia como tren de aterrizaje o para la fabricación del motor dado que sus aleaciones tienen buenas propiedades térmicas [5].

El aluminio cuenta con cualidades de gran valor dentro del sector como baja densidad (menor que acero y titanio), bajo coste y buenas características mecánicas. Todo ello lo convierte en uno de los materiales más usados en cuanto a la estructura de la nave se refiere, por lo que se optará por escoger diferentes aleaciones apropiadas para los componentes de la estructura. En la Tabla 3.4 se puede ver una comparación de distintas aleaciones de aluminio de uso aeronáutico.

Observando las aleaciones mostradas en la Tabla 3.4, todos tienen el mismo valor de módulo de Poisson y semejantes valores de densidad aunque difieren en las propiedades mecánicas, donde se descarta el aluminio 6061-T6 pues es el que peores propiedades tiene de las aleaciones mostradas, al igual que el aluminio 2014-T4, éste por su bajo límite elástico.

De las aleaciones restantes, se escoge utilizar aluminio 7178-T6 para los largueros pues es el que mejores propiedades tiene, para las costillas se opta por uno algo más ligero como el aluminio 2024-T3. Para revestimiento y larguerillos se opta por un aluminio con propiedades intermedias entre estos dos como es el aluminio 7075-T6.

Aleación	Densidad (kg/m^3)	Módulo de Young (GPa)	Límite elás- tico (MPa)	Carga de ro- tura (MPa)	Módulo de Poisson
2014-T4	2800	72.4	290	427	0.33
2024-T3	2780	72	345	449	0.33
6061-T6	2700	68.9	270	310	0.33
7075-T6	2810	71.7	503	572	0.33
7178-T6	2830	71.7	538	607	0.33

Tabla 3.4: Aleaciones del aluminio [63]

3.4.2. Materiales compuestos

Dentro de los materiales compuestos hay un gran abanico de posibilidades dentro de la industria aeroespacial. Desde fibras de carbono o de vidrio a resinas epoxi de grandes propiedades.

La fibra de carbono es una de las más comunes en el sector aunque también posee gran importancia en otros sectores como el automovilístico. Cuenta con altas propiedades mecánicas con la ventaja de su bajo peso. El principal inconveniente de este tipo de fibras es su alto precio. Dado que se pretenden simular aeronaves ligeras no tan solicitadas como aviones de transporte más comunes, y de mayor tamaño, se opta por descartar la fibra de carbono pues no será necesario un material con tan buenas prestaciones a cambio de su alto coste.

En cuanto a los demás tipos de fibras, aunque ciertas resinas epoxi poseen también buenas propiedades, se optará por la fibra de vidrio. Este material supera al metal en sus prestaciones con un peso menor. En la industria aeroespacial se utilizan dos fibras de vidrio principalmente: fibras *E-glass* y fibras *S-glass*. Sus propiedades se muestran en la Tabla 3.5

		E-glass	S-glass
Densidad	kg/m^3	2550	2500
Módulo elástico	GPa	80	88.9
Límite elástico	MPa	2875	4085
Límite de tracción	MPa	2050	4600
Límite de compresión	MPa	4500	4500
Módulo de Poisson	-	0.22	0.22

Tabla 3.5: Propiedades de la fibra de vidrio [5].

Con estos materiales, se asigna la fibra *S-glass* a los largueros pues tiene mejor propiedades a tracción. Todos los demás elementos estructurales se analizarán con la fibra *E-glass*.

Por último, únicamente queda conocer como se aplicará el grafeno. Este material bidimensional posee grandes propiedades pero el hecho de carecer de una tercera dimensión hace más difícil trabajar con él por eso se utilizará como refuerzo. Para ello, se calculará un nuevo material compuesto partiendo de las propiedades de la fibra de vidrio *S-glass* y del grafeno.

Este cálculo se realizará mediante modelos micromecánicos. Estos métodos establecen correlaciones entre las propiedades de la matriz y de la fibra para así estimar las características que dispondrá el laminado final. Se realizará a través del modelo micromecánico de Chamis [67] (las correlaciones de este método de muestran en el Apéndice D del presente documento).

Las propiedades de la matriz serán las proporcionadas en la Tabla 3.5 pertenecientes a la fibra *S-glass*. Las características de la fibra se obtienen del estudio de polímeros reforzados con nanoplaquetas de grafeno, de 200 nm de espesor, realizado por la Universidad de Derby [64]. Así, se observará el efecto del grafeno como refuerzo en materiales compuestos.

Tras realizar las correlaciones del modelo de Chamis, considerando un porcentaje bajo de grafeno pues es complicado trabajar con él (10% del volumen total), las propiedades del nuevo laminado con grafeno se recogen en la Tabla 3.6.

S-glass + Grafeno		
Densidad	kg/m ³	2288.5
Módulo elástico	GPa	7780
Límite elástico	MPa	11700
Límite de tracción	MPa	13000
Límite de compresión	MPa	13000
Módulo de Poisson	-	0.201

Tabla 3.6: Propiedades laminado *S-glass* + Grafeno.

Se puede comprobar observando los resultados con la Tabla 3.5 que el grafeno ha aumentado notoriamente los valores de resistencia a tracción y compresión con una densidad menor a la fibra de vidrio sin éste. La comparación de las tres selecciones para los largueros, elemento estructural más importante se puede ver en la Tabla 3.7, viendo como los materiales compuestos mejoran a los metales y el grafeno sirve como un gran refuerzo. Todo ello considerando el poco porcentaje de grafeno frente a la fibra de vidrio.

Propiedad	7178-T6	S-glass	S-glass + Grafeno
Densidad kg/m ³	2830	2500	2288.5
Módulo elástico (GPa)	71.7	88.9	7780
Límite elástico (MPa)	538	4085	11700
Límite de tracción (MPa)	607	4600	13000
Módulo de Poisson	0.33	0.22	0.201

Tabla 3.7: Comparativa de los diferentes materiales utilizados.

Este material se aplicará a dos componentes de las estructuras: a las costillas y a los largueros dado que son las partes estructurales más importantes del semi-ala, sustituyendo así a la fibra *S-glass* a la hora de realizar el análisis.

3.5. Cargas aplicadas

3.5.1. Fuerzas sobre una nave genérica

Durante la fase de vuelo, las aeronaves están sometidas a cuatro fuerzas: sustentación, resistencia, peso y empuje o tracción (Figura 3.7). Estas fuerzas gobiernan el comportamiento del cuerpo y son las encargadas de producir las tensiones y cargas a las que está sometida la estructura.

La sustentación es la fuerza encargada de que el avión se mantenga en vuelo y es contrarrestada por el peso y por la fuerzas de inercia si las hubiera. La sustentación se genera por la distribución de presiones a lo largo del perfil alar, disminuyendo la presión estática en el extradós debido al aumento de velocidad del aire en esta zona. Esta fuerza realmente es perpendicular a la corriente incidente.

En cuanto a la resistencia, es la fuerza que se opone al avance de la nave, avance generado por el empuje de los motores de la nave. Como la sustentación. La resistencia tiene varios orígenes y se divide en resistencia parásita y resistencia inducida.

La resistencia parásita también se debe a la distribución de presiones y dependerá de la estela del perfil. A esta también hay que sumarle la fricción generada del aire con el propio cuerpo del ala. Por último, también se incluye aquí la resistencia de interferencia de unos elementos con otros.

En cambio, la resistencia inducida proviene del hecho de que la propia ala genera sustentación y tiene una envergadura finita. Esta resistencia aumenta en zonas cercanas a la punta de ala.



Figura 3.7: Fuerzas que actúan durante el vuelo de un avión (dominio público).

3.5.2. Fuerzas aplicadas

Como se ha visto, este trabajo únicamente se ciñe sobre un semi-ala por lo que las cargas aplicadas no serán todas las vistas en el apartado anterior. Al tratarse de un trabajo centrado en la respuesta de diferentes materiales, no se realizará un estudio aerodinámico por lo que no se incluirá la resistencia como carga en el análisis.

Dado que se trabaja con dos estructuras de semi-ala, algo genéricas, y para mantener un equilibrio de fuerzas tampoco se incluirán las cargas relacionadas con el empuje de la nave pues se desconoce su planta motriz.

Esto deja una situación en la que sólo se tendrán en cuenta en el análisis dos fuerzas: la sustentación y el peso. Manteniendo estas fuerzas durante el análisis de la estructura, bastará para ver las diferencias en la respuesta de los diversos materiales que se pretenden estudiar.

El peso de la estructura se calculará con el propio software de *SolidWorks* una vez se haya introducido el material. También se aplicará mediante el propio software con su función de "gravedad". Cabe destacar que en este caso únicamente se considera el peso de la propia estructura, obviando otros posibles pesos del ala como peso de tanques de combustible y éste mismo, planta motriz, tren de aterrizaje, etc. Así, solo queda el cálculo de la sustentación.

Para el cálculo de la fuerza de sustentación se realizará la hipótesis de que la totalidad de esta fuerza es generada por el ala, eliminando también los dispositivos hipersustentadores. Por otro lado, para considerar un caso más crítico, se supondrá peso máximo al despegue (MTOW, *Maximum Take-Off Weight*).

La relación entre el peso y la sustentación viene definida por el factor de carga. Se considerará un valor de 2.5, determinado por la EASA (*European Union Aviation Safety Agency*), en su norma CS-25 [65]. Pese a que esta norma se refiere a aviones de mayor tamaño se tomará ese valor como valor aceptable dado que la norma CS-23, la norma que determina a los aviones de menor tamaño no especifica valores de factor de carga. Además, se tendrá en cuenta un factor de seguridad marcado por la norma CS-23 [66], también de EASA.

Por último, en el caso real, la sustentación varía a lo largo de la envergadura, siendo el mínimo en la punta y máxima en el encastre, y varía a lo largo de la cuerda, generando más sustentación el borde de ataque, en este trabajo dado que no tiene un enfoque aerodinámico, está más centrado en análisis estructural de materiales se tomará la sustentación como una presión constante a lo largo de todo el revestimiento.

Con todo esto y sumando el hecho de que se toma la mitad de la sustentación calculada pues solo se considera un semi-ala, se aplica la fórmula 3.1:

$$L = W * n * f_s = \frac{MTOW * g}{2} * n * f_s \quad (3.1)$$

Para finalizar, el peso máximo al despegue se calculará con un método basado en los métodos del Dr. Jan Roskam [60] y Daniel P. Raymer [61]. Estos métodos se basan en partir de la función o tipo de la nave para, mediante correlaciones con aviones semejantes, realizar el diseño de una nave. Dado que estos métodos tienen en cuenta el diseño de una aeronave completa no se aplicarán, sino que para este trabajo se realizará una búsqueda de aviones con ciertas características alares (envergadura y superficie alar) similares y se estimará el peso en base a estas aeronaves. En la Tabla 3.8 y en la Tabla 3.9 se muestran los datos de las naves semejantes para cada tipo de avión:

Aeronave	Tipo	Envergadura (m)	Superficie alar	MTOW (kg)
Beechcraft 77 Skipper	Avión utilitario ligero	9.1	12.1	760
Cessna 152	Avión utilitario ligero	10.3	14.9	757
Beechcraft Musketeer	Avión utilitario	10	13.6	1089
Beechcraft Bonanza	Avión utilitario	10	16.5	1236
Cessna 172	Avión utilitario	11	16.2	1100

Tabla 3.8: Datos de aeronaves semejantes para un avión ligero [62].

Observando los datos mostrados la tendencia del peso máximo es superar los 1000 kg. Se tomará como mayor referencia el *Beechcraft Bonanza* y la *Cessna 172* pues su envergadura y su superficie alar, ambas no difieren en gran medida de la aeronave modelo aunque ambas poseen características menores, por ello, se establece un peso máximo de 1300 kg para el avión ligero.

Aeronave	Tipo	Envergadura (m)	Superficie alar	MTOW (kg)
Diamond DA50	Light Jet	13.41	16.43	1999
Beechcrat Premier I	Light Business Jet	13.56	22.95	5670
Embraer Phenom 100	Light Business Jet	12.3	18.76	4750
Honda HA-420 Honda Jet	Light Business Jet	12.12	16.4	4808
Cessna 525 Citation CJ1	Light Business Jet	14.26	22.3	4808

Tabla 3.9: Datos de aeronaves semejantes para un jet ligero [62].

Estos datos proporcionados son menos precisos que los datos para aviones ligeros, en el caso de los jet muestran aeronaves con envergadura superior a 12 m y superficie alares dispares. La aeronave con características más similares al caso modelo es el *Embraer Phenom 100*, por lo que se establece un peso máximo de 4750 kg para el caso del jet.

Con todo ello, las Tablas 3.10 y resumen la masa y el peso de las diferentes estructuras:

Material	Masa(kg)	Peso (N)	Variación	Variación
Aluminio	91.8	900.56	-	-
Fibra de vidrio	82.53	809.62	10.10 %	-
Fibra de vidrio + grafeno	80.52	789.90	12.30 %	2.43 %

Tabla 3.10: Resumen masa y peso avión ligero

Material	Masa(kg)	Peso (N)	Variación	Variación
Aluminio	223.67	2194.20	-	-
Fibra de vidrio	197.59	1938.36	11.66 %	-
Fibra de vidrio + grafeno	180.87	1774.33	19.13 %	8.73 %

Tabla 3.11: Resumen masa y peso jet

Se puede observar que se cumple la hipótesis de la reducción de masa en ambos casos: sustituyendo el metal por los materiales compuestos y reforzando la fibra con el grafeno, material ultraligero.

Por último, la Tabla 3.12 recoge los valores de sustentación para cara estructura:

Sustentación (N)	
Avión ligero	23911.9
Jet ligero	87370.3

Tabla 3.12: Sustentación calculada para cada estructura

Capítulo 4

Análisis estructural

4.1. Introducción

En este último apartado se presentan los análisis realizados a las estructuras descritas en el Capítulo 3 del presente documento. Como se mencionó en ese mismo capítulo, este estudio se realizará mediante el software *SolidWorks*.

Se realizará un estudio de un caso metálico y se comparará con materiales compuestos. Con la finalidad de ver las posibles mejoras que puede traer el grafeno en el campo estructural al sector aeroespacial, se realizará un tercer análisis con esos mismos materiales compuestos reforzados con grafeno.

4.2. Análisis avión ligero

Para realizar el análisis, se establece la condición de geometría fija en el encastre, dejando el resto de la estructura sin restricciones. Posteriormente se definen la carga de peso y la presión ejercida por la sustentación. A continuación, se presentan los resultados de tensión y desplazamiento de la estructura correspondiente al avión ligero, estructura monolarguera muy simple.

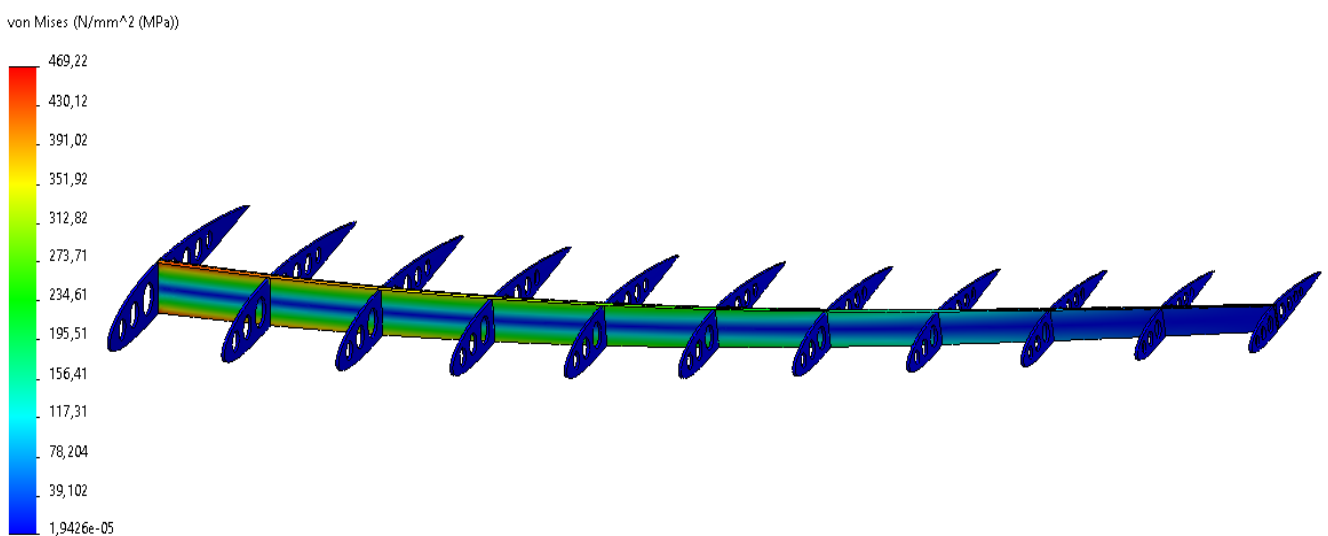


Figura 4.1: Tensión equivalente del avión ligero para aluminio.

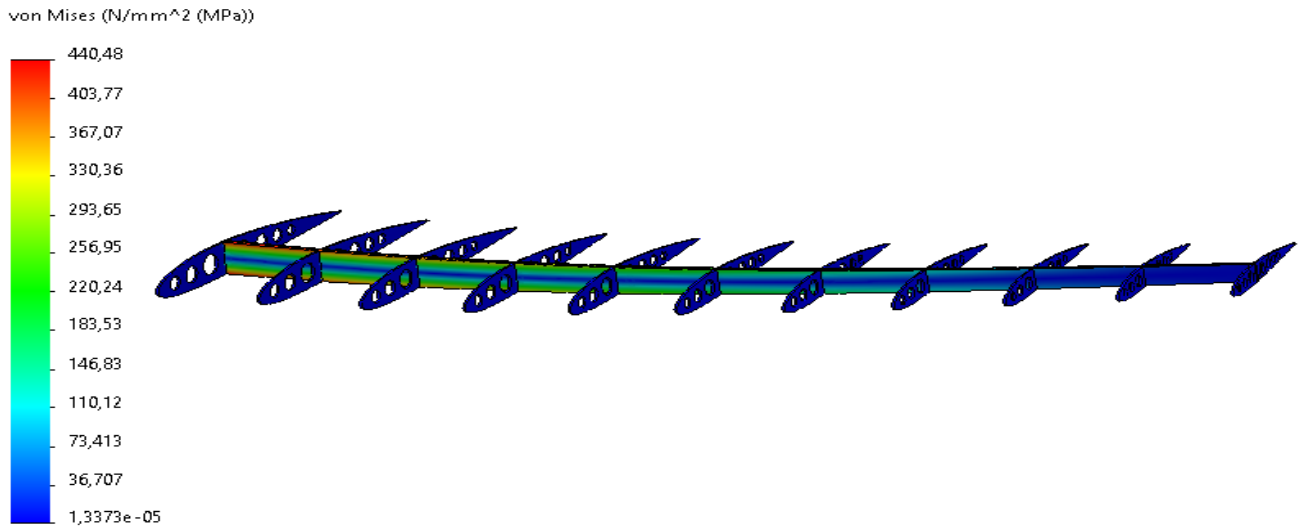


Figura 4.2: Tensión equivalente del avión ligero para fibra de vidrio.

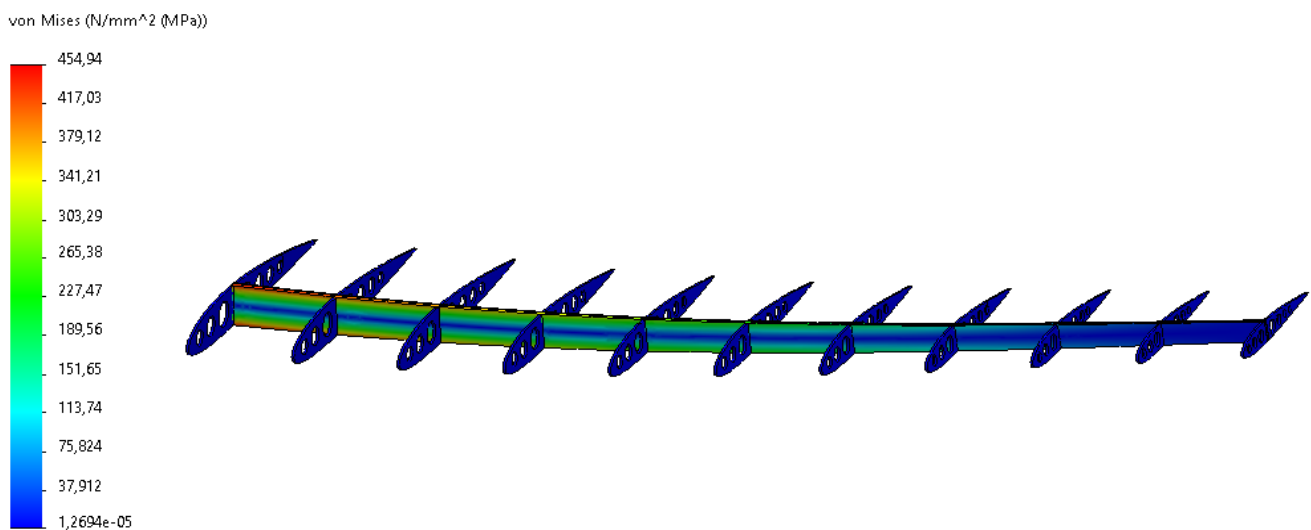


Figura 4.3: Tensión equivalente del avión ligero para fibra de vidrio reforzada con grafeno.

Las Figuras 4.1, 4.2 y 4.3 muestran la tensión equivalente que sufre el ala de aluminio, fibra de vidrio y fibra de vidrio respectivamente. Se puede observar como las tensiones máximas se producen en el larguero cerca del encastre, pues en este punto esta restringido. Avanzando por la envergadura se produce un aligeramiento de tensiones pues el efecto de la condición de contorno establecida pierde efecto, llegando a valores prácticamente nulos en la punta de ala. Se puede observar también que el elemento realmente solicitado es el larguero, siendo la tensión en las costillas realmente bajas.

La tensión máxima, aunque todos los casos presentan valores no muy dispares, se produce en el caso del aluminio (469.22 MPa), seguido del caso del caso de la fibra reforzada con grafeno (454.94 MPa) y por último el compuesto sin reforzar (440.48 MPa). Esto supone que la fibra de vidrio mejora un $\approx 6.1\%$ al aluminio. Por otro lado, en el caso del composite con aditivos de grafeno, éste mejora en un $\approx 3.2\%$ al aluminio pero aumenta un $\approx 3.3\%$ comparado con su caso sin reforzar.

Una vez calculadas las tensiones equivalentes, es interesante conocer como se comportará la estructura en cuanto a desplazamientos se requiere, siendo los resultados obtenidos los mostrados en las Figuras 4.4, 4.5 y 4.6.

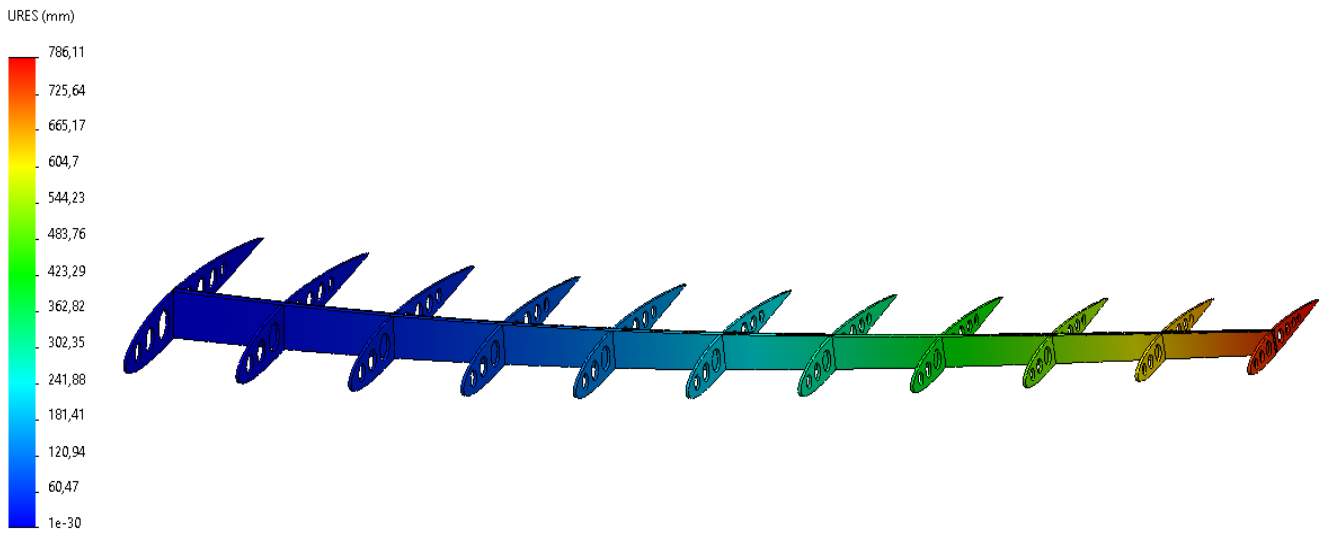


Figura 4.4: Desplazamiento equivalente del avión ligero para aluminio.

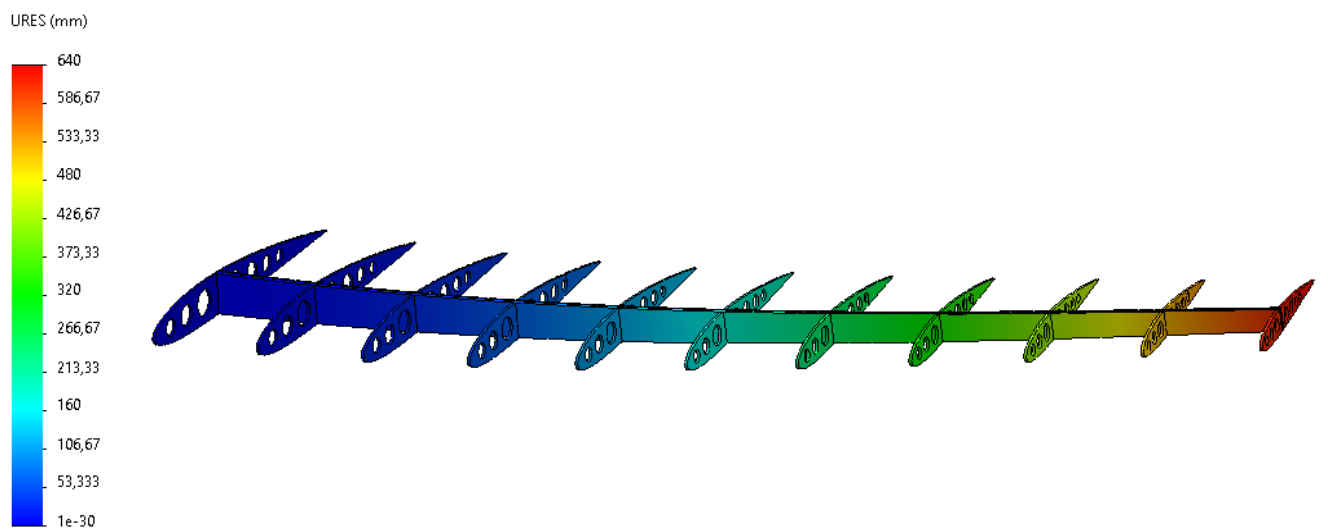


Figura 4.5: Desplazamiento equivalente del avión ligero para fibra de vidrio.

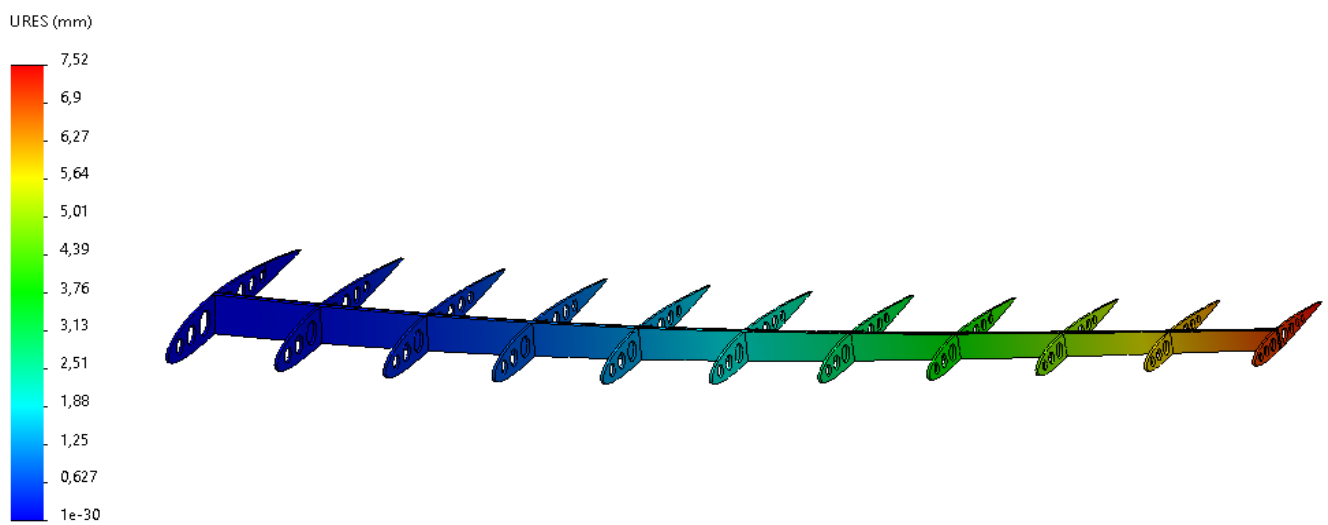


Figura 4.6: Desplazamiento equivalente del avión ligero para fibra de vidrio reforzada con grafeno.

En caso totalmente a la tensión, el desplazamiento ocurre en la punta de ala, donde no hay restricciones y, dado que se sitúa en el encastre la condición de contorno, el desplazamiento en ese punto es nulo. La sustentación genera un momento flector que deforma el larguero resultando en un movimiento vertical de la punta de ala.

Como en el caso de las tensiones, el desplazamiento resultante máximo es el perteneciente a la estructura fabricada con aluminio (786.11 mm), pero en este caso el segundo máximo desplazamiento se encuentra en la estructura fabricada únicamente por fibra de vidrio (640 mm), siendo el menor desplazamiento máximo el producido en el ala con refuerzos de grafeno (7.52 mm).

Comparando los resultados de cada ala, la fibra de vidrio mejora las prestaciones de desplazamiento un $\approx 18.6\%$, una mejora considerable. Aunque la superioridad en el caso de la estructura con aditivos de grafeno es mucho mayor, mejorando al aluminio en un $\approx 99.4\%$ y a la fibra de vidrio en un $\approx 98.88\%$. Esta grandísima diferencia se debe al gran aumento que se produce en el módulo elástico y la rigidez del material.

Viendo los resultados obtenidos de desplazamiento en el caso del aluminio y de la fibra de vidrio llama la atención que sean tan elevados. Esto se debe a dos motivos: el primero la propia estructura con pocos elementos estructurales que aguanten las cargas producidas. Por otro lado, la selección de cargas ha sido simplificada y calculada con correlaciones obteniendo así una fuerza de sustentación muy elevada (para el cálculo se toma el peso máximo al despegue, un factor de carga de 2.5 y un factor de seguridad) por lo que se producen desplazamientos desacordes a un caso real. Dado que el proyecto se centra en el estudio teórico de las mejoras producidas por el grafeno no se validará la estructura pero sí son resultados extraños.

En la Tabla 4.1 se recogen los resultados de la estructura analizada anteriormente:

	Aluminio	Fibra de vidrio	Fibra de vidrio reforzada
Tensión máxima (MPa)	469.22	440.48	454.94
Desplazamiento máximo (mm)	786.11	640	7.52

Tabla 4.1: Resultados estructura avión ligero

4.3. Análisis jet ligero

Una vez estudiada la primera estructura, a continuación se analizará la estructura correspondiente a un jet. Esta estructura es mucho más rígida con dos largueros en lugar de uno y con larguerillos que ayudarán a soportar esfuerzos de flexión y torsión.

En las Figuras 4.7, 4.8 y 4.9 se muestra la distribución de tensiones para el caso del aluminio, fibra de vidrio y fibra de vidrio reforzada con grafeno respectivamente. Primero se muestra la distribución en toda el ala y posteriormente se realiza énfasis en el encastre y en la punta.

Como en el caso de la estructura anterior, las tensiones máximas se distribuyen disminuyendo a lo largo de la envergadura, siendo máximas en el encastre por la restricción que se sufre en esa zona y mínimas en la punta de ala. Una diferencia respecto al caso anterior, es que en esta estructura las costillas sufren tensiones en la costilla principal durante toda la envergadura

debido a la disminución de área al ampliar notoriamente el vaciado en ellas. Gracias al acabado circular de las esquinas se logra disminuir la tensión en estos puntos aunque podría ser necesario un acabado mayor para evitar rotura en estos puntos.

En este caso las tensiones máximas se producen en la estructura de fibra de vidrio reforzada (390.68 MPa), seguida de la estructura de fibra de vidrio (346.76 MPa, $\approx 11.2\%$) y por último la estructura de aluminio (332.86 MPa, $\approx 4\%$ menos que la fibra de vidrio y $\approx 14.8\%$ que el caso con grafeno). Este aumento de tensiones se produce debido a la mayor fuerza resultante al disminuir el peso y al aumento de rigidez de los materiales.

Comparando brevemente las dos estructuras, se puede observar como el avión ligero soporta más tensiones que el jet sufriendo de cargas menores, debido a las diferencias entre las propias estructuras. Pese a fuerzas menores, el avión ligero tiene menos elementos estructurales pues cuenta con un único larguero y no cuenta con larguerillos lo que lo hace una estructura menos rígida y no apta para aeronaves de tamaño medio ni mucho menos para aviones pesados. En el caso expuesto, para una avioneta de bajo peso, se debería realizar un estudio mucho más profundo para estudiar su viabilidad.

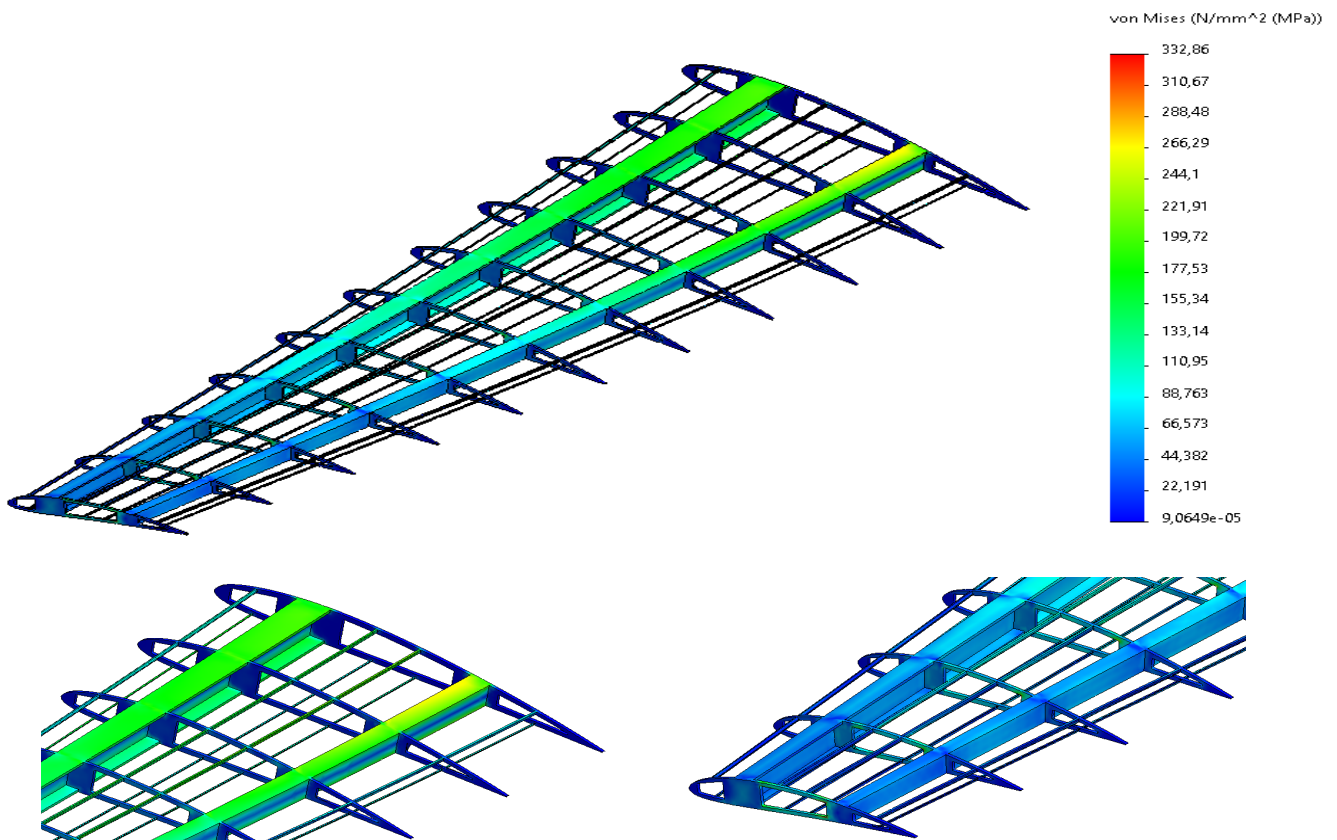


Figura 4.7: Tensión equivalente del jet para aluminio.

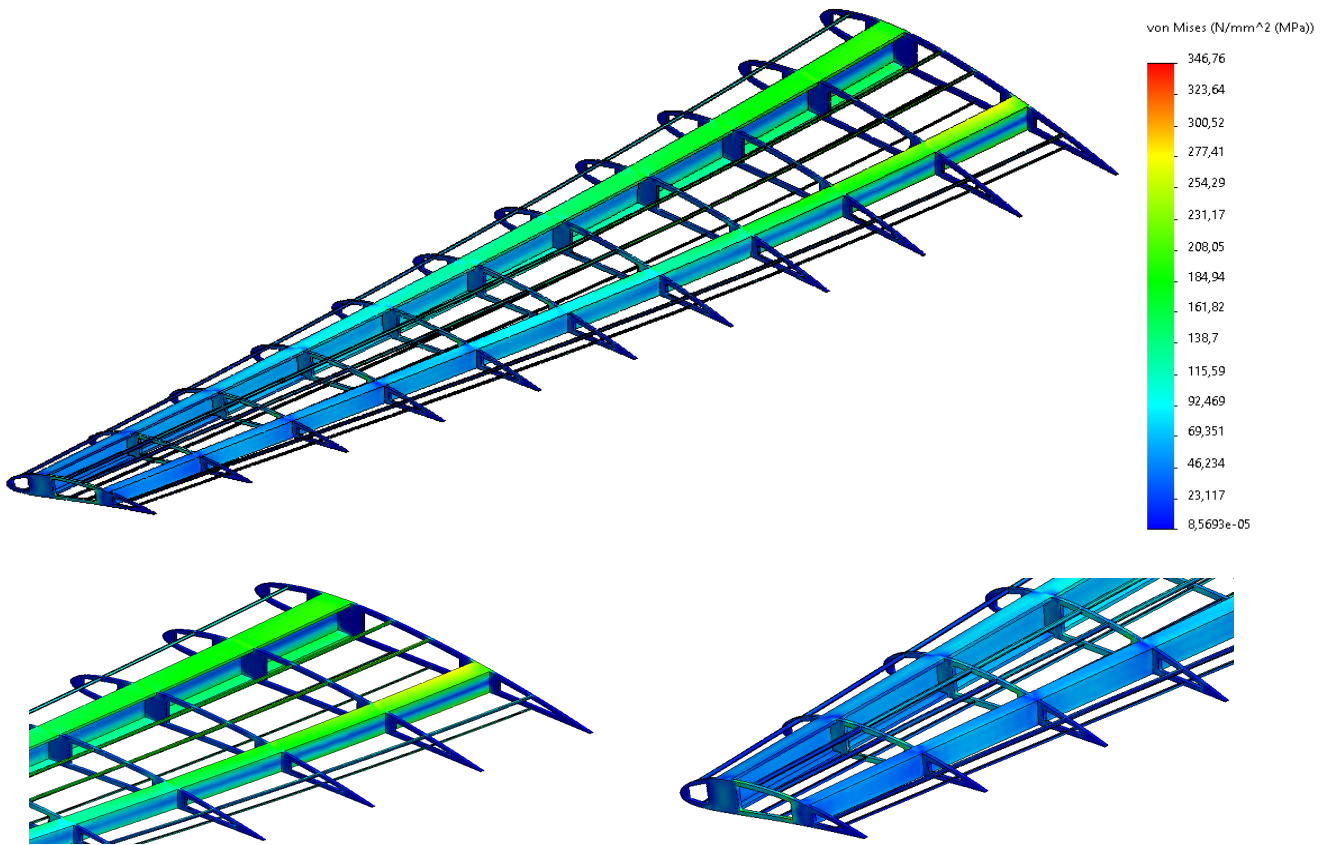


Figura 4.8: Tensión equivalente del jet para fibra de vidrio.

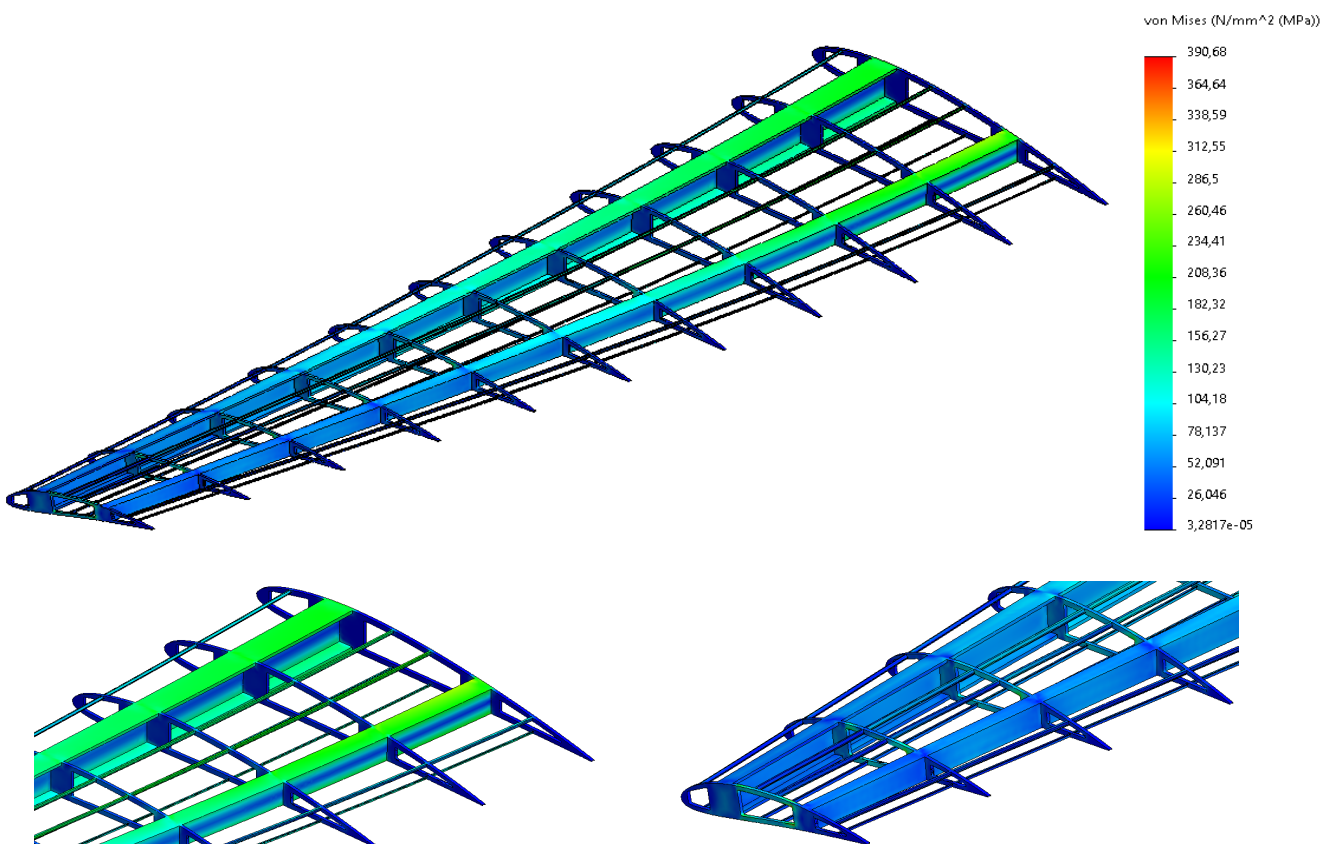


Figura 4.9: Tensión equivalente del jet para fibra de vidrio reforzada con grafeno.

Una vez visto como se comporta la estructura en cuanto a la tensión se refiere, se estudiará el desplazamiento producido en el ala debido a las cargas aplicadas. Estos resultados se muestran en las Figuras 4.10, 4.11 y 4.12, siendo los resultados del aluminio, fibra de vidrio y fibra de vidrio reforzada respectivamente. Además, se recogen en la Tabla 4.2.

Como en el caso anterior este comportamiento vendrá determinado, además de las cargas, por los diferentes materiales que vamos a estudiar y por las condiciones de contorno establecidas en el encastré. Como es lógico, en la raíz no se produce desplazamiento, aumentando a lo largo de la envergadura hasta la punta de ala. Cabe destacar que en este caso el ala presenta un giro, desplazándose en mayor medida el borde de fuga que el borde de ataque. Esto se produce debido a una menor rigidez a torsión por parte del larguero auxiliar comparado con el principal.

Al igual que en el caso anterior, el desplazamiento máximo se produce en el caso del aluminio siendo un total de 590.15 mm, seguido por la fibra de vidrio 478.78 mm ($\approx 18.9\%$ menor) y por último el caso de fibra con aditivos de grafeno proporcionando un desplazamiento máximo mucho menor que los demás materiales, 5.47 mm ($\approx 99.15\%$ menos que el aluminio y $\approx 98.9\%$ menos que la fibra sin reforzar). Se vuelve a comprobar la hipótesis de que el grafeno es un grandísimo refuerzo para los materiales compuestos. Sus propiedades únicas permiten mejorar las prestaciones de los materiales a gran escala.

Con esta estructura más compacta y rígida se disminuyen los desplazamientos respecto a la estructura del avión ligero pero de nuevo se obtienen valores de desplazamientos bastante elevados. Esto también se explica por la aplicación de cargas demasiado elevadas por lo que si se realizase un estudio para validar las estructuras debería considerarse una opción mejor para el análisis.

	Aluminio	Fibra de vidrio	Fibra de vidrio reforzada
Tensión máxima (MPa)	332.86	346.76	390.68
Desplazamiento máximo (mm)	590.15	478.78	5.47

Tabla 4.2: Resultados estructura jet

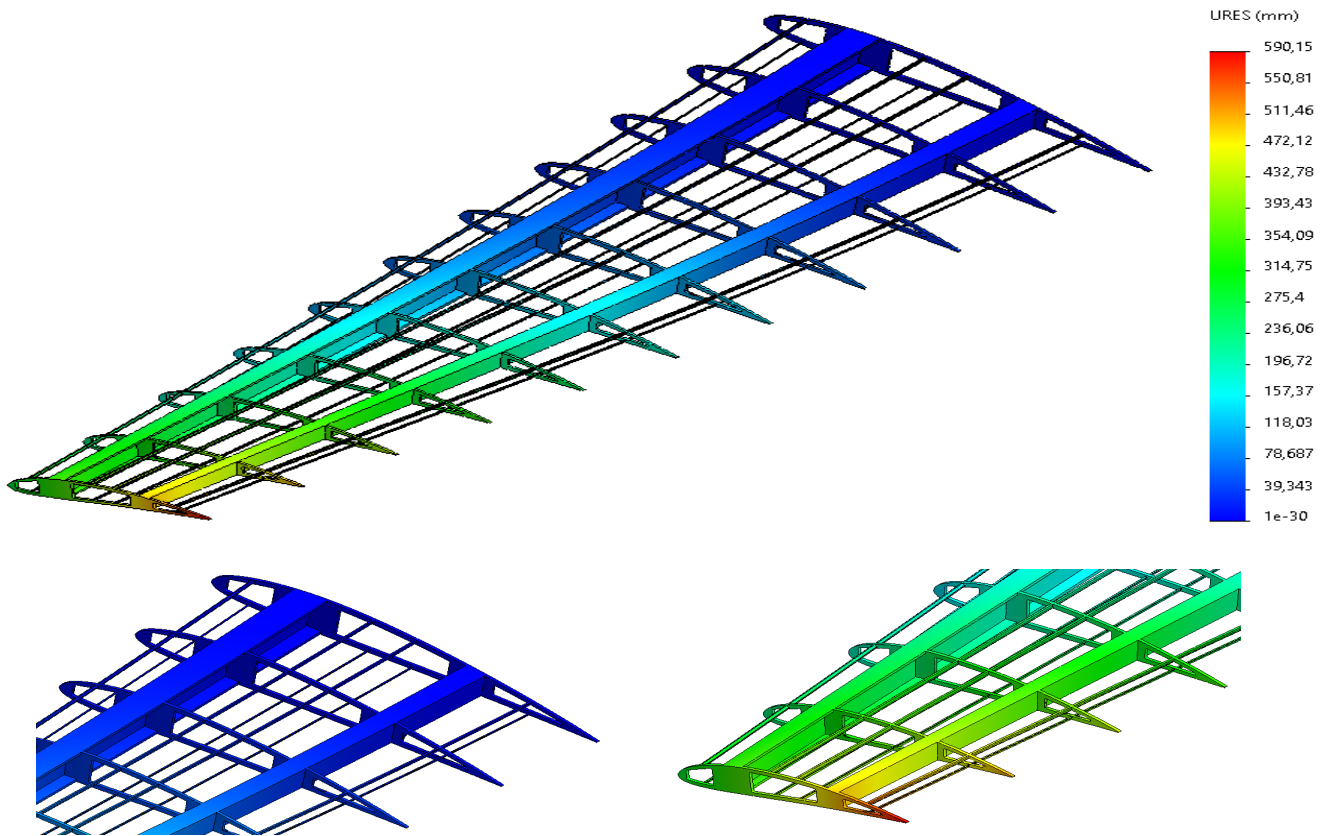


Figura 4.10: Desplazamiento equivalente del jet para aluminio.

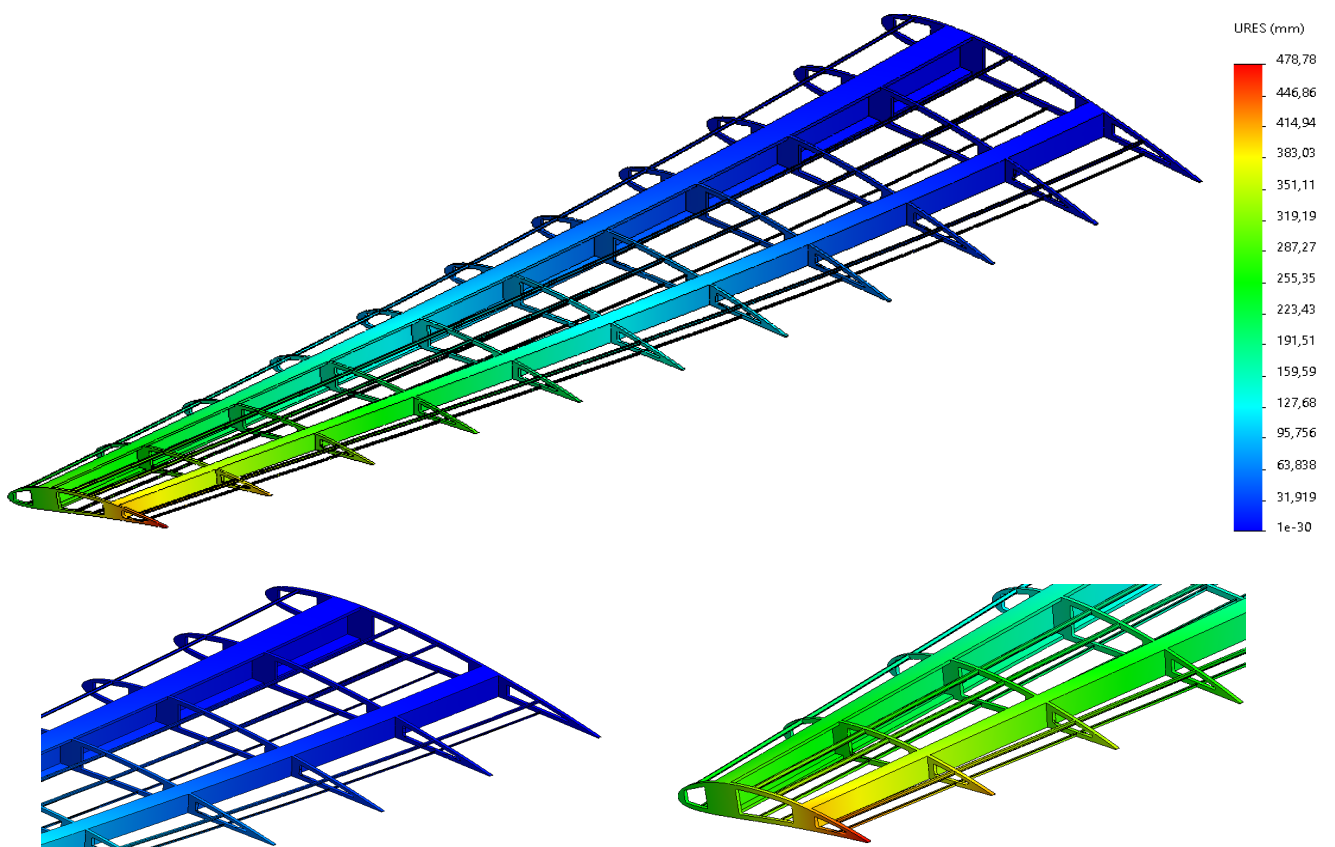


Figura 4.11: Desplazamiento equivalente del jet para fibra de vidrio.

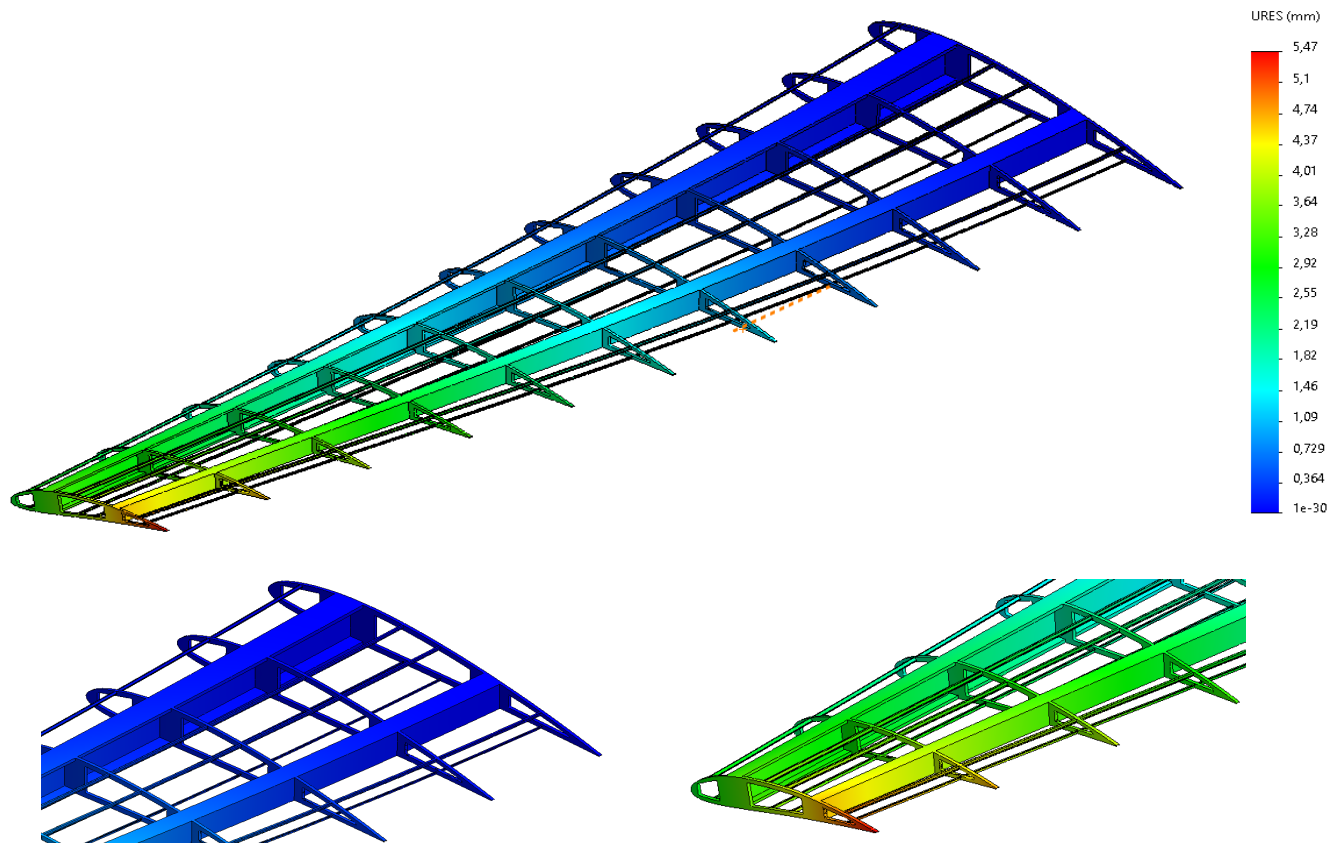


Figura 4.12: Desplazamiento equivalente del jet para fibra de vidrio reforzada con grafeno.

4.4. Conclusiones

El presente trabajo comenzó realizando una evolución histórica de los materiales aeronáuticos y sus requisitos. Posteriormente se ha centrado en el grafeno: en el estudio de sus propiedades y el análisis de la mejora que produce al introducirlo como refuerzo en materiales compuestos. Para éste último también se realiza el diseño de dos estructuras de semi-ala. Tras todo ello, se presentan una serie de conclusiones que se extraen del trabajo:

- Los materiales aeronáuticos han sufrido y siguen una evolución debida a la necesidad de mejorar las prestaciones de todo tipo de las aeronaves. Con ello, materiales con peores propiedades dejan su lugar a nuevos y superiores materiales.
- El grafeno traerá consigo avances en múltiples sectores, servirá como refuerzo estructural para materiales compuestos, permitirá nuevos avances en electrónica gracias a sus novedosas y excelentes cualidades y muchos sectores decidirán invertir en investigación sobre este material aunque presenta dificultades debido a ser un material bidimensional.
- Pese a que ya se conocen varios métodos de obtención de grafeno, aún no se ha logrado un método que proporcione altas prestaciones con una alta productividad.
- Mediante métodos teóricos como es el modelo micromecánico de Chamis, se pueden estimar las cualidades que tendrá un laminado en base a las propiedades del material que actuará como matriz y el que actuará como fibra.
- Realizando la estimación mediante el modelo micromecánico de Chamis se puede observar como utilizar el grafeno como fibra de refuerzo resulta en una notable mejora de las propiedades del material utilizado como matriz con un bajo contenido del propio grafeno.

- Realizar un estudio mediante software computacional puede arrojar una primera idea del comportamiento de la estructura analizada, identificando las posibles zona de rotura pudiendo así realizar posibles cambios y mejoras a la etapa de fabricación.
- Una estructura alar muy sencilla como la realizada para el avión ligero, pese a que cuente con un peso menor, soportará tensiones mayores debido al menor número de elementos estructurales.
- Los elementos principales de las estructuras aeronáuticas son los largueros. Estos soportan gran parte de los esfuerzos, quedando las costillas prácticamente libres de presión aunque tienen la función de mantener la forma del revestimiento, carácter más aerodinámico que estructural.
- Los materiales compuestos, gracias a sus mejores propiedades, mejoran la relación resistencia/peso, pues aumentan la resistencia de la estructura, disminuyendo el peso de la misma. Esta relación es muy apreciada en el sector aeroespacial.
- Aunque más costosos y más difícil de fabricar, los materiales compuestos mejoran las propiedades de los metales, hecho produce que cada día se utilicen más los composite en la aviación.
- Utilizar el grafeno como refuerzo reduce considerablemente las deformaciones sufridas respecto a las estructuras realizadas por la fibra de vidrio sin añadir el grafeno, algo lógico de pensar tras ver el aumento en sus propiedades tras el modelo de Chamis.
- Pese a las excelentes mejoras que el grafeno este proyecto teórico es difícil de llevarlo a la realidad por dos motivos: al ser un nanomaterial, su implementación en la matriz eleva las dificultades técnicas a niveles altísimos. Además, para fabricar este tipo de compuestos es necesario grafeno a gran escala, algo que a día de hoy es difícil y poco rentable.

4.5. Trabajos futuros

Tras realizar el análisis de las mejoras del grafeno y de las semi-alas, los siguientes pasos para complementar el trabajo son:

- En el proyecto, se ha realizado un análisis teórico de las propiedades del grafeno como refuerzo de fibra de vidrio. Este estudio teórico podría complementarse con ensayos en laboratorio del material para ver como de buena es la aproximación realizada por modelos micromecánicos.
- En el presente estudio se ha realizado aplicando únicamente las cargas de peso y una aproximación a la sustentación. Para realizar un análisis más preciso queda pendiente realizar un estudio aerodinámico mediante software de CFD (*Computational Fluids Dynamics*), incluso ensayos en túnel de viento o ambos métodos para comparar resultados.
- Por completar el estudio de las fuerzas a la perfección restaría establecer la fuerza de empuje generado por el motor, establecer por completo el peso del ala contando combustible, depósitos, dispositivos, etc. y posibles cargas puntuales como la planta motriz
- En los diferentes casos analizados, se varía el material en todos ellos. Resulta interesante el realizar un estudio de una estructura que contenga los diferentes materiales, realizando un análisis de en que elementos es más conveniente utilizar un material u otro.

- El trabajo se ha realizado estudiando un único factor de carga. En vuelo real, a lo largo de todo el recorrido, la nave sufre diferentes niveles de solicitaciones y resulta interesante ver como se comportarían los materiales para diferentes factores de carga.
- Debido al enfoque de visualizar las mejoras del grafeno, no se realiza ningún tipo de estudio de fallo de las estructuras. Podría analizarse más en detalle la estructura aplicando teorías de fallo correspondientes como son el criterio Von Mises a los metales y el método de Hashin para los materiales compuestos.
- El proyecto únicamente estudia un análisis estático, resulta interesante en el campo aeronáutico realizar un estudio sobre el pandeo de la estructura.

Bibliografía

- [1] Howe, S. (1992). *De Havilland Mosquito. An Illustrated History*. Aston Publications.
- [2] Davies, R.E.G. y Birtles, P.J. (1999). *De Havilland Comet. Ther World's first jet airliner*. Paladwr Press.
- [3] Pace, S. (2004). *Lockheed SR-71 Blackbird*. Crowood.
- [4] Davies, S. y Dildy, D. (2006). *F-16 Fighting Falcon Units Of Operation Iraqi Freedom*. Osprey Publishing.
- [5] Mouritz, A. (2012). *Introduccion to Aerospace Materials*. Reston, VA: American Institute of Aeronautics and Astronautics.
- [6] Williams, J.C. y Starke, E.A. (2003). Progress in structural materials for aerospace systems. *Acta Materialia*. 51, 5775-5799.
- [7] Smith, R.K. (1991). The quest for excellence. *Crescent Books*. p. 222-96.
- [8] Maffeo, A. J. (2003). La Guerra de Yom Kippuer y la crisis del petróleo de 1973. *Relaciones Internacionales*. 25, 2-6.
- [9] Hardouin, O. (2004). Alfred Wilm and the beginnings of Duralumin. *Zeitschrift für metallkunde*. 96, 398-404.
- [10] Vermeeren, C. (2002). *Around Glare: A New Aircraft Material in Context* (2002 ed. ed.). Springer.
- [11] Cutler, J. (2006). *Understanding Aircraft Structures, 4Th Edition*. John Wiley & Sons.
- [12] Flower, H.M., (2012). *High Performance Materials in Aerospace*. Springer
- [13] Lazzeri, R. (2002). A comparison between safe life, damage tolerance and probabilistic approaches to aircraft structure fatigue design. *Aerotecnica Missili & Spazio*.
- [14] Real Academia Española. (2014). *Diccionario de la lengua española* (23^a ed.).
- [15] Graphenano. (2017). El grafeno: propiedades y aplicaciones. Recuperado de: <https://www.graphenano.com/>.
- [16] Murray Tortarolo, G. y Murray Prisant, G. (julio 2012). Grafeno ¿La siguiente revolución tecnológica?. *¿Cómo ves?*. (164), 22-25.
- [17] Bernal, J. D. (1924). The Structure of Graphite. *Royal Society*. Vol. 106, pp. 749-773.
- [18] Mermin, D. N. (1968). Crystalline Order in Two Dimensions. *Physical Review Journals*. (176). 250-254.

- [19] Bautista, C., Benítez, J.L. y Mendoza, D. (2012). Grafeno: un material con potencial para la tecnología electrónica del futuro. *Materiales avanzados*. (19), 17-24.
- [20] Solano, F. (2012). Grafeno. Ciencia sin ficción. *Ciencia y salud*.
- [21] Geim, A.K. y Novoselov, K.S. (2007). The rise of Graphene. *Nature Materials*, (6), 183-191.
- [22] Meyer J.C., Geim A.K., Katsnelson M.I., Novoselov K.S., Booth T.J. y Roth S. (2007). The structure of suspended Graphene sheets. *Nature Materials*. (446), 60-63.
- [23] Martín, N. (2011). Sobre fullerenos, nanotubos de carbono y grafenos. *Arbor*. Extra-1, 115-139.
- [24] Tascón, J.M.(2007). Materiales de carbono: estructuras y formas. *Óptica pura y aplicada*, 40(2),149-159.
- [25] Valencia, A.(2011). El grafeno. *Revista colombiana de materiales* .
- [26] Kroto, H. W., Heath, J. R., O'Brien, S.C., Curl, R.F. y Smalley, R.E. (1985). C_{60} : Buckminsterfullerene. *Nature*. Vol(318), 162-163.
- [27] Iijima, S. (1991). Helical microtubules of graphitic carbon. *Nature*. 354, 56-58.
- [28] Dreyer, D.R., Ruoff, R.S. y Bielawski, C.W. (2010). From Conception to Realization: An Historical Account of Graphene and Some Perspectives for Its Future. *Angewandte Chemie - International Edition*. 53(1), 317-329.
- [29] Lee, c., Wei, X., Kysar, F.W. y Hone, J. (2008). Measurement of the Elastic Properties and Intrinsic Strenght of Monolayer Graphene. *Science*. 321, 385-388.
- [30] Rodríguez, H. (s.f.). Propiedades y Aplicaciones del Grafeno. Ingemecanica. Recuperado de <https://ingemecanica.com/index.html>.
- [31] López-Polín Peña, G. (2016). *Propiedades mecánicas de membranas de grafeno: consecuencias de la inducción controlada de defectos* [Tesis de doctorado, Universidad Autónoma de Madrid]. Repositorio Institucional - Universidad Autónoma de Madrid.
- [32] Politano, A. y Chiarello, G. (2015). Probing the Young's modulus and Poisson's ratio in graphene/metal interfaces and graphite: a comparative study. *Nano Research*. 8, 1847-1856.
- [33] González, J., Hernández, M.A. y Guinea, F. (2010). Electrónica del grafeno). *Prensa científica*. 408, 42-49.
- [34] Mayorov, A.S., et al. (2011). Micrometer-Scale Ballistic Transport in Encapsulated Graphene at Room Temperature. *Nano Letters*. 11(6), 2396-2399.
- [35] Baladin, A.A., et al. (2008). Superior Thermal Conductivity of Single-Layer Graphene. *Nano Letters*. 8(3), 902-907.
- [36] Ramos Fernández, G. (2017). *Efecto de la química superficial del óxido de grafeno en el desarrollo de aplicaciones* [Tesis de doctorado, Universidad de Alicante]. Repositorio Institucional - Universidad de Alicante.
- [37] Mendez, M^a. G., Rosu, H.C. y Torres, L. A. (2012). Grafeno: el alótropo más prometedor del carbono. *Acta Universitaria*. 22(3), 20-23.
- [38] Novoselov, K. S., et al. (2004). Electric field effect in atomically thin carbon film. *Science* 306(5696), 666-669.

-
- [39] Novoselov, K. S. y Castro, A.H. (2012). Two-dimensional crystals-based heterostructures: materials with tailored properties. *Phys. Scr.*
- [40] Hernández, Y., et al. (2008). High-yield production of graphene by liquid-phase exfoliation of graphite. *Nat Nano* 3(9), 563-568.
- [41] Oh, S.Y. et al. (2012). Fabrication of oxide-free graphene suspension and transparent thin films using amide solvent and thermal treatment. *Applied Surface Science* 258(22), 8837-8844.
- [42] Paton, K.R. et al. (2014). Scalable production of large quantities of defect-free few-layer graphene by shear exfoliation in liquids. *Nature materials* 13(6), 624-630.
- [43] Ren, W. y Cheng, H. (2014). The global growth of graphene. *Nature Technology*. 9, 726-730.
- [44] Brodie, B.C. (1860). Researches on the atomic weight of graphite. *Quarterly Journal of the Chemistry Society of London*. 12(1), 261-268.
- [45] Staudenmaier, L. (1898) Verfahren zur Darstellung der Graphitsäure. *Berichte der deutschen chemischen Gesellschaft*, 31, 1481-1499.
- [46] Hofmann, U. y Rüdorff, W. (1938). The formation of salts from graphite by strong acids. *Journal of Inorganic and General Chemistry*. 34,1017-1021.
- [47] Bai, H., Li, C. y Shi, G. (2011). Fabrication of oxide-free graphene suspension and transparent thin films using amide solvent and thermal treatment. *Advanced Materials* 23(9), 1089-1115.
- [48] Hummers, W. S. y Offeman, R. E. (1958). Preparation of Graphitic Oxide. *Journal of the American Chemical Society*. 80(6), 1339.
- [49] Stankovich, S. et al. (2007). Synthesis of graphene-based nanosheets via chemical reduction of exfoliated graphite oxide. *Carbon*. 45(7), 1558-1565.
- [50] Zhu, Y. et al. (2010). Microwave assisted exfoliation and reduction of graphite oxide for ultracapacitors. *Carbon*. 48(7), 2118-2122.
- [51] Akhavan, O. (2010). The effect of heat treatment on formation of graphene thin films from graphene oxide nanosheets. *Carbon*. 48(2), 509-519.
- [52] Ghosh, T. et al. (2011). Solution-Processed Graphite Membrane from Reassembled Graphene Oxide. *Chemistry Materials*. 24(3), 594-599.
- [53] Hass, J et al. (2008). The growth and morphology of epitaxial multilayer graphene. *Journal of Physics.: Condensed Matter*. 20(32).
- [54] Norimatsu, W. y Kusunoki, M. (2014). Epitaxial graphene on SiC0001: advances and perspectives. *Physical Chemistry Chemical Physics*. 16, 3501-3511.
- [55] Li, X. et al. (2009). Evolution of Graphene Growth on Ni and Cu by Carbon Isotope Labeling. *Nano Letters*. 9(22), 4268-4272.
- [56] Niu, M. (2006). *Airframe structural design: Practical Design Information and Data on Aircraft Structures*. (2^a ed.). Adaso Adastra Engineering Center.
- [57] de la Fuente, E. (2014). *Introducción al análisis de las estructuras aeronáuticas*. Ibergarceta Publicaciones.
-

- [58] Aviation Supplies & Academics.(2020). *Dictionary of Aeronautical terms* (7a ed.).
- [59] Roskam, J. (2002). *Airplane Design Part III: Layout Design of Cockpit, Fuselage, Wing and Empennage: Cutaways and Inboard Profiles*. DARcorporation.
- [60] Roskam, J. (2018). *Airplane Design Part I: Preliminary Sizing of Airplanes*. DARcorporation.
- [61] Raymer, D.P. (2018). *Aircraft Design: A Conceptual Approach*. (6^a ed.). AIAA Education Series.
- [62] Jane, F. T. (1900). *Jane's all the world's aircraft*. McGraw-Hill.
- [63] Davis, J.R. (1993). *ASM Speciality Handbook: Aluminum and Aluminum Alloys*. ASM.
- [64] Pawlik, M. y Lu, Y. (2019). Effects of the graphene nanoplatelets reinforced interphase on mechanical properties of carbon fibre reinforced polymer - A multiscale modelling study. *Composites*.
- [65] Agencia Europea de Seguridad Aérea (2020). *Certification Specifications and Acceptable Means of Compliance for Large Aeroplanes CS-25*.
- [66] Agencia Europea de Seguridad Aérea (2020). *Certification Specifications for Normal Category Aeroplanes (CS-23) and Acceptable Means of Compliance and Guidance Material to the Certification Specifications for Normal-Category Aeroplanes (AMC & GM to CS-23)*.
- [67] Kim, J. et al. (2007). Micromechanical Modeling of Fiber Reinforced Composites Based on Elastoplasticity and its Application for 3D Braided Glass/Kevlar Composites. *Polym Compos*, 28: 722-732.
- [68] Universidad de Illinois en Urbana-Champaign. *Airfoil Database*. Recuperado de: https://m-selig.ae.illinois.edu/ads/coord_database.html.

Apéndice A

Pliego de condiciones

Para promover la seguridad y la salud de los trabajadores en la realización de cualquier trabajo o proyecto, se recogen una serie de normativas y actividades necesarias para la prevención de riesgos laborales relacionados con dicho trabajo o proyecto. Para ello, el Ministerio de Trabajo y Asuntos Sociales regula la normativa mediante el Real Decreto 486/1997, de 14 de abril, por el que se establecen las condiciones de seguridad y salud en el ámbito laboral. También existe la Ley 31/1995, de 8 de noviembre, que recoge las actividades que deben realizarse para la prevención de Riesgos Laborales.

A continuación, se exponen las principales normativas y acciones que el ámbito laboral debe cumplir, diferenciando entre las condiciones del entorno y ergonomía. Además, dada a la situación sanitaria también se deben incluir medidas de prevención contra la COVID-19:

Entorno: El entorno de trabajo debe tener la amplitud necesaria como característica principal. El operario debe poder moverse libre y cómodamente para poder realizar su tarea.

Otro factor importante del entorno es la iluminación. Como recoge el Anexo IV del Real Decreto 486/1997 la iluminación del entorno deberá adaptarse a las características del trabajo, siempre que sea posible con iluminación natural y complementada esta con luz artificial siempre y cuando la primera no garantice las condiciones de visibilidad adecuadas para la tarea. Por último, también debe cuidarse la relación de luminancia entre la pantalla y el entorno

También deben tenerse en cuenta otros factores como mantener el bajo nivel sonoro lo más bajo que sea posible para evitar interferir en la salud de los trabajadores o en su rendimiento laboral. También debe cuidarse las condiciones de temperatura y humedad de la zona de trabajo. El Real Decreto 486/1997 establece que para trabajos sedentarios propios de oficinas la temperatura deberá estar comprendida entre $17\text{ }^{\circ}\text{C}$ y $27\text{ }^{\circ}\text{C}$, con una humedad entre el 30 % y el 70 %. Otros factores como una buena limpieza e higiene de las instalaciones como el orden en estas también son de gran importancia.

Por último, el entorno debe cumplir con medidas de seguridad como disponer de salidas y vías de emergencia, ordenar un plan para evacuación en caso de ser necesario, que la plantilla debe conocer y practicar eventualmente mediante simulacros y disponer de sistema de protección contra incendios.

Ergonomía: La realización del proyecto se realiza en una oficina, o un estudio en su defecto, con la necesidad de visualizar la pantalla del equipo de trabajo. La normativa en relación a las pantallas viene recogida de nuevo en el Real Decreto 486/1997. Además de la pantalla, otros equipos son necesarios como una mesa de trabajo y un asiento que deben ser

cómodos dado a la cantidad de tiempo que el trabajador invertirá en ellos.

- **Asiento:** es importante que permita regular tanto la altura como la inclinación para que el trabajador lo adapte a su cuerpo. Se recomienda apoyos en la zona lumbar dado a las largas jornadas en el asiento. Por último, conviene que el asiento disponga de ruedas que permitan un libre movimiento aunque con una cierta resistencia que evite movimientos involuntarios.
- **Mesa:** debe ser amplia para poder emplazar todo el equipo necesario para el proyecto y permitir cambios de postura al trabajador. La superficie debe ser no reflectante para evitar problemas de iluminación o ceguera del trabajador.
- **Pantalla:** debe generar una imagen estable y sin destellos. Es recomendable que se pueda ajustar su altura en función del trabajador, así como también éste pueda variar el brillo y el contraste para evitar cansancio visual al usuario. La distancia recomendable para evitar este tipo de fatiga o lesiones varía entre 40 y 70 cm.
- **Teclado:** se recomienda un teclado independiente del ordenador para que el trabajador lo pueda colocar en una posición cómoda para él y así evitar cansancio, o lesiones, de brazos y hombro. Los caracteres y símbolos deben ser perfectamente legibles en la posición del usuario.
- **Ratón:** se recomienda que también sea independiente del ordenador para que el trabajador pueda mover libremente y en una posición que le resulte cómoda. Debe tener una forma y tamaño correctos con el fin de que se amolde al conjunto mano-muñeca del trabajador. Se puede incluir alfombrilla con apoyo para la muñeca.

Medidas debido a la crisis sanitaria: la pandemia consecuencia de la aparición del coronavirus ha afectado a todo el mundo y es necesario tomar medidas para frenar su expansión y mantener a salvo la seguridad de los trabajadores. Estas medidas pueden ser:

- Uso obligatorio de mascarilla en todas las instalaciones.
- Mantener una distancia mínima de seguridad de 1.5 o 2 metros.
- Se recomienda tomar la temperatura al trabajador a la entrada, antes de que éste entre en la zona de trabajo.
- Se deberá disponer en todo momento de geles/líquidos desinfectantes tanto en las entradas y salidas como en el propio entorno de trabajo.
- Reforzar las labores de higiene y desinfección de las zonas de trabajo una vez finalizada la jornada. Ventilar con frecuencia para renovar el aire.
- Potenciar en lo máximo de sus posibilidades el teletrabajo, sobretodo con aquellas personas que podrían pertenecer a un grupo de riesgo como embarazadas o personas con enfermedades respiratorias.
- Tomar medidas para reducir posibles aglomeraciones como realizar reuniones por videoconferencia o limitar el máximo de personas en baños o ascensores.
- Se recomienda a la empresa facilitar información acerca de la enfermedad de la COVID-19 y protocolos de actuación en caso de síntomas.

Apéndice B

Presupuesto

Se presenta la estimación del presupuesto del presente trabajo en la siguiente tabla:

Concepto	Precio unitario	Cantidad	Importe
Horas ingeniero doctor	40 €/h	15	600 €
Horas estudiante prácticas	4 €/h	360	1440 €
Portátil HP 15-BS094NS	532,41 €	1	532,41 €
Ratón inalámbrico HP 220	19,95 €	1	19,95 €
Consumo eléctrico kW-h	0.242 €/h	360	87.12 €
Licencia anual académica Microsoft Office	149 €	1	149 €
Licencia anual académica SolidWorks	83,93 €	1	83,93 €
Costes totales (IVA no incluido)			2912.41 €
IVA (21 %)			611.61 €
Presupuesto total			3524.02 €

Finalmente, el presupuesto total de la realización de este trabajo asciende a **TRES MIL QUINIENTOS VEINTICUATRO EUROS Y DOS CÉNTIMOS (3524.02 €)**.

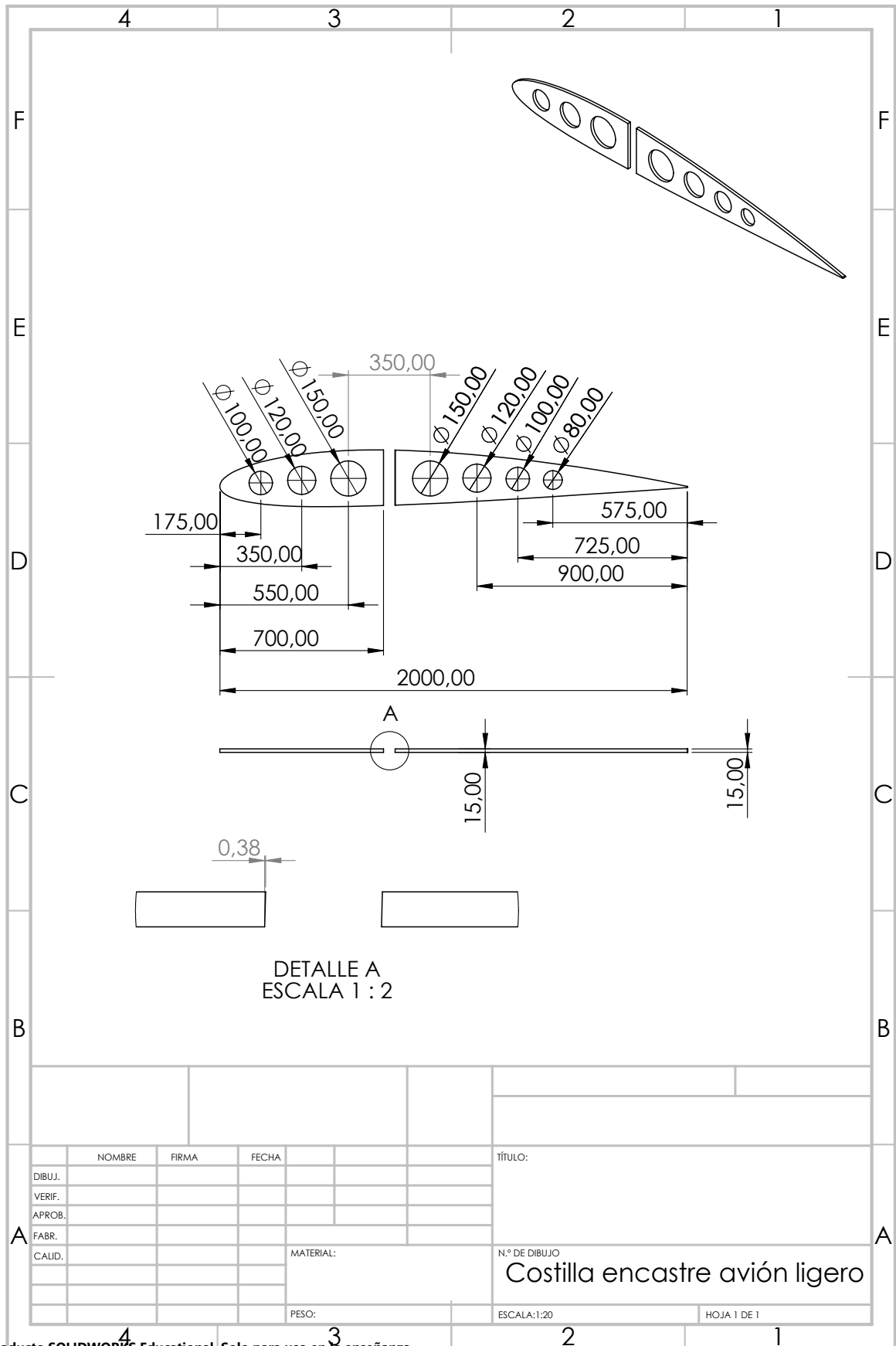
Apéndice C

Planos

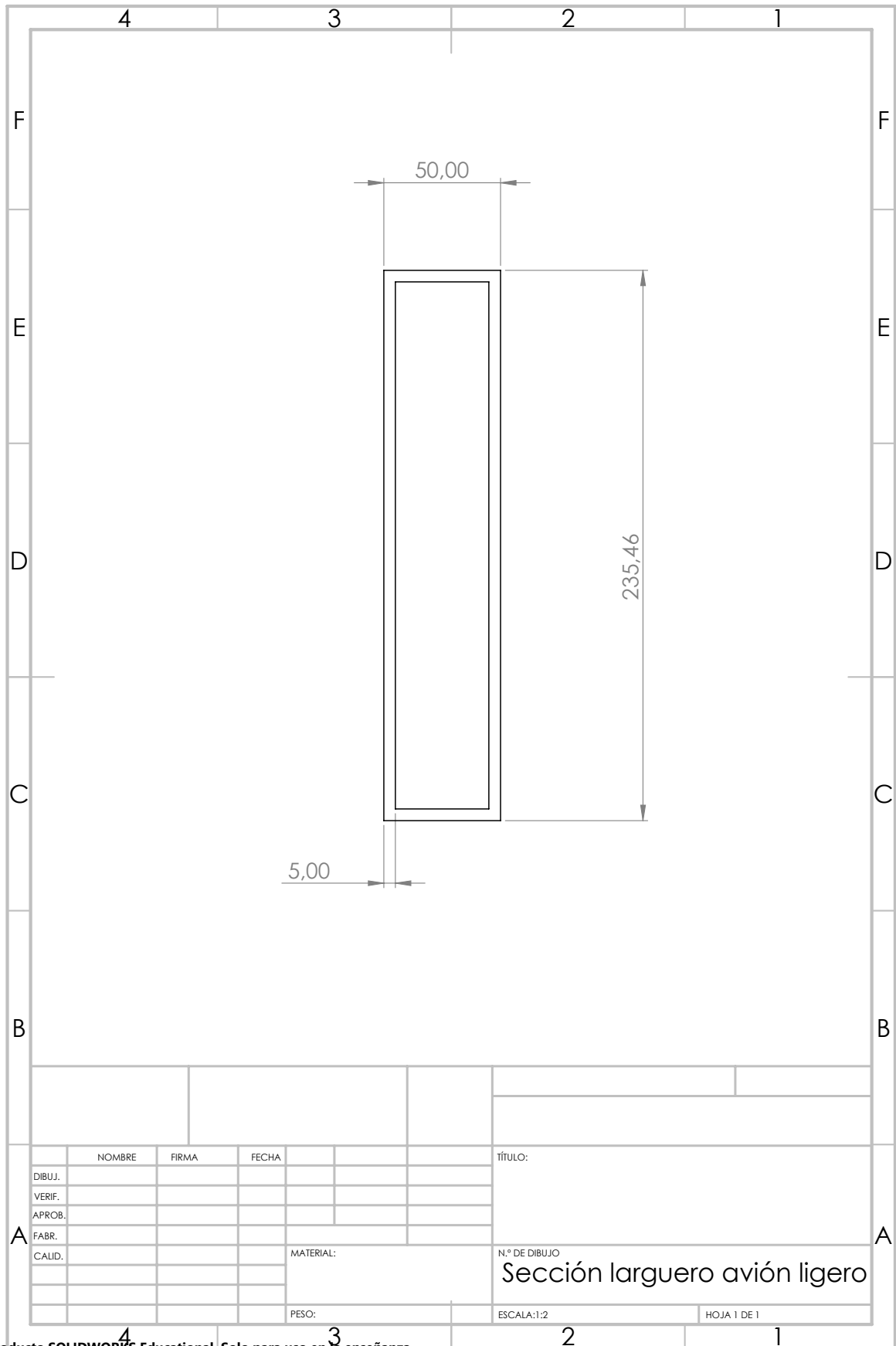
A continuación se presentan los planos de las estructuras. Se presentará únicamente una costilla, la sección de los largueros y de los larguerillos en el encastre. Para obtener las medidas de otra costilla o la sección del larguero a la altura de las mismas, aplicar el factor de escala definido en la Tabla C.1. Los larguerillos mantiene constante su sección.

	Costilla 1	Costilla 2	Costilla 3	Costilla 4	Costilla 5	Costilla 6	Costilla 7	Costilla 8	Costilla 9	Costilla 10	Costilla 11
Escala	1	0.95	0.9	0.85	0.8	0.75	0.7	0.65	0.6	0.55	0.5

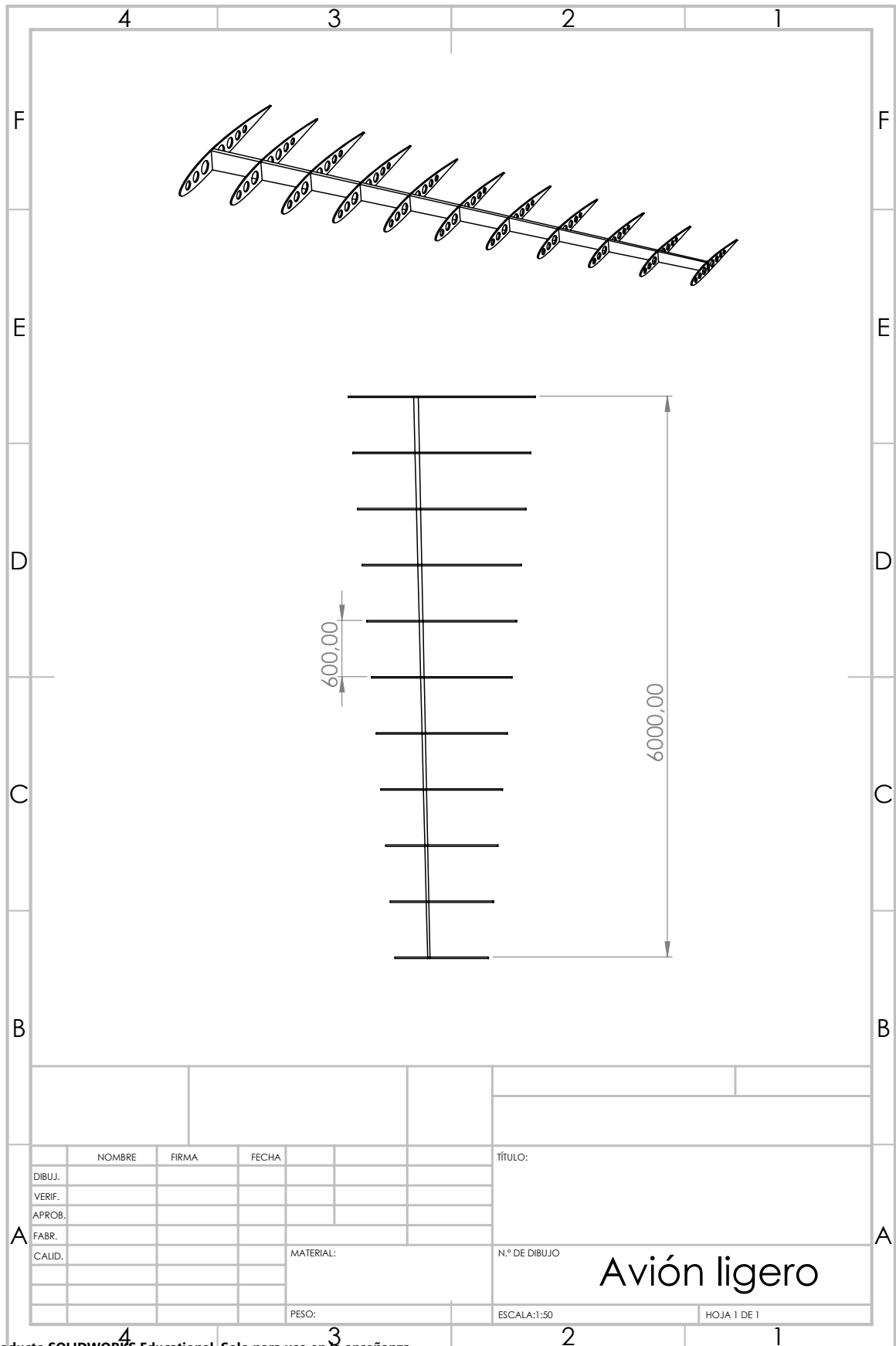
Tabla C.1: Factor de escala de las medidas de las costillas.



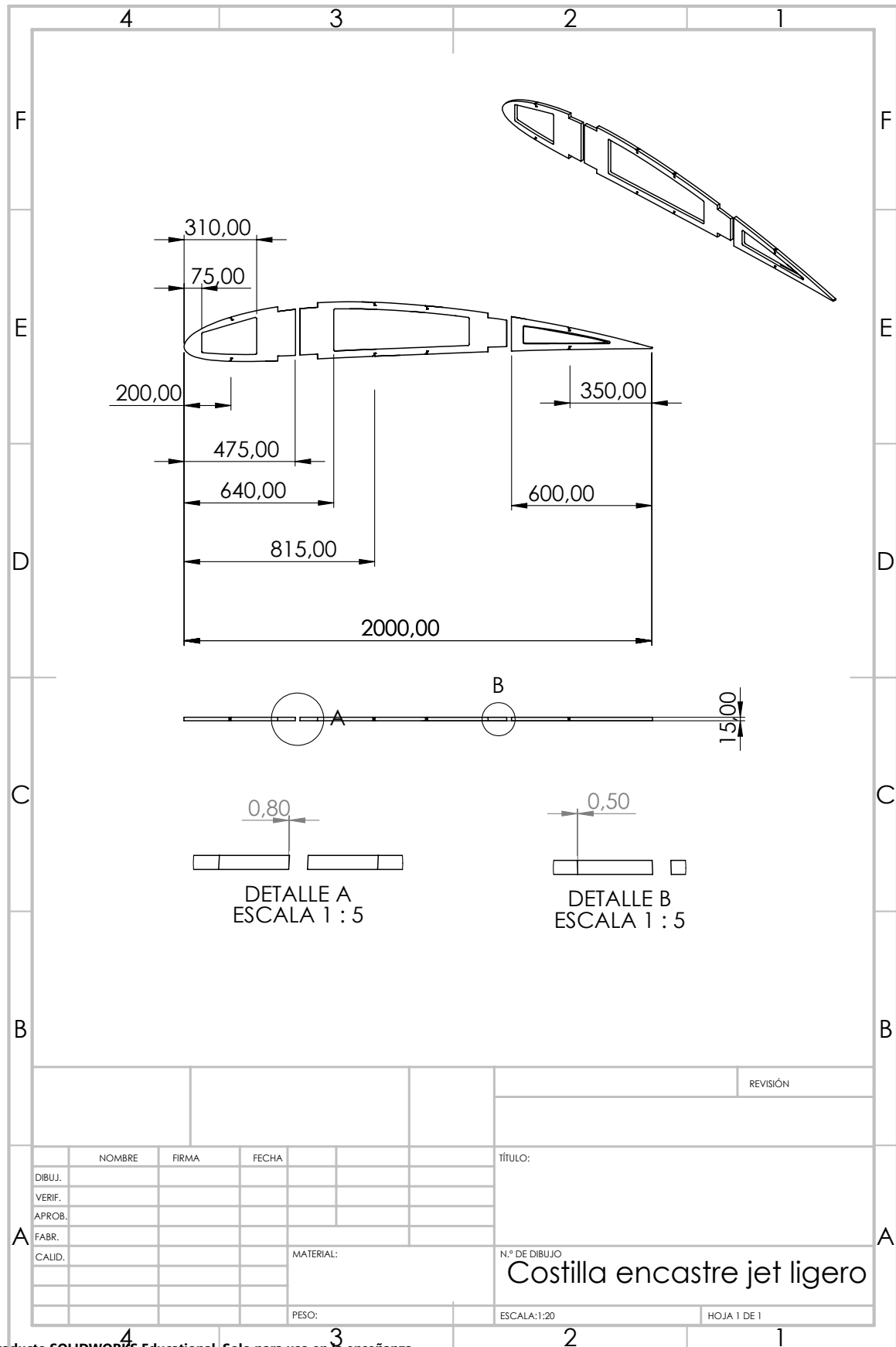
Producto SOLIDWORKS Educational. Solo para uso en la enseñanza.



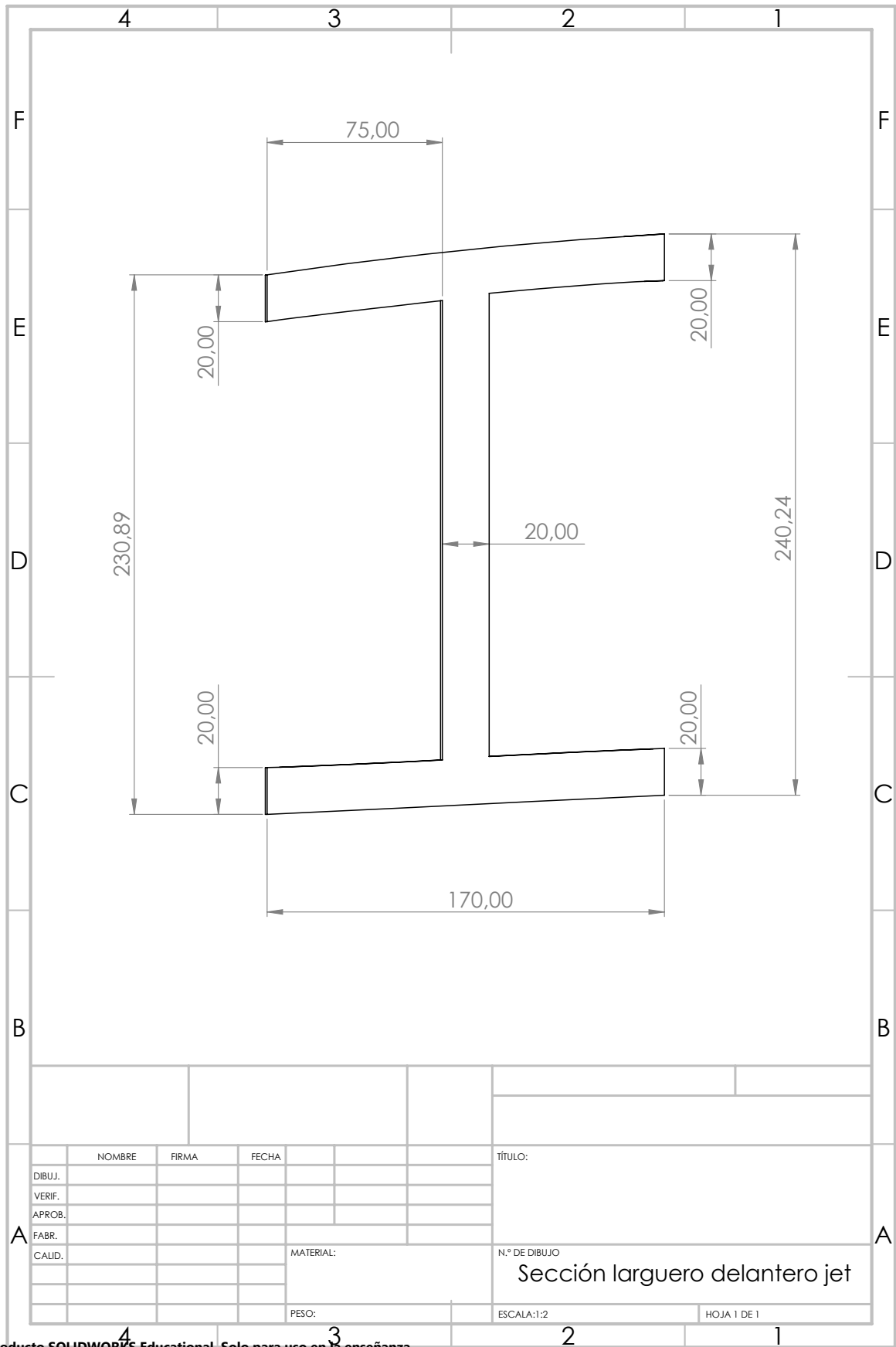
Producto SOLIDWORKS Educational. Solo para uso en la enseñanza.



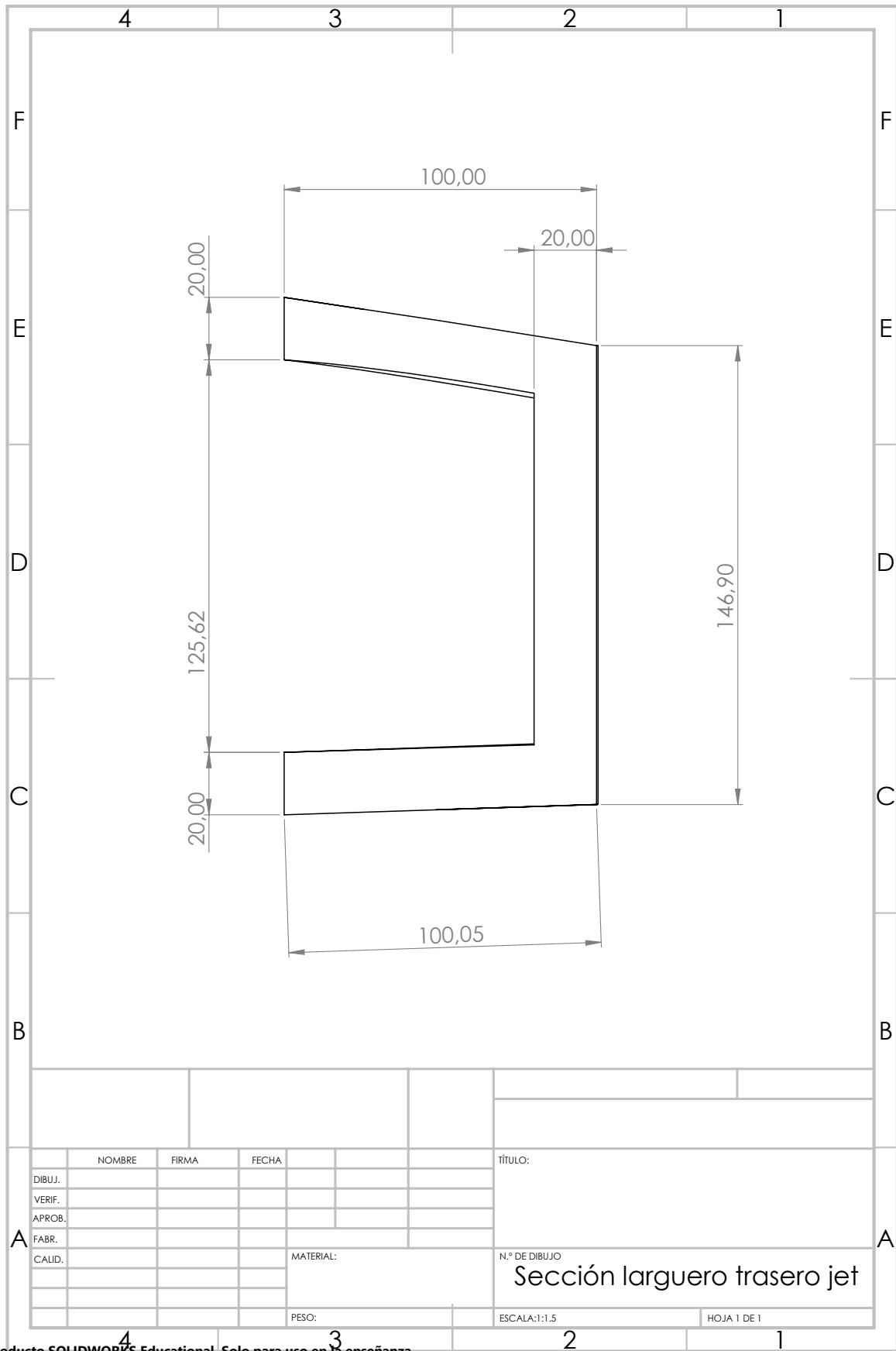
Producto SOLIDWORKS Educational. Solo para uso en la enseñanza.



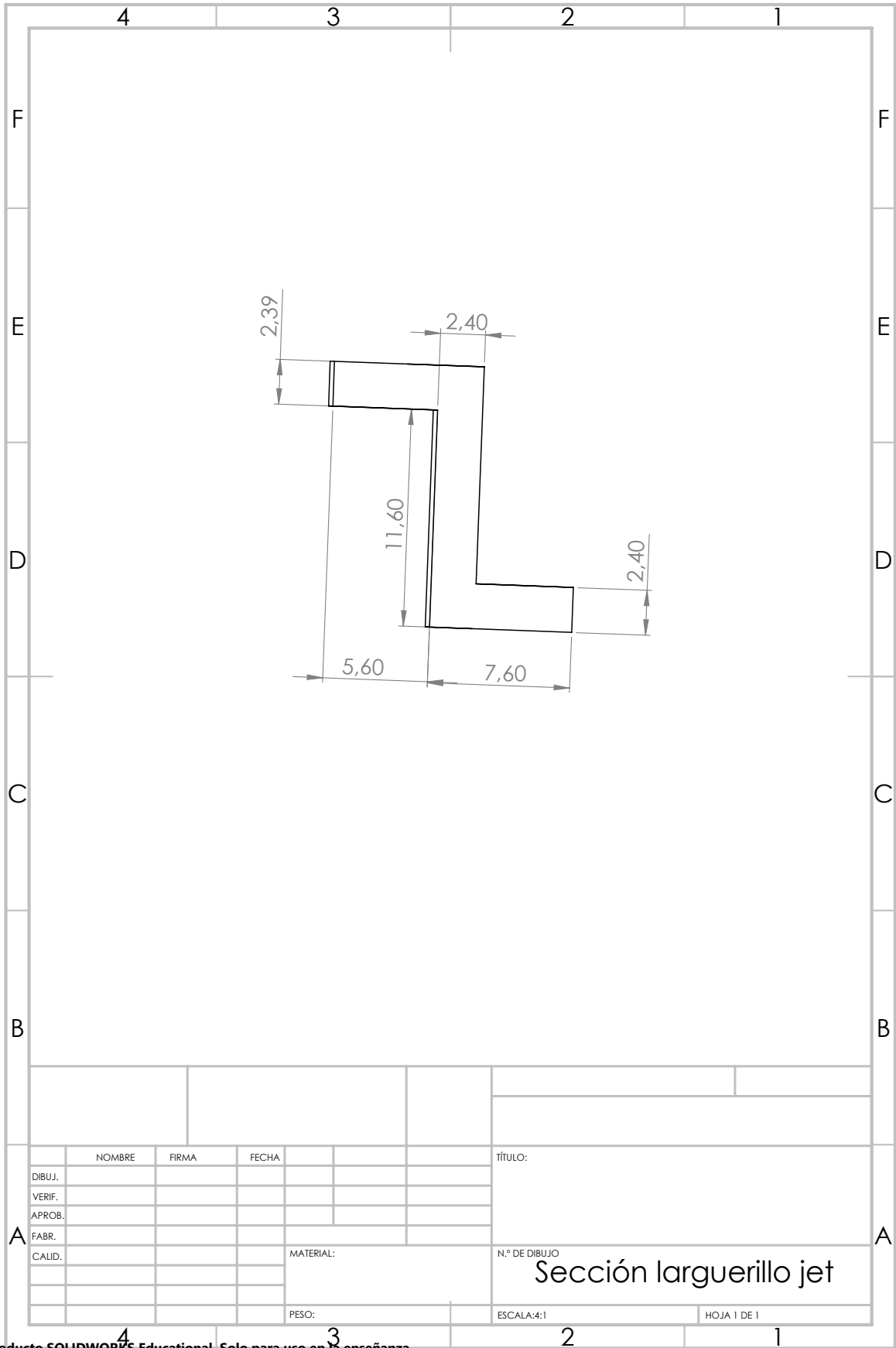
Producto SOLIDWORKS Educational. Solo para uso en la enseñanza.



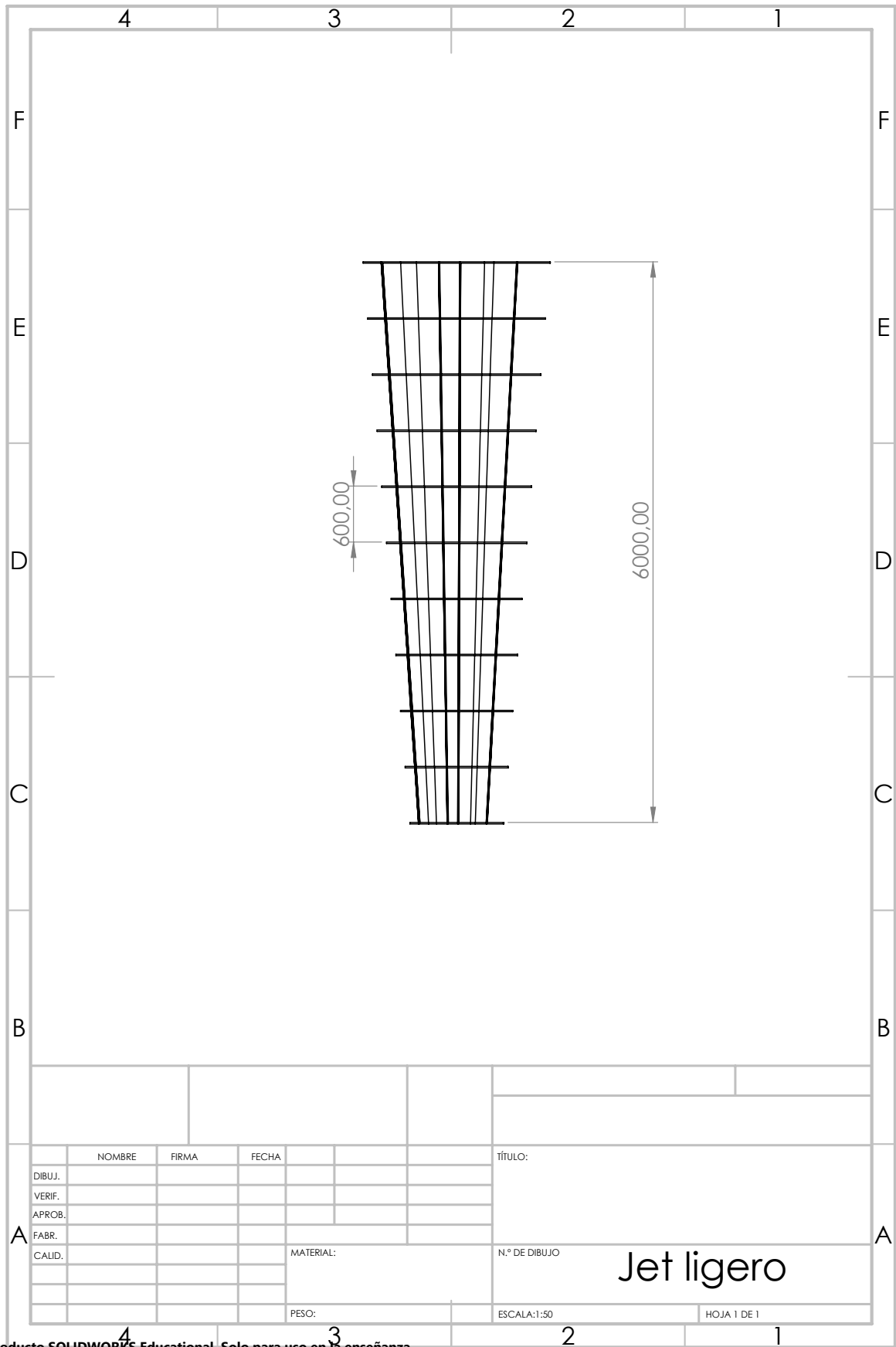
Producto SOLIDWORKS Educational. Solo para uso en la enseñanza.



Producto SOLIDWORKS Educational. Solo para uso en la enseñanza.



Producto SOLIDWORKS Educational. Solo para uso en la enseñanza.



Producto SOLIDWORKS Educational. Solo para uso en la enseñanza.

Apéndice D

Modelo micromecánico de Chamis

CONSTANTES ELASTICAS

$$E_x = E_{Lf} \cdot V_f + E_m \cdot (1 - V_f)$$

$$E_y = \frac{E_m}{1 - \sqrt{V_f} \cdot \left(1 - \frac{E_m}{E_{Tf}}\right)}$$

$$E_z = E_y$$

$$G_{xy} = \frac{G_m}{1 - \sqrt{V_f} \cdot \left(1 - \frac{G_m}{G_{LTf}}\right)}$$

$$G_{xz} = G_{xy}$$

$$G_{yz} = \frac{G_m}{1 - \sqrt{V_f} \cdot \left(1 - \frac{G_m}{G_{TTf}}\right)}$$

$$v_{xy} = v_{LTf} \cdot V_f + v_m \cdot (1 - V_f)$$

$$v_{xz} = v_{xy}$$

$$v_{yz} \rightarrow \text{En material trasnversalmente isotrópico se cumple: } G_{yz} = \frac{E_y}{2 \cdot (1 + v_{yz})}$$

CONSTANTES RESISTENTES

$$X_t = V_f \cdot X_{tf}$$

$$Y_t = X_{tm} \cdot \left[1 - (\sqrt{V_f} - V_f) \cdot \left(1 - \frac{E_m}{E_{Tf}}\right)\right]$$

$$X_c = V_f \cdot X_{cf}$$

$$Y_c = X_{cm} \cdot \left[1 - (\sqrt{V_f} - V_f) \cdot \left(1 - \frac{E_m}{E_{Tf}}\right)\right]$$

$$S_{xy} = S_m \cdot \left[1 - (\sqrt{V_f} - V_f) \cdot \left(1 - \frac{G_m}{G_{LTf}}\right)\right]$$

Propiedad

E = Módulo de elasticidad

G = Módulo de cortadura

v = Módulo de Poisson

X = Tensión de rotura

S = Tensión de rotura a cortadura

ρ = Densidad

V = Fracción en volumen de fibras

Subíndice

L = Longitudinal

T = Transversal

LT = Longitudinal - Transversal (xy)

TT = Transversal - Transversal (yz)

t = tracción

c = compresión

f = fibra

m = matriz

Figura D.1: Ecuaciones del modelo micromecánico de Chamis