



Universidad
Rey Juan Carlos

Escuela Superior de Ciencias Experimentales y Tecnología

GRADO EN INGENIERÍA DE TECNOLOGÍAS INSUTRIALES

Trabajo de Fin de Grado

Diseño, optimización y fabricación de un dron mediante tecnología
FDM

Víctor Marchena López

Directores: Alberto Jiménez Suárez y Marcelo Roldán Blanco

Curso académico 2022/2023



Universidad
Rey Juan Carlos

Grado en Ingeniería de Tecnologías Industriales

Trabajo de Fin de Grado

El presente trabajo, titulado **DISEÑO, OPTIMIZACIÓN Y FABRICACIÓN DE UN DRON MEDIANTE TECNOLOGÍA FDM** constituye la memoria correspondiente a la asignatura Trabajo de Fin de Grado que presenta **D. Víctor Marchena López** como parte de su formación para aspirar al Título de Graduado en Ingeniería de Tecnologías Industriales. Este trabajo ha sido realizado en la Escuela Superior de Ciencias Experimentales de la Universidad Rey Juan Carlos de Móstoles en el departamento de **Ciencia de los Materiales** bajo la dirección de Alberto Jiménez Suárez y Marcelo Roldán Blanco.

Móstoles, 8 de julio de 2023

Tabla de contenido

1.	RESUMEN	1
2.	INTRODUCCIÓN.....	3
2.1.	ESTADO DEL ARTE	3
2.1.1.	DRON.....	3
2.1.2.	IMPRESIÓN 3D	6
2.1.3.	SITUACIÓN IMPRESIÓN 3D-DRONES.....	13
2.1.4.	IMPORTANCIA DE LA SIMULACIÓN MECÁNICA EN IMPRESIÓN 3D.....	14
3.	OBJETIVOS	19
4.	SOLUCIÓN TÉCNICA.....	20
4.1.	METODOLOGÍA.....	20
4.1.1.	DISEÑO DEL DRON.....	21
4.1.2.	ELECCIÓN DEL MATERIAL.....	29
4.1.3.	CONDICIONES DE CONTORNO.....	34
4.1.4.	SIMULACIONES	36
4.1.3.	ANÁLISIS DE LA ESTRUCTURA.....	40
4.1.5.	FABRICACIÓN	44
5.	RESULTADOS.....	49
5.1.	OPTIMIZACIÓN TOPOLÓGICA.....	49
5.2.	OPTIMIZACIÓN LATTICE	51
5.3.	COMPARACIÓN DE RESULTADOS DE LA OPTIMIZACIÓN	52
5.3.1.	MINIMIZACIÓN DE MASA.....	52
5.3.2.	TENSIONES SOPORTADAS.....	53
5.3.3.	ASPECTO ECONÓMICO	56
5.3.4.	RELACIÓN LÍMITE ELÁSTICO Y DENSIDAD.....	57
5.3.5.	TEMPERATURA DE TRABAJO.....	58
5.3.6.	COMPARACIÓN DE MATERIALES	59
5.4.	FABRICACIÓN	60

6. CONCLUSIONES	63
BIBLIOGRAFIA	65

Índice de Figuras.

Figura 1. Imágenes de UAVs [2].....	4
Figura 2. Dron de ala fija. [1].....	4
Figura 3. Dron de ala rotatoria. [1].....	5
Figura 4. Diferentes drones de ala rotatoria. [1]	5
Figura 5. Pieza impresa mediante FDM [3].....	7
Figura 6. Formas de relleno más comunes [28].....	8
Figura 7. Ejemplo de optimización topológica. [8]	9
Figura 8. Optimización tipo Lattice. [8]	9
Figura 9. Eliminación de estructuras de soporte. [8].....	11
Figura 10. Pieza impresa por FDM antes (izq.) y después (dcha.) del acabado con acetona. [8]	12
Figura 11. Diferentes orientaciones para un mismo modelo. [8]	13
Figura 12. Discretización de pieza por elementos finitos. [18]	16
Figura 13. Componentes de la geometría de un ala. [21].....	21
Figura 14. Efecto del espesor del ala. [22].....	21
Figura 15. Perfil del ala NACA 6412. (fuente propia)	22
Figura 16. Perfil NACA 6412 proyectado en Fusion 360. (fuente propia)	22
Figura 17. Cambio de Bocetos para generar el ala. (fuente propia)	23
Figura 18. Ala modelada en Fusion 360. (fuente propia).....	23
Figura 19. Imagen de motor Brushless Sunnysky. (fuente Sunnysky)	23
Figura 20. Hélices de fibra de carbono. (fuente RC innovations)	24
Figura 21. Batería Li-Po. (fuente DXF)	25
Figura 22. Controlador de vuelo. (fuente Ardupilot)	25
Figura 23. Perfil para la creación del motor en Fusion 360. (fuente propia)	26
Figura 24. Diseño de motor en Fusion 360. (fuente propia).....	26
Figura 25. Perfiles para la creación de controlador (izq.) y batería (dcha.). (fuente propia)	27
Figura 26. Diseño de Controlador (amarillo) y Batería (azul) en Fusion 360. (fuente propia)	27
Figura 27. Colocación en serie de los componentes en Fusion 360. (fuente propia)	27
Figura 28. Boceto del fuselaje. (fuente propia)	28
Figura 29. Modelo fuselaje con todas las piezas internas. (fuente propia).....	28
Figura 30. Fuselaje en revolución completa en Fusion 360. (fuente propia)	28
Figura 31. Fuselaje con acoplamiento de las alas incorporado. (fuente propia).....	29

Figura 32.Dron modelado en Fusion 360. (fuente propia).....	29
Figura 33.Fuerzas que actúan sobre un avión en vuelo. [21].....	34
Figura 34. Tabla para cálculo del empuje. (fuente Sunnysky Motors).	36
Figura 35.Modelo exportado a Inspire. (fuente propia)	37
Figura 36.Representación gráfica del peso (flecha amarilla). (fuente propia)	38
Figura 37.Representación gráfica del Lift (flechas verdes). (fuente propia)	38
Figura 38.Representación gráfica del Drag (flecha roja). (fuente propia)	39
Figura 39. Representación gráfica del Thrust (flecha azul). (fuente propia).....	39
Figura 40. Elección del material en Inspire. (fuente propia).....	40
Figura 41. Herramienta Análisis en Inspire. (fuente propia)	40
Figura 42. Posicionamiento del apoyo (triángulo rojo). (fuente propia)	41
Figura 43. Tensión de Von Mises. (fuente propia)	41
Figura 44. Configuración para la optimización topológica. (fuente propia)	42
Figura 45. Modelo optimizado con PolyNURBs. (fuente propia)	42
Figura 46. Optimización por Lattice. (fuente propia)	43
Figura 47. Figura con estructura Lattice.....	43
Figura 48. Dron con mallado triangular. (fuente propia).....	44
Figura 49. Selección de impresora en PrusaSlicer. (fuente propia).....	45
Figura 50. Dron inicial para impresión sobre la cama de la impresora disponible. (fuente propia).....	45
Figura 51. Dron escalado para impresión sobre cama térmica. (fuente propia).....	46
Figura 52. Modelo colocado para la impresión. (fuente propia).....	47
Figura 53. Impresora Artillery Sidewinder X1. (fuente Artillery).....	48
Figura 54. Tensión de Von Mises en estructura de ABS. (fuente propia).....	49
Figura 55. Optimización topológica por minimización de masa del modelo en ABS. (fuente propia).....	50
Figura 56. Comparación entre modelo inicial y modelo obtenido por O.M.M. (fuente propia)	50
Figura 57. Optimización topológica por Lattice del modelo en ABS. (fuente propia)	51
Figura 58. Dron impreso con material de soportes. (fuente propia)	60
Figura 59. Dron impreso sin material de soporte. (fuente propia).....	60
Figura 60. Superficie superior del dron ampliada. (fuente propia)	61
Figura 61. Superficie inferior del dron ampliada. (fuente propia).....	62

Índice de Tablas.

Tabla 1. Tabla para dimensionar el motor seleccionado. (Fuente SunnySky)	24
Tabla 2. Tabla para calcular peso.....	35
Tabla 3. Tabla para calcular Lift.....	35
Tabla 4. Tabla para calcular Drag.....	36
Tabla 5. Valores del peso del dron de todos los materiales. (**)	37
Tabla 6. Velocidades configuradas para la impresión.	46
Tabla 7. Configuración de soportes para la impresión.....	46
Tabla 8. Configuración de capas para la impresión.....	46
Tabla 9. Temperaturas configuradas para la impresión.....	47
Tabla 10. Resumen de los pesos del modelo para todos los materiales antes y después de ser optimizado.....	52
Tabla 11. Cálculo Factor de Seguridad para O.M.M.	53
Tabla 12. Cálculo Factor de Seguridad para Lattice. (fuente propia).....	54
Tabla 13. Características Límite elástico y densidad de cada material. (fuente Edupack) ..	57
Tabla 14. Tabla con las temperaturas de transición vítrea de cada material. (fuente Geeetech y Sunlu)	58
Tabla 15. Comparación de los materiales. (fuente propia)	59
Tabla 16. Imágenes correspondientes a las simulaciones con ABS.	72
Tabla 17. Tabla con figuras de las simulaciones correspondientes al PLA.....	73
Tabla 18. Tabla con figuras de las simulaciones correspondientes al PETG.....	74
Tabla 19. Tabla con figuras de las simulaciones correspondientes al PC.....	75
Tabla 20. Tabla con figuras de las simulaciones correspondientes al TPU.	76
Tabla 21. Tabla con figuras de las simulaciones correspondientes al Nailon.....	77
Tabla 22. Tabla con figuras de las simulaciones correspondientes al PEEK.....	78
Tabla 23. Precios de producción para optimización por minimización de masa.....	155
Tabla 24. Precios de producción para optimización mediante Lattice.	155

LISTA DE ACRÓNIMOS

ABS	Acrilonitrilo Butadieno Estireno (Acrylonitrile Butadiene Styrene)
AEF	Análisis de Elementos Finitos
CAD	Diseño asistido por ordenador (Computer-Aided Design)
CAM	Fabricación asistido por ordenador (Computer-Aided Manufacturing)
EF	Elementos Finitos
FDM	Modelado por Deposición Fundida (Fused Deposition Modelling)
G-CODE	Código Geométrico (Geometric Code)
MEF	Método de Elementos Finitos
OMM	Optimización por Minimización de Masa
PC	Polycarbonato
PEEK	Poliéter Éter Cetona
PET	Polietileno Tereftalato
PETG	Poliéster de Glicol o Tereftalato de Polietileno Glicol
PLA	Ácido Poliláctico
PP	Polipropileno
SLA	Estereolitografía (Stereo Litography Apparatus)
SLS	Sinterizado Selectivo por Láser (Selective Laser Sinteting)
STL	Estereolitografía
TPU	Poliuretano Termoplástico
UAV	Vehículo aéreo no tripulado (Unmanned Aerial Vehicle)

1. RESUMEN

En la actualidad, la industria que gira en torno a los UAVs (vehículos aéreos no tripulados) está recibiendo grandes avances tecnológicos. Este es uno de los motivos por los que se encuentra en pleno auge, ya que tienen diversas funciones, como pueden ser vigilancia en el ámbito militar o documentación y grabación en el ámbito periodístico, entre muchos otros. Por ello hay diferentes diseños para estos drones, ya que en función de su geometría o estructura se utilizan para unas necesidades u otras. En el caso de los drones de ala fija, la geometría debe ser aerodinámica, ya que el uso para el que se diseñan es el reconocimiento de terrenos. Por ello necesitan ser ligeros, para poder mantenerse el mayor tiempo posible en vuelo.

En el sector aeronáutico, la producción de componentes requiere de una gran cantidad de recursos y energía, además de producir muchos contaminantes. Debido a estas circunstancias, la fabricación aditiva está adquiriendo una gran relevancia en dicho sector, así como el modelado asistido por ordenador para piezas. Todo ello se debe a la facilidad de obtención de piezas de ensayo, ya que basta con hacer una única unidad, por lo que no es necesario de ningún tipo de molde que deba ser rentabilizado con un elevado número de unidades, lo cual supone un gran ahorro económico en elementos de tirada corta. Pero no solo se ahorra dinero, sino que también se ahorra en materiales de producción, ya que mediante la fabricación aditiva se minimiza el desecho de material y el ahorro de energía que se produce debido a la alta eficiencia que tiene este método de producción. En lo relativo al modelado asistido, hay un gran avance respecto al sistema convencional de producción porque no solo se diseña el modelo, sino que dentro de los programas destinados para ello se hace un exhaustivo seguimiento de desarrollo de los procesos de producción, el control de la producción y las vías de optimización que pueden existir para que el proceso sea lo más eficiente posible. De esta forma, se pasa no solo de un diseño asistido por ordenador, sino a ingeniería asistida por ordenador o fabricación asistida por ordenador, dado que la simulación del proceso permite reducir la necesidad de prototipos, defectos de fabricación u operaciones secundarias y rediseños.

El objetivo del proyecto es obtener un diseño optimizado por minimización de masa de un dron previamente modelado, imponiendo unas condiciones de contorno específicas (fuerzas) a las que va a trabajar en vuelo constante, y la elección del material idóneo para llevar a cabo la producción de dicho diseño optimizado. Para conseguirlo, el primer paso a realizar será modelar un dron, proceso que se va a realizar mediante el software Fusion 360. Seguido a esto, las piezas diseñadas se introducirán en el software Altair Inspire, donde se

realizarán las respectivas simulaciones y optimizaciones para todos los materiales propuestos y lugar donde se obtendrán las estructuras optimizadas para que soporten las fuerzas impuestas. Las estructuras obtenidas se generarán por optimización de minimización de masa y optimización Lattice. Una vez terminadas las simulaciones, se escogerá el material óptimo para la producción mediante tecnología FDM y se fabricará en una impresora 3D.

Los resultados obtenidos a partir de las simulaciones permiten comparar la eficiencia de diseños en términos económicos, de ahorro en masa y de comportamiento frente a las cargas a las que se verá sometido el modelo.

La optimización del diseño mediante minimización de masa permitió obtener un ahorro en masa del 25% con respecto al diseño inicial, junto con un ahorro de un 25% respecto al precio de partida, mientras que la optimización Lattice permitió obtener un ahorro en masa del 45% con respecto al diseño inicial, junto con un ahorro del 40% respecto al precio inicial. Por otro lado, las tensiones soportadas en las zonas críticas del modelo por cada optimización sufren diferencias, obteniendo unas tensiones menores en la optimización por minimización de masa. Esta diferencia es de un 50% mayor en la optimización por minimización de masa respecto a la obtenida en Lattice. Además, se ha visto que las optimizaciones de tipo Lattice obtienen un factor de seguridad un 50% menor respecto a las optimizaciones por minimización de masa, por lo que se puede asegurar que las optimizaciones Lattice son menos fiables en estos aspectos.

Por otro lado, los resultados en el proceso de fabricación indican que el modelo sufre una distorsión negativa respecto al modelo inicial, ya que la figura se vuelve más pequeña a la hora de imprimirla, en este caso, en torno a un 5,5%. Además de esto, se ha demostrado que los tratamientos de posprocesado son necesarios después de realizar la impresión, ya que la calidad superficial de las piezas no es alta.

2. INTRODUCCIÓN

En la memoria de este trabajo se va a describir el modelado de un vehículo aéreo no tripulado (UAV) de tipo ala fija. Esto se ha conseguido mediante el uso de herramientas de software de diseño, en este caso Fusion 360. Además, se utilizará el software de simulación de Altair Inspire para someter el dron diseñado a unas condiciones de contorno específicas (avión en vuelo constante y estable) aplicando diferentes materiales al modelo establecido. Lo buscado con estas pruebas es encontrar la configuración de masa óptima para poder fabricar un dron mediante el uso de impresoras 3D y que sea completamente operativo.

A partir de aquí, lo que se va a presentar es un resumen del estado del arte y de los objetivos del proyecto para poder poner en contexto al lector sobre los UAVs, las impresoras 3D y la relación entre ambas, así como la importancia de las simulaciones mecánicas previas a la fabricación.

2.1. ESTADO DEL ARTE

2.1.1. DRON

2.1.1.1. HISTORIA

Atendiendo a la definición de UAV (Unmanned Aerial Vehicle) se deduce que su principal particularidad es el hecho de poder volar sin piloto, ya sea manualmente o de forma autónoma. Actualmente, el ámbito de desarrollo de UAVs en la industria del aeromodelismo se encuentra en pleno auge debido a la versatilidad en la tecnología disponible para su desarrollo, así como el abaratamiento de los costes de operación de los vehículos aéreos tripulados. [1]

Volviendo la vista al pasado, el primer UAV (figura 1.a) construido fue durante el periodo de la Primera Guerra Mundial, ya que se usaron muchos aviones no tripulados como método de vigilancia aérea para poder fotografiar áreas de interés o visualizar como los enemigos se movían. [2]



a) Primer UAV con forma de avión.

b) UAV de guerra

Figura 1. Imágenes de UAVs [2]

Más adelante, durante el periodo de entreguerras y durante la Segunda Guerra Mundial, los aviones no tripulados (figura 1.b) se utilizaron para llevar explosivos a modo de vehículos bomba. Otro de los usos fue durante la Guerra Fría, donde se veían como instrumentos de vigilancia para zonas de complicado acceso.

2.1.1.2. CLASIFICACIÓN

Para poder clasificar los drones, hay que atender a diferentes criterios: [1]

i. Tipo de ala.

EL tipo de ala también indica que tipo de dron estas manejando.

- Drones de ala fija. Son todos los drones que tienen las alas unidas al resto de elementos del propio dron (figura 2). Son característicos de tener una estructura simple y aerodinámica, y que alcanzan periodos considerables de vuelo ya que tienen un gran rendimiento energético debido a su diseño.



Figura 2. Dron de ala fija. [1]

- Drones de ala rotatoria. Son drones que disponen de múltiples rotores con palas o hélices que hacen que el dron se mantenga en el aire a partir de la rotación de éstas

(figura 3). Son muy versátiles ya que pueden utilizarse en cualquier lugar y son muy manejables.



Figura 3. Dron de ala rotatoria. [1]

ii. **Numero de brazos.**

Es la clasificación más fácil de reconocer y se basa en el total de brazos que posee el dron. Solo se da en drones de ala rotatoria. Cada brazo contiene un motor, aunque pueden tener más. [1]

- **Tricóptero:** Dron compuesto por 3 brazos y 3 motores (figura 4. a)). Los dos brazos delanteros giran en sentidos opuestos para contrarrestarse y el trasero aporta estabilidad al vuelo.
- **Cuadricóptero:** Dron compuesto por 4 motores y 4 brazos (figura 4. b)). Son los más habituales y los más extendidos en el mercado.



a) Tricóptero b) Cuadricóptero c) Hexacóptero d) Octacóptero

Figura 4. Diferentes drones de ala rotatoria. [1]

- **Hexacóptero:** Dron compuesto por 6 motores pero que puede tener 3 o 6 brazos (figura 4. c)). Los rotores giran de forma contraria, es decir, 3 hacia un lado y 3 hacia otro, para así dar estabilidad.
- **Octacóptero:** Dron compuesto por 8 rotores que puede tener 4 u 8 brazos (figura 4. d)). Al igual que con el hexacóptero, giran 4 rotores hacia un lado y 4 hacia el otro para dar la estabilidad necesaria.
- **Coaxiales:** La peculiaridad de estos drones es que tienen dos motores por brazo, por lo que aguantan más peso que los drones normales.

Conocida la clasificación, el modelo que va a ser sometido a estudio es un dron de ala fija, por lo que el número de brazos no es relevante en este caso.

2.1.2. IMPRESIÓN 3D

La impresión 3D es la tecnología que consta del uso de una serie de procesos para poder generar objetos en tres dimensiones a partir de la superposición de capas de material. Dicho material es depositado mediante el uso de una impresora, basándose en el uso de un modelo digital creado a partir de un modelo 3D realizado anteriormente y mediante el cual se distribuye dicho material sobre los distintos puntos del espacio para generar la geometría esperada. [3]

La impresión 3D es una tecnología de fabricación aditiva que ha revolucionado la forma en que se producen y fabrican objetos en una amplia variedad de campos. Aunque la tecnología en si es relativamente nueva, se ha desarrollado a lo largo de varias décadas y ha sido influenciada por una serie de factores tecnológicos, económicos y culturales. [4]

La variable que determina el tipo de impresora es la tecnología que se utiliza, así como el material que se emplea en dicha tecnología. A partir de esto, se pueden definir varios métodos de impresión 3D. Los más utilizados actualmente son SLS, SLA y FDM. [5]

Cada uno de estos métodos tienen sus propias ventajas y desventajas en términos de precisión, velocidad de impresión, calidad de acabados, tamaño máximo de impresión y materiales compatibles. En esta clasificación también se pueden incluir otros tipos de impresoras 3D, como las que utilizan la tecnología láser y las impresoras que emplean la deposición de material en polvo. En definitiva, la elección de una impresora 3D adecuada dependerá de las necesidades específicas de cada proyecto y del presupuesto disponible. En este caso, la tecnología utilizada durante este proyecto va a ser la FDM, que se expone a continuación. [6]

- **FDM**

El Modelado por Deposición Fundida, o FDM, es la tecnología más común utilizada en la impresión 3D. En este proceso, se utiliza un material termoplástico fundido que se deposita capa por capa para crear una pieza tridimensional.

En esta tecnología, la impresora utiliza un carrete de filamento termoplástico, que se alimenta de un tubo a altas temperaturas denominado boquilla. Esta boquilla se mueve en

los tres ejes (x, y, z), y se deposita el filamento en la plataforma de impresión en capas muy finas. A medida que se deposita el material, se solidifica rápidamente para crear una estructura sólida como se puede observar en la figura 5. Este proceso continua capa por capa, hasta que se completó el objeto. [3]

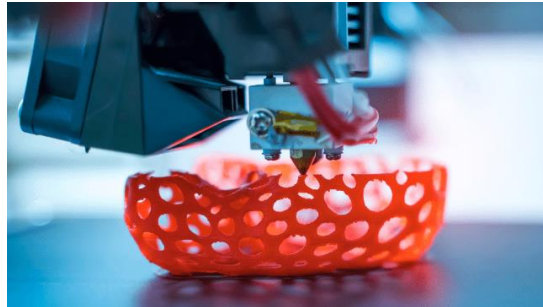


Figura 5. Pieza impresa mediante FDM [3]

Esta técnica es la más utilizada en la industria debido a su facilidad de uso y su capacidad para crear piezas complejas. También tiene un alto rendimiento y una gran variedad de materiales que pueden ser utilizados.

Muchos materiales son compatibles, como pueden ser el ácido poliáctico (PLA) o el poliéster de glicol (PET-G), así como el acrilonitrilo butadieno estireno (ABS). Estos materiales son fáciles de trabajar. También se pueden utilizar otros materiales más complejos de usar, como pueden ser el nylon o algunos derivados de la familia de las poliamidas. La complejidad de estos materiales radica en que son materiales elásticos, por lo que a la hora de imprimir pueden generar problemas, ya que el material se enrolla en el extrusor y lo tapona, por lo que hay que controlar la temperatura de impresión. También hay que tener en cuenta el uso de refrigeración, ya que en caso de utilizarla tiene que ser con potencia baja, ya que se enfrían muy rápido y pierden parte de sus capacidades de unión. [7]

2.1.2.1. DESAFÍOS DE LA IMPRESIÓN 3D

La fabricación mediante impresión 3D está experimentando un crecimiento significativo en la actualidad debido, en gran parte, al uso generalizado de herramientas de diseño asistido por ordenador (CAD). Estas herramientas se han vuelto muy atractivas tanto para el uso cotidiano como para el uso profesional. Sin embargo, es importante destacar que esta tecnología también presenta desafíos importantes que deben ser considerados. [8]

- **OPTIMIZACION DE LA FORMA**

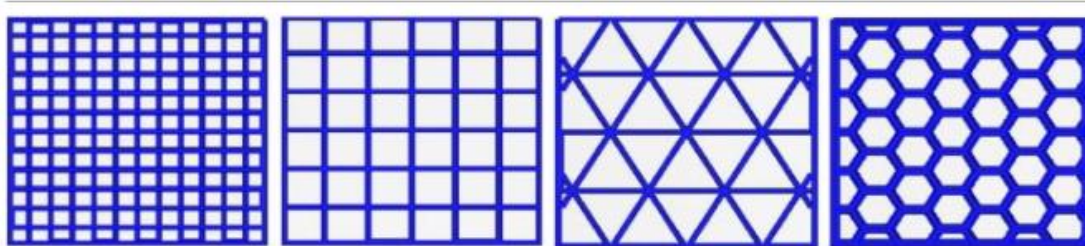
La optimización del espacio en un modelo tiene un gran impacto en aspectos como el ahorro energético, el ahorro de tiempo o de recursos. Esto se debe a la gran versatilidad de patrones de relleno que se pueden utilizar en los procesos de fabricación aditiva. Este ahorro viene dado en la cantidad de material que se utiliza para el relleno y el tiempo que se tarda en depositar, por lo que, a menor cantidad de relleno, menor gasto energético, de material y menos tiempo de impresión se necesita. Esta característica viene dada por las necesidades de la pieza, como son la rigidez o resistencia a la fractura, entre otras. [28]

Para poder rellenar el espacio interno de las piezas, existen dos métodos diferentes que se utilizan de forma habitual.

- i. *Estructuras celulares.*

Las estructuras celulares son geometrías predefinidas que se unen de forma secuencial y de manera homogénea para rellenar un hueco vacío de una estructura.

Dicho hueco es rellenado con geometrías idénticas y del mismo tamaño atendiendo a las necesidades de la pieza. De esta manera se busca solucionar el problema de encontrar el diseño y las dimensiones de un patrón de relleno para cada pieza, pudiendo usar formas ya predefinidas, como se puede observar en la figura 6.



a) Rectilínea

b) Rejilla

c) Triangular

d) Panel de abeja

Figura 6. Formas de relleno más comunes [28]

No obstante, la optimización topológica tiene ciertas ventajas sobre la estructura celular, principalmente debido al diseño. Esto se produce por las características de la optimización topológica, ya que el diseño no solo trata de rellenar el hueco con patrones, sino que se realiza el diseño a partir de restricciones. Otro problema es la cantidad de estructuras necesarias para una pieza de gran tamaño. Todos los programas CAD tienen restricciones computacionales a la hora de modelar grandes figuras en miles de elementos, por lo que están limitados a la hora de diseñar muchos elementos en el espacio de diseño. [8]

ii. *Optimización topológica.*

La optimización topológica es un proceso utilizado en ingeniería y diseño para encontrar la mejor distribución material en una estructura con el objetivo de minimizar su peso o maximizar su rigidez, al tiempo que cumple con ciertas restricciones de rendimiento.

En lugar de comenzar con una forma de diseño predefinida, la optimización topológica utiliza algoritmos y técnicas computacionales para explorar y encontrar la mejor disposición de material dentro de un espacio de diseño dado. El proceso implica eliminar el material innecesario o redundante, lo que puede resultar en formas inusuales. Un ejemplo de optimización topológica es la figura 7. [8]

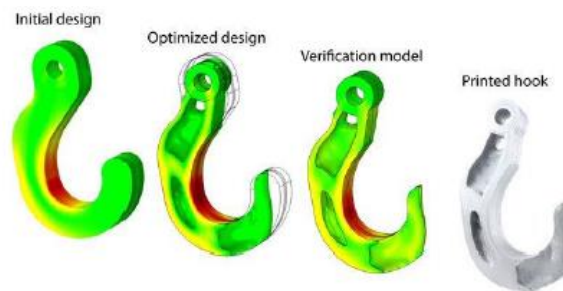


Figura 7. Ejemplo de optimización topológica. [8]

Cabe destacar un tipo concreto de optimización de forma, que en este caso es la optimización tipo Lattice. Es particularmente interesante porque se basa en la premisa de generar una pieza previamente diseñada a partir de una estructura reticular que cumpla los requerimientos mecánicos, como se puede apreciar en la figura 8. El objetivo que tiene este tipo de optimización es optimizar la geometría interior de la pieza a partir de estructuras compuestas por barras, como se puede ver en la ampliación de la figura 8, y que se puede permitir fabricar mediante la impresión 3D ya que es el único método de fabricación que permite producir este tipo de configuración. [8]



Figura 8. Optimización tipo Lattice. [8]

La ventaja de este método de fabricación es la precisión de la pieza generada, ya que es más elevada que realizando una optimización topológica normal. Además, los resultados provenientes de optimizaciones topológicas suelen dar formas adecuadas para la fabricación aditiva y, dado que las impresoras 3D generan estructuras reticulares con facilidad, es una solución óptima para así obtener resultados precisos a partir de métodos AM.

- **DISEÑO PARA LA IMPRESIÓN 3D**

Los softwares de diseño asistido por ordenador (CAD) que hay actualmente no han sido diseñados para el modelado de impresión 3D, por lo que se manifiestan errores que limitan el uso de esta herramienta de fabricación. Esto se debe a que los software CAD han sido diseñados para métodos de fabricación sustractiva, como el fresado por control numérico computerizado (CNC), donde se elimina material de una pieza en bruto. Es importante entender estas limitaciones, ya que ciertos diseños pueden requerir de soportes adicionales para partes sobresalientes. [9]

Para intentar minimizar o eliminar el problema, el sistema debe comprender las limitaciones que el material y la pieza presentan. La barrera más importante en la actualidad es la capacidad de fabricar piezas articuladas de forma directa. Casi ninguna impresora es capaz de realizar un diseño de forma eficiente si hay articulaciones de por medio. Para ello, la única solución que existe es generar las piezas por separado y ensamblarla a posteriori. [9]

Otro problema es la cantidad de materiales, ya que no hay una gran variedad de elección. Además, no todos los materiales son compatibles con todas las impresoras, lo que complica más la elección de éstos y la elección del proceso de fabricación. [9]

Una vez se tiene el diseño, la impresora no realiza la pieza de forma perfecta. Es algo para tener en cuenta a la hora de diseñar, ya que hay que conocer las capacidades de la impresora para producir la pieza. Durante la impresión, se pueden dar distintos fallos a la hora de producir el modelo, como son: [8]

- i. Falta de adherencia a la superficie de impresión
- ii. Falta de adherencia entre capas
- iii. Desplazamiento de capas
- iv. Sobrecalentamiento del material
- v. Pie de elefante

- **PRE Y POSPROCESAMIENTO**

El proceso de impresión 3D no se limita únicamente a la etapa de fabricación. Antes y después de la impresión propiamente dicha, existen etapas de pre y posprocesamiento que son fundamentales para obtener resultados óptimos. [10]

El preprocesamiento consta de:

- Diseño y modelado: Se utiliza un software de diseño asistido para crear o importar el modelo 3D que se desea imprimir. En esta etapa se definen las dimensiones, formas y características del objeto.
- Preparación del modelo: Antes de imprimir el modelo, debe ser procesado para su correcta interpretación por la impresora. Esto incluye la segmentación del objeto en capas, la generación de estructuras de soporte si es necesario y la orientación adecuada para optimizar la calidad de impresión.
- Verificación y reparación: El modelo 3D se somete a una verificación para detectar posibles errores o problemas de geometría. Si se encuentran defectos, se deben reparar utilizando herramientas de software específicas para garantizar la integridad del modelo y evitar fallos durante la impresión.

Por otro lado, la mayoría de las estructuras de los procesos de impresión requieren procesos posteriores a la impresión. Los principales métodos de posprocesamiento son: [10]

- Eliminación de las estructuras de soporte y pasos de curado secundarios.

La eliminación de las estructuras de soporte, la limpieza y los pasos secundarios de curado son procesos necesarios en casi todos los sistemas de impresión 3D. Los sistemas como el modelado por deposición fundida y el chorro de material hacen uso de materiales de soporte para ser capaces de apilar capas y crear estructuras vacías para generar voladizos. Una vez se generan dichas estructuras, el material de soporte se eliminan de forma manual (tirando de ellos con alicates o con la mano) o por disolución (materiales solubles).

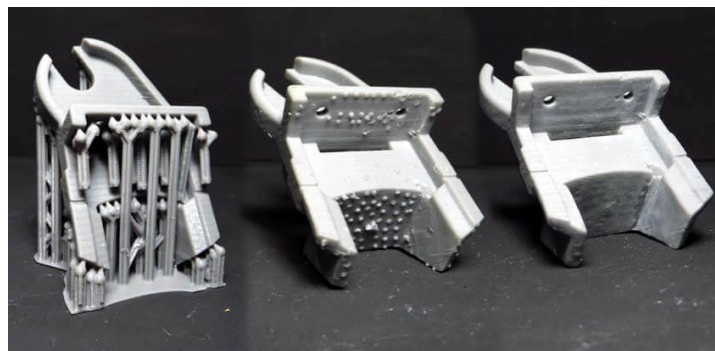


Figura 9. Eliminación de estructuras de soporte. [8]

Como se puede observar en la figura 9, en el lado izquierdo se ve una pieza con las estructuras de soporte y, en el derecho, se ve la pieza sin ningún soporte.

ii. Recubrimiento de superficies para protección.

El recubrimiento de superficies para protección es otro método de posprocesado para piezas impresas. Algunas de las opciones comunes son el recubrimiento mediante barniz (protección frente arañazos) o silicona (protección frente a la humedad). También hay otras opciones de recubrimiento, como son los recubrimientos de cera o de resina epoxi. Para escoger el recubrimiento adecuado, hay que saber qué tipo de protección se necesita y el material del que esté fabricado el objeto a proteger.

iii. Mejoras en el pulido y la rugosidad de la superficie.

En la mayoría de las impresiones, se generan rugosidades en las superficies de las piezas fabricadas, como se observa en la figura 10 (izq.).



Figura 10. Pieza impresa por FDM antes (izq.) y después (dcha.) del acabado con acetona. [8]

Para ello se pueden seguir diferentes métodos de posprocesado, como pueden ser: lijar la pieza a mano, aplicar granallado o el acabado con acetona. En todos ellos hay riesgo de dañar la pieza y todos desperdician material. Además, si se han incluido soportes, hay que eliminarlos, lo que supone un riesgo ya que se puede dañar la pieza.

- **ORIENTACIÓN DE LAS PIEZAS**

La orientación es otro de los retos de la impresión 3D, ya que afecta tanto a la capacidad productiva en términos de tiempo, material y coste de producción, así como a las propiedades de la pieza. La orientación elegida se ve reflejada a la hora de fabricar, ya que en función del posicionamiento se van a necesitar más soportes, lo que implica un mayor tiempo de proceso y más material necesario, por lo que el proceso se encarece. En lo relativo

a las propiedades, la dirección de impresión también es importante, ya que no es lo mismo para piezas que soportan cargas que las capas estén en dirección paralela a la de ejecución de la fuerza o en perpendicular. Todo esto se deberá tener en cuenta a la hora de diseñar la pieza e introducir los parámetros de impresión, en el archivo CAD y STL. A continuación, en la figura 11, se puede ver un ejemplo de diferentes orientaciones para una misma pieza y el efecto que esta tiene en la necesidad del empleo del material de soporte. [8]

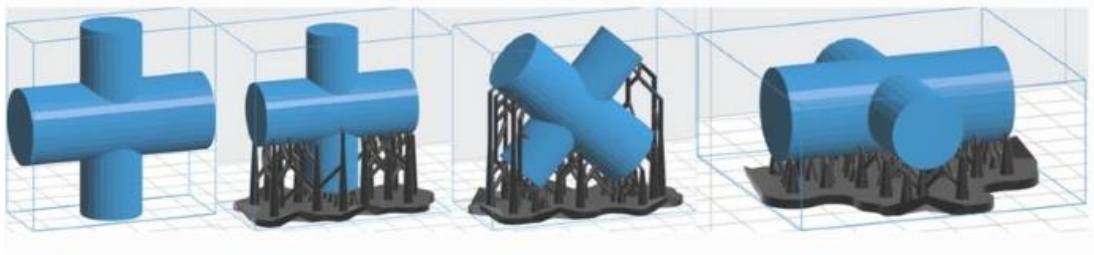


Figura 11. Diferentes orientaciones para un mismo modelo. [8]

No obstante, actualmente hay configuraciones óptimas ya instaladas en las aplicaciones CAD que colocan directamente la pieza en su orientación óptima.

2.1.3. SITUACIÓN IMPRESIÓN 3D-DRONES.

En la actualidad, conseguir un dron para uso personal supone una gran inversión de dinero. Debido a esto, la industria de fabricación aditiva ha crecido de manera exponencial en lo respectivo al uso de impresoras 3D para la fabricación de drones. Cualquier persona que tenga una impresora 3D en su casa puede fabricar todas las piezas de un dron, a excepción de los componentes electrónicos que necesita para su funcionamiento. Esto supone un gran ahorro económico para la gente que quiere conseguir uno. [11]

Por otro lado, la tecnología 3D en la fabricación de drones ha sido objeto de investigación y estudios que han demostrado varios beneficios. Algunos ejemplos de estos beneficios son: [12]

- i. Personalización y diseño optimizado: los estudios han demostrado que la fabricación aditiva permite la creación de estructuras ligeras y complejas que pueden mejorar la eficiencia y el rendimiento de los drones, como la reducción del peso o la mejora aerodinámica. [13]
- ii. Agilidad en el proceso de prototipado: los drones pueden ser prototipados y fabricados rápidamente utilizando la tecnología 3D. Esto permite a los diseñadores iterar y mejorar diseños de manera más eficiente, acelerando el proceso de

desarrollo y reduciendo los costos asociados con la fabricación de prototipos tradicionales. [14]

- iii. Producción de piezas personalizadas y repuestos: los drones están compuestos por una variedad de piezas, muchas de las cuales pueden ser fabricadas mediante impresión 3D. Esto facilita la producción de piezas personalizadas y repuestos a medida que se necesiten, sin tener que depender de cadenas de suministro complejas o esperar largos tiempos de espera. Estudios han demostrado que la impresión 3D puede reducir los tiempos de espera y los costos asociados con la fabricación de repuestos. [13]
- iv. Optimización del peso y mejora del rendimiento: la fabricación aditiva permite la creación de estructuras optimizadas con geometrías internas complejas, lo que permite una reducción significativa del peso de los drones sin comprometer la resistencia y la integridad estructural. Estos estudios han demostrado que la reducción del peso en los drones puede mejorar la eficiencia energética, la capacidad de carga y el tiempo de vuelo. [15]
- v. Integración de componentes electrónicos: la tecnología 3D también permite la integración directa de componentes electrónicos en las estructuras impresas. Esto puede simplificar la fabricación y el ensamblaje de drones, reducir el cableado y mejorar la fiabilidad de los sistemas. [12]

Con todas estas cosas en cuenta, no hay duda de la mejoría que supone el uso de la impresión 3D en drones, ya que han permitido que estos elementos sean herramientas de uso para múltiples áreas. Algunos ejemplos son: [11]

- i. Vigilancia y seguridad.
- ii. Agricultura de precisión.
- iii. Entrega de mercancías.
- iv. Inspección de infraestructuras.

2.1.4. IMPORTANCIA DE LA SIMULACIÓN MECÁNICA EN IMPRESIÓN 3D

Debido al creciente auge que está sufriendo la producción mediante la fabricación aditiva, los sistemas de simulación están adquiriendo la misma importancia. Esto se debe a que el modelado y la simulación de procesos o situaciones que va a sufrir dicho diseño van muy relacionados, ya que, si en la simulación se producen fallos en la pieza diseñada, se evita la

pérdida de tiempo y recursos que se necesitan para su fabricación. Así es como surge la simulación, ya que es una herramienta necesaria para comprender los fenómenos físicos relevantes durante la vida útil de la pieza. [16]

Los beneficios que se obtienen de una simulación mecánica previa a la fabricación de una pieza son muy importantes, y se pueden resumir en:

1. **ANÁLISIS DE PRODUCTIVIDAD:** Consiste en la optimización del diseño de fabricación coordinándolo con el diseño de producto. Es una producción mejorada, puesto que se eliminan prototipos, se aumenta la calidad de los productos fabricados y se cumplen las especificaciones técnicas con mayor exactitud.
2. **REDUCCIÓN DE LOS COSTES:** El modelo final se obtiene con menos producción, ya que se reduce el número de prototipos usados. Además, hay mayor margen de acción respecto a los cambios de última hora en los modelos.
3. **CALIDAD:** La simulación previa a la producción permite mejorar la calidad de las piezas producidas. También se incrementa la optimización de la producción, por lo que se tarda menos en conseguir piezas de buena calidad, reduciendo así la necesidad de operaciones de rediseño.

Para conseguir esto, se utilizan ciertas herramientas:

- **Herramientas de computación para la fabricación**

Las nuevas herramientas de computación, basadas en elementos finitos, son las principales herramientas en cualquier ámbito de diseño ingenieril. El método de elementos finitos (MEF) es una base numérica utilizada para realizar análisis de elementos finitos (AEF) de cualquier fenómeno físico del que se conozca las ecuaciones constitutivas que describan el fenómeno físico a estudiar. [17]

Para aplicar el MEF, es necesario un programa CAM (Computer Aided Manufacturing), que descompone el componente en elementos que, dependiendo de los parámetros introducidos serán más o menos numerosos, como se puede ver en la figura 12. Las ecuaciones que se generan ofrecen la posibilidad de ver el comportamiento de cada uno de los elementos finitos, que a su vez están correlacionados unos con otros, para así poder calcular el resultado final. [18]

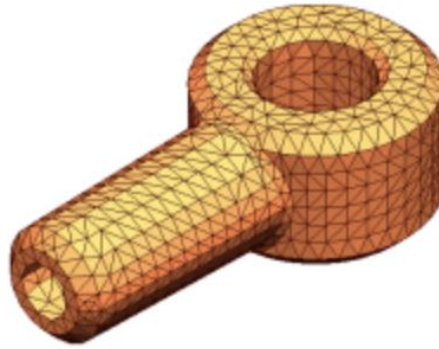


Figura 12. Discretización de pieza por elementos finitos. [18]

Por norma general, los pasos a seguir para la discretización por elementos finitos (EF), son los siguientes [19]:

1. **Análisis de piezas y especificaciones:** hay que saber el volumen de la pieza a estudiar, el peso, las caras donde se aplican las condiciones de contorno o las relaciones que tienen con otras piezas. También hay que tener en cuenta el material de fabricación de la pieza y los post procesamientos que se le van a aplicar.
2. **Diseño:** se generan los modelos base a partir de las herramientas CAD para saber cuántas piezas van a formar el conjunto. Una vez diseñada la forma base de cada pieza, se realiza el mallado correspondiente.
3. **Condiciones de contorno:** una vez diseñados los modelos que van a ser sometidos al estudio, se aplican sobre éstos los parámetros y restricciones que van a formar el sistema de fuerzas.
4. **Validación del resultado:** esta fase consta de fabricar el modelo obtenido a modo de prototipo, realizando una serie de mediciones para ver que las dimensiones obtenidas son correctas.

Una vez conocidos los pasos a seguir para el MEF, hay que comentar las diferentes características de este tipo de métodos para obtener las simulaciones:

i. VENTAJAS

- **Flexibilidad en la geometría:** El MEF permite modelar geometrías complejas y no estándar, lo que lo hace adecuado para una amplia gama de aplicaciones en ingeniería. Puede adaptarse a diferentes formas y tamaños de dominios sin necesidad de simplificaciones excesivas.

- Precisión: El MEF es conocido por su capacidad para proporcionar soluciones precisas en problemas de ingeniería. Al dividir el cuerpo en elementos más pequeños y resolver las ecuaciones en cada uno de ellos, se obtienen resultados detallados y cercanos a la realidad.
- Análisis del comportamiento estructural: El MEF permite analizar y predecir el comportamiento estructural de componentes y sistemas complejos. Se pueden evaluar las tensiones, deformaciones, vibraciones y otros fenómenos físicos para comprender mejor el rendimiento de una estructura.
- Optimización del diseño: Con el MEF, es posible realizar análisis paramétricos y optimizar el diseño de una estructura. Se pueden explorar diferentes configuraciones, materiales y condiciones de carga para mejorar la eficiencia y reducir los costes de fabricación.
- Ahorro de tiempo y recursos: El MEF puede ahorrar tiempo y recursos en comparación a los métodos experimentales tradicionales. Permite realizar múltiples simulaciones en diferentes condiciones en un entorno virtual, evitando la necesidad de construir y probar prototipos físicos.

ii. DESVENTAJAS

- Requiere conocimientos especializados: El MEF es una técnica avanzada que requiere conocimientos sólidos en matemáticas, mecánica de sólidos y programación. Su implementación adecuada y la interpretación de los resultados pueden ser desafiantes si no se tienen los conocimientos necesarios para entenderlos.
- Dependencia de la discretización: El MEF se basa en la discretización del cuerpo en elementos finitos. La precisión de los resultados está influenciada por la calidad de esta discretización, lo que implica que se debe realizar un análisis cuidadoso de la malla para obtener resultados confiables.
- Consumo computacional: Los problemas grandes y complejos pueden requerir una gran cantidad de recursos computacionales, como memoria y tiempo de procesamiento. La resolución de modelos detallados y el aumento en la cantidad de elementos pueden generar cargas significativas en los sistemas informáticos.
- Sensibilidad a las condiciones de contorno: Las condiciones de contorno y las suposiciones iniciales pueden influir en los resultados del MEF. Es importante definir correctamente las condiciones límite y asegurarse de que sean representativas del problema real para obtener resultados precisos.

A pesar de estas desventajas, el MEF sigue siendo una herramienta ampliamente utilizada en ingeniería debido a su capacidad para resolver problemas complejos y proporcionar información valiosa para el diseño y análisis estructural.

3. OBJETIVOS

El objetivo de este Trabajo de Fin de Grado es modelar, realizar un estudio mediante simulación mecánica y, finalmente, fabricar mediante tecnología de impresión 3D por método FDM un dron que cumpla las características aerodinámicas necesarias para un correcto funcionamiento. Para ello, habrá que diseñar las piezas del dron con herramientas CAD, introducir las posteriormente en una herramienta para simular mediante MEF y, por último, imprimir el diseño con la tecnología previamente mencionada. Para conseguir llegar al resultado final, se van a definir una serie de objetivos intermedios:

- **Objetivo 1.** Diseño del modelo con herramientas CAD.
 - Subobjetivo 1.1. Realizar un diseño válido en base a las especificaciones necesarias y los requerimientos aerodinámicos.
- **Objetivo 2.** Obtener un modelo optimizado a partir de las simulaciones mecánicas.
 - Subobjetivo 2.1. Analizar el comportamiento de la estructura en diferentes materiales con el método MEF.
 - Subobjetivo 2.2. Realizar una optimización topológica por con la condición de masa mínima en todos los materiales y realizar un ajuste por PolyNURBs.
 - Subobjetivo 2.3. Realizar una optimización por Lattice con la condición de minimización de masa.
 - Subobjetivo 2.4. Realizar una comparación entre los resultados obtenidos en los subobjetivos 2.2. y 2.3. y escoger el método óptimo para la fabricación.
 - Subobjetivo 2.5. Seleccionar el material adecuado para fabricar el modelo.
- **Objetivo 3.** Fabricar la estructura.
 - Subobjetivo 3.1. Obtener la posición y configuración óptima para fabricar el modelo mediante la tecnología FDM.
 - Subobjetivo 3.2. Fabricar el modelo y analizar el resultado final.

Una vez alcanzados los objetivos intermedios, se evaluarán los resultados obtenidos en cada uno de ellos y se extraerán las conclusiones necesarias para proseguir con el desarrollo del TFG.

4. SOLUCIÓN TÉCNICA

En este capítulo se van a comentar las etapas de las que consta este Trabajo de Fin de Grado y los resultados obtenidos.

El TFG consta de las siguientes etapas:

- 1) Diseño del Dron
- 2) Elección del material
- 3) Definición de las Condiciones de contorno
- 4) Simulación y Optimización
- 5) Fabricación

4.1. METODOLOGÍA

En este apartado, se detalla todo el proceso que se ha seguido para el desarrollo del TFG y la explicación de cómo se han obtenido los resultados que conllevan a las conclusiones.

El primer paso para la realización del TFG fue la elección del diseño que se iba a modelar mediante la herramienta Fusion 360, un software dedicado al CAD. Para ello había que atender a las necesidades de las piezas que iban a componer el dron que posteriormente iba a ser impreso. Una vez realizado el modelo, el siguiente paso es introducirlo en el módulo de simulación de Altair Inspire, para así poder hacer simulaciones ajustando previamente las condiciones de contorno a las que se verá sometido el modelo cuando se encuentre en condiciones de trabajo (vuelo estable) y los materiales de los que se dispone para su posterior fabricación. Para conseguir la fabricación, habrá que hacer un estudio topológico en el que la masa del dron en cada simulación sea reducida al mínimo, para así poder encontrar el modelo óptimo para fabricar.

Tras evaluar las simulaciones, se escogerá el material óptimo a partir de los resultados obtenidos y se procederá a la impresión con dicho material, utilizando el software de PrusaSlicer para extraer el archivo .gcode necesario para la fabricación.

Una vez obtenido el archivo .gcode, se procederá a la impresión del modelo y se terminará haciendo un análisis del modelo obtenido en la impresora.

4.1.1. DISEÑO DEL DRON

Como se ha comentado anteriormente, la primera etapa consiste en el diseño de los diferentes componentes que conforman el dron, teniendo en cuenta los requerimientos de cada uno. Todo ello se realizará mediante diseño asistido por ordenador.

- **ALAS**

Por definición, las alas son el elemento estructural de sustentación de la aeronave. En ellas se incluyen componentes vitales para mantener el vuelo, como con las superficies de control. Se considera el elemento más importante de los aviones. [21]

A continuación, se mencionarán los aspectos más importantes que se han tenido en cuenta para su diseño y el proceso que se ha seguido hasta llegar al resultado. La figura 13 sirve de modelo para la siguiente explicación:

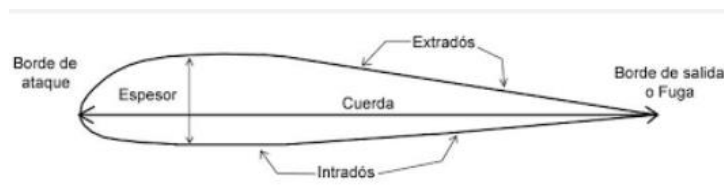


Figura 13. Componentes de la geometría de un ala. [21]

- El dron no va a operar a altas velocidades, por lo que los bordes de ataque deben de ser redondeados. Esto se debe a que aumentan la estabilidad si las velocidades de operación son bajas. [20]
- A mayor espesor de ala, más ventajas estructurales, ya que la capa límite se desprende más tarde, aumentando así la sustentación y la estabilidad del conjunto. Esto se puede visualizar en la figura 14. [21]

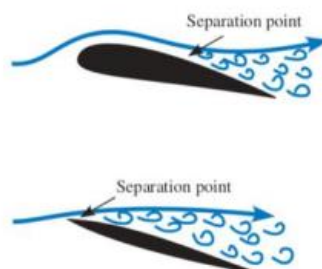


Figura 14. Efecto del espesor del ala. [22]

- A mayor extradós tenga, más carga podrá soportar, ya que generará más fuerza de empuje hacia arriba antes de perder la energía. [21]

- A mayor relación envergadura/cuerda tenga, más fuerza de empuje se genera, por lo que el ala es más eficiente. [21]

El diseño se basa en uno de los perfiles homologados para drones de ala fija, el NACA 6412 (figura 15). Este perfil ha sido seleccionado entre todos los perfiles alares para drones de ala fija debido a que tiene un diseño cóncavo-convexo, ya que es el perfil más recomendado para modelos de vuelo lento, ya que genera una gran sustentación, pero también genera más resistencia. [22]

naca-6412

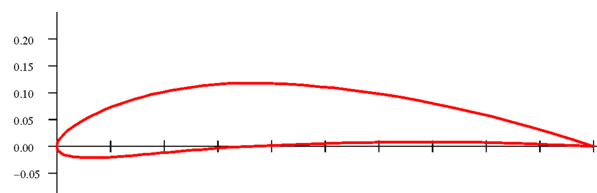


Figura 15. Perfil del ala NACA 6412. (fuente propia)

Para conseguir el modelado del ala, se parte del perfil NACA 6412 y se dibuja en el módulo de diseño de Fusion 360, como indica la figura 16.

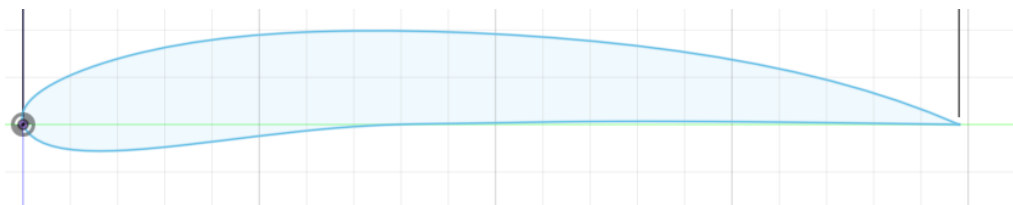


Figura 16. Perfil NACA 6412 proyectado en Fusion 360. (fuente propia)

Una vez realizado el perfil, hay que definir que estructura va a tener el ala:

- Rectangular, que aporta mayor estabilidad, pero menor velocidad.
- Triangular, que aporta más velocidad, pero menor estabilidad.
- En forma mixta, que aporta un balance entre ambas características.

Tras analizar los diferentes tipos de estructuras, se ha escogido el ala en forma mixta. Para poder realizar este modelo, se van a tener que seguir 2 pasos:

- i. Una extrusión del perfil del ala de 360 mm
- ii. Una solevación del perfil del ala a los 360 mm de 100 mm para poder reducir el perfil en un 70%, como se muestra en la figura 17.

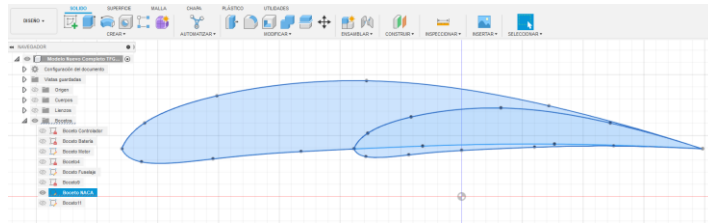


Figura 17. Cambio de Bocetos para generar el ala. (fuente propia)

Una vez establecido el perfil alar, se genera la estructura, tal y como se muestra en la figura 18.

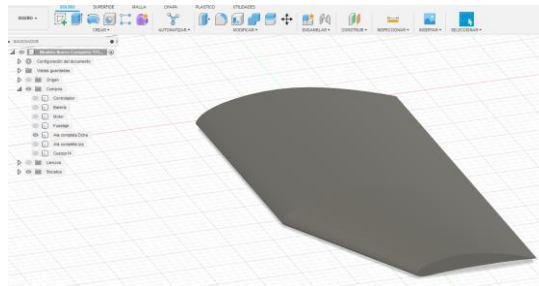


Figura 18. Ala modelada en Fusion 360. (fuente propia)

- **FUSELAJE**

Es el esqueleto del dron, y se encuentra en el centro del conjunto. A partir de su diseño, se modelan el resto de los componentes del dron. Sus dimensiones vienen dadas por los componentes que alberga en su interior. Estos componentes son:

- i. Motores*

El accionamiento de los rotores o hélices del dron se acciona mediante motores sin escobilla o motores Brushless. Estos motores son los más eficientes y económicos, ya que al no llevar escobillas no necesitan mantenimiento, pero cuentan con una conexión trifásica, por lo que se va a necesitar un variador de velocidad para poder regular la velocidad de giro. Un ejemplo de estos motores es la figura 19.



Figura 19. Imagen de motor Brushless Sunnysky. (fuente Sunnysky)

Por todo ello, el motor escogido es el motor Sunnysky X120R (figura 19), el cual cuenta con las siguientes dimensiones, expresadas en la tabla 1.

Tabla 1. Tabla para dimensionar el motor seleccionado. (Fuente SunnySky)

Diámetro Exterior	55 mm
Diámetro Interior	10 mm
Longitud total	60 mm
Longitud de barra	12 mm
Peso	600 g
Potencia	3900 W

ii. Hélices

El elemento encargado de generar el empuje suficiente para superar la resistencia aerodinámica es la hélice. Las características que determinan la hélice son el diámetro y el paso. El diámetro determina el volumen de aire empujado, es decir, a mayor diámetro de hélice, más volumen de aire se mueve y más potencia del motor se consume. En lo referente al paso, a mayor paso tiene una hélice, más empuje se genera, pero aumentan las posibilidades de turbulencia. Si el paso es menor, las hélices giran más rápido y se pueden conseguir cambios de velocidad más rápidos.

En este caso, la hélice escogida es compatible con el diámetro interior dado por el motor. Esta hélice tiene las siguientes dimensiones: 19 X 9 X 2 mm fabricada en fibra de carbono (figura 20).



Figura 20. Hélices de fibra de carbono. (fuente RC innovations)

iii. Batería

Es el componente encargado de suministrar la energía al resto de los componentes electrónicos del dron. Sus características más importantes son su capacidad de almacenaje, la tensión que suministra y la intensidad que puede suministrar. Los tipos de batería más comunes son las baterías de iones de litio (Li-ion) y las baterías de polímero de litio (Li-Po).

Las baterías Li-ion son mucho más eficientes que las Li-Po, ya que suelen almacenar hasta el doble de capacidad energética que las Li-Po. Además, en cuanto a su vida útil, son bastante más duraderas. No obstante, las baterías Li-ion son menos recomendables, ya que son cilíndricas con una carcasa de metal, lo que provoca un aumento de peso y disminución de espacio respecto a las Li-Po, lo que indica un mayor consumo energético.

Por todo ello, la batería escogida y representada en la figura 21 es la batería DXF 10000 mAh Li-Po.



Figura 21. Batería Li-Po. (fuente DXF)

Cuenta con unas dimensiones de 162 X 48 X 34 mm y un peso de 460 gramos.

iv. Controlador de Vuelo

Es el componente encargado de hacer girar los motores de la forma correcta para seguir la ruta trazada. Se encarga de recibir la información de los sensores y de enviar la información correcta al motor.

Va formada por una placa de Arduino en su interior que recibe y procesa toda la información necesaria que traduce para poder realizar un vuelo correcto. En la figura 22 se muestra un controlador de vuelo estándar.

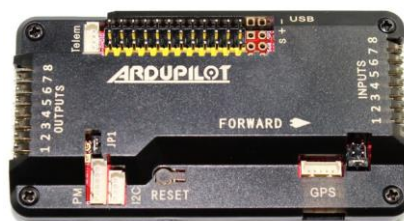


Figura 22. Controlador de vuelo. (fuente Ardupilot)

Para ello se ha escogido el controlador de vuelo Ardupilot APM 2.8 (figura 22), que cuenta con unas dimensiones de 84 X 45 X 14 mm y 45 gramos.

Otra característica para tener en cuenta en el diseño es tener una menor resistencia aerodinámica. Las formas de fuselaje que aportan esta característica son las ovaladas, circulares o elípticas y con forma alargada.

Teniendo todo esto en cuenta, se procede al modelado del fuselaje, que tendrá que albergar todas las piezas previamente mencionadas, salvo las hélices que van en el exterior de la estructura.

Para modelarlo, se empieza creando las figuras de las piezas que van a ir en el interior del fuselaje. Para ello, en el caso del motor, se construirá la silueta que se muestra en la figura 23 y se revolucionará en torno a su eje para crear el modelo de la figura 24.

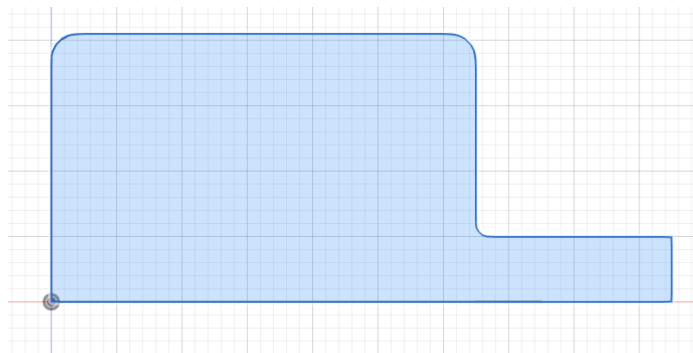


Figura 23. Perfil para la creación del motor en Fusion 360. (fuente propia)

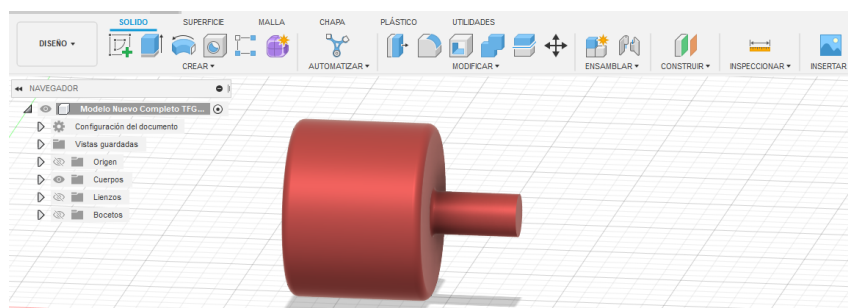


Figura 24. Diseño de motor en Fusion 360. (fuente propia)

En el caso de las otras dos piezas, es decir, el controlador de vuelo y la batería, se harán los perfiles necesarios (figura 25) de forma rectangular y posteriormente extruirlos para conseguir construir las figuras que se muestran en la figura 26.

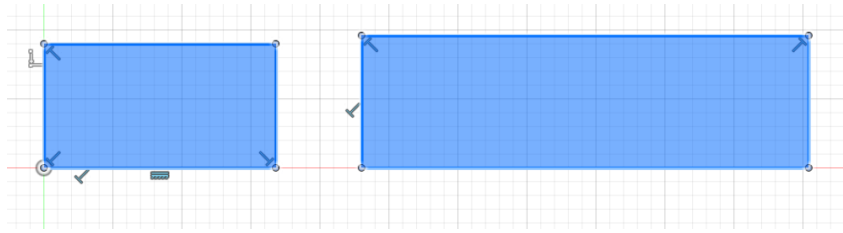


Figura 25. Perfiles para la creación de controlador (izq.) y batería (dcha.). (fuente propia)

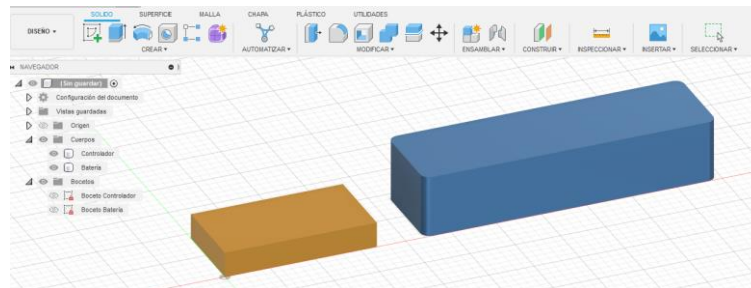


Figura 26. Diseño de Controlador (amarillo) y Batería (azul) en Fusion 360. (fuente propia)

Las medidas tomadas para estos modelos son las mismas que nos proporciona el fabricante de las piezas que han sido escogidas para el dron previamente mencionadas.

Para entrar más en detalle de los pasos realizados para la obtención del diseño del fuselaje, se explicarán una serie de pasos:

- i. Una vez obtenidos los diseños de los componentes internos, se colocan en serie con una separación teniendo en cuenta que hay cables de por medio y se mide de extremo a extremo la distancia necesaria mínima para que entren, como se puede ver en la figura 27.

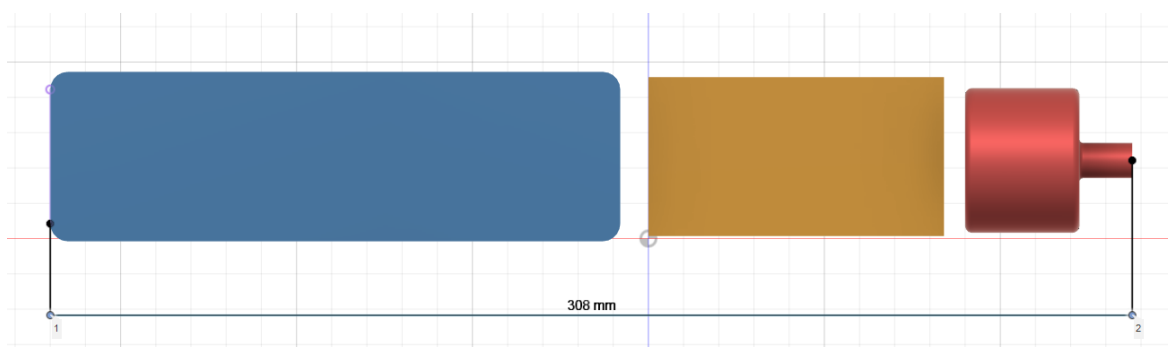


Figura 27. Colocación en serie de los componentes en Fusion 360. (fuente propia)

- ii. Como se ve en la figura 27, se obtiene un valor de 308 mm mínimos necesarios. Se suponen unos errores del 10% durante la impresión y una necesidad de 15mm para que entren los cables, por lo que se ha escogido una longitud de 350 mm para el fuselaje. En lo relativo a la altura del elemento, la altura máxima

requerida por las piezas es de 50 mm, por lo que la altura escogida para la generación del cuerpo es de 80 mm, ya que se supone un 10% de errores de impresión y la necesidad de 15 mm de espacio ocupado por los cables. La figura 29 muestra el cuerpo con una revolución de 180°, para confirmar que todos los componentes que se van a introducir tienen suficiente espacio.

- iii. Ahora se diseña la estructura que se necesita teniendo en cuenta las medidas necesarias para los componentes. Se genera la estructura a partir del boceto mostrado en la figura 28.



Figura 28. Boceto del fuselaje. (fuente propia)

- iv. Una vez realizado el boceto, se aplica una revolución de 360° sobre su propio eje que dejará una cavidad en la que se posicionarán todas las piezas. El modelo queda según se ve en la figura 30. Como se puede observar, el modelo es cilíndrico y largo, con los extremos en forma curva.

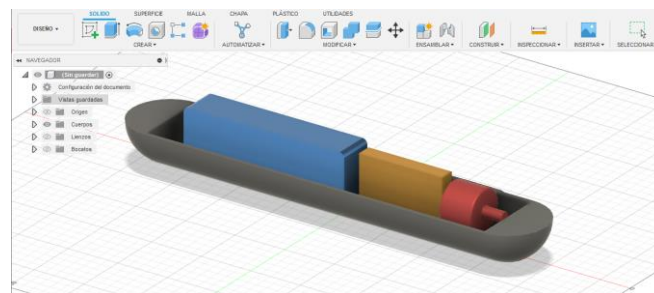


Figura 29. Modelo fuselaje con todas las piezas internas. (fuente propia)

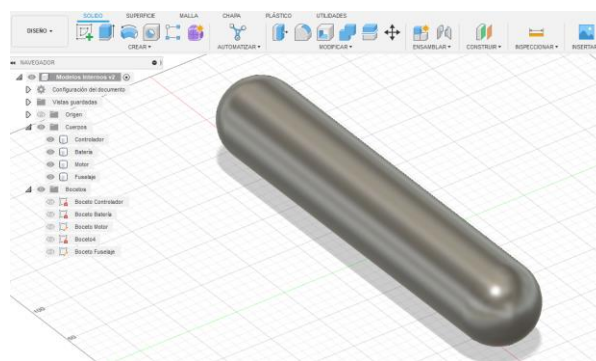


Figura 30. Fuselaje en revolución completa en Fusion 360. (fuente propia)

Para poder continuar con el diseño de esta estructura, se ha tenido que tener en cuenta el perfil del diseño del ala, ya que se pretende crear una estructura que sirva de soporte para la unión del ala. Para ello se han seguido una serie de pasos:

- i. Se coge el perfil del ala que se vaya a incluir en el modelo y mediante las herramientas repujado y solevación, se obtiene la superficie necesaria para el correcto acoplamiento del ala, como se puede ver en la figura 31.

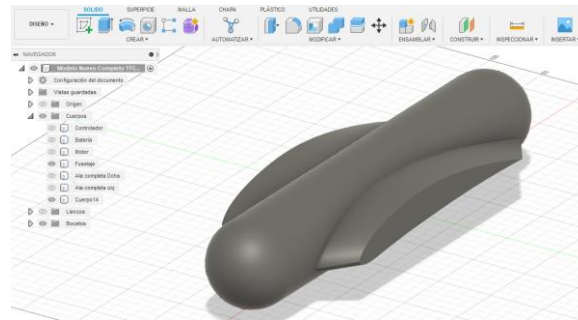


Figura 31. Fuselaje con acoplamiento de las alas incorporado. (fuente propia)

Una vez terminado el diseño tanto del fuselaje como de las alas, el modelo resultante que va a ser sometido al estudio resulta ser el mostrado en la figura 32.

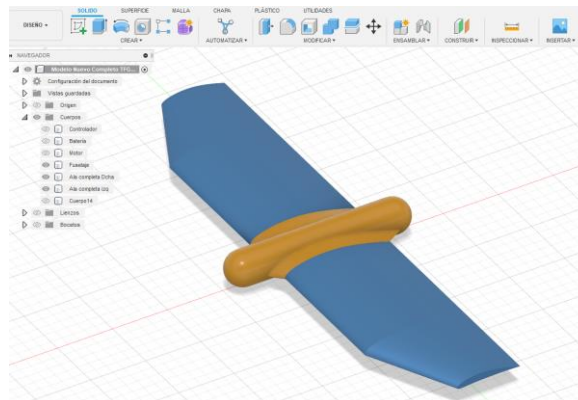


Figura 32. Dron modelado en Fusion 360. (fuente propia)

4.1.2. ELECCIÓN DEL MATERIAL

El proceso de fabricación que se lleva a cabo en este proyecto para todas las piezas diseñadas es mediante impresión 3D por tecnología FDM. Debido a esto, se propondrán los materiales que hay disponibles para este tipo de impresoras y se evaluarán ventajas y desventajas para llevar a cabo la elección, atendiendo a las necesidades de las piezas propuestas. [7]

Puesto que la primera restricción es que se pretende fabricar el dron mediante tecnología FDM, la sección de materiales se limitará a polímeros termoplásticos disponibles en forma de filamento comercial para uso en esta tecnología. [17]

Entre los materiales más utilizados para la impresión 3D por deposición fundida se encuentran el acrilonitrilo butadieno estireno (ABS), el ácido poliláctico (PLA), poliéster de glicol (PETG) o el poliuretano termoplástico (TPU). No obstante, aunque estos son los materiales más utilizados en el sector, hay otras opciones como pueden ser el Nylon, el polipropileno (PP), el poliéter éter cetona (PEEK) o el policarbonato (PC). Todos estos materiales son de la familia de los termoplásticos que, por la condición de estar fundidos durante su deposición, son los únicos permitidos para FDM. A continuación se muestran las principales características de estos materiales y se llevará a cabo una selección: [23]

- **ABS**

El acrilonitrilo butadieno estireno, más conocido como ABS, es un polímero termoplástico amorfo opaco. Es utilizado comúnmente en la fabricación aditiva doméstica, es decir, no es un recurso muy utilizado en la industria profesional. La principal ventaja que tiene es que es muy fácil de usar y de programar para que se imprima sin fallos graves. En lo relativo a las propiedades mecánicas de las piezas fabricadas con este material, destacan la buena resistencia al impacto y la rentabilidad económica del material. [28]

Hay que destacar que el punto de fusión del ABS es bajo, por lo que es el material ideal para las impresoras de uso doméstico, ya que no necesita una gran energía para fundirlo. Otro dato para tener en cuenta es su densidad, que tiene un valor de $1,05 \text{ g/cm}^3$, lo que lo convierte en un material ligero.

Todo ello se resume en que el ABS es un buen candidato a escoger debido a su fácil manejabilidad, la rentabilidad económica y el bajo punto de fusión.

- **PLA**

El ácido poliáctico (PLA), es el termoplástico más utilizado en el método FDM ya que es muy fácil de usar y presenta unas propiedades mecánicas excelentes. Además de esto, es muy económico, lo que lo hace un candidato ideal a la hora de escoger para la fabricación de prototipos o cualquier tipo de pieza de uso doméstico. [24]

Además, cuenta con una particularidad en su producción, ya que es un producto derivado de recursos renovables, lo que lo hace ser el producto más respetuoso con el medio ambiente para este método de fabricación. [24]

El PLA es un termoplástico que cuenta con un punto de fusión bajo, lo que lo hace perfecto para el uso doméstico, y una densidad de 1,24 g/cm³. [24]

En resumen, el PLA es uno de los mejores termoplásticos para usar en FDM, por lo que va a ser un candidato para la elección.

- **PETG**

El poliéster de glicol o, como es conocido, el PETG, es el compuesto resultante de la unión del polietileno tereftalato (PET) con glicol. Esta combinación vuelve a este material en termoplástico. [24]

Este compuesto tiene un punto de fusión elevado, lo que lo convierte en un ligero inconveniente, debido a que hay que aportar más energía para fundirlo que al PLA o al ABS. Aun así, las propiedades mecánicas de este material son buenas. El rasgo más característico de este material es la elevada adhesión entre capas que tiene el material una vez está fundido.

- **TPU**

El poliuretano termoplástico, más conocido como TPU, es el primer termoplástico flexible que se conoció en el mercado.

El TPU cuenta con una temperatura de fusión media, el único problema es su principal característica, que al ser flexible no es una opción viable para el prototipo que se va a estudiar durante este proyecto. El TPU es un material más flexible que los plásticos rígidos tradicionales, por lo que se debe tener en cuenta la configuración adecuada de la temperatura de impresión, la velocidad de extrusión y la adhesión a la superficie de impresión. Además, es importante utilizar una boquilla de impresión adecuada para permitir un flujo suave y uniforme del material. [24]

- **NAILON**

El nailon es un material duradero y tiene una alta relación resistencia/flexibilidad. En lo relativo a resistencia, se le puede considerar como una alternativa al ABS/PLA/PETG. No obstante, cuenta con el mismo problema que el TPU, ya que es un material semiflexible y no es recomendado para este prototipo. Aun así, el nailon es un material muy usado en la industria, ya que es ligero y tiene muy buena resistencia química. [24]

Es importante destacar que la impresión 3D de nailon requiere una impresora 3D adecuada, ya que el nailon tiene propiedades mecánicas muy específicas. La temperatura de

impresión, la velocidad de impresión y otros parámetros deben ajustarse correctamente para obtener resultados óptimos.

- **PC**

Otro termoplástico muy utilizado en la industria, debido a sus altas propiedades mecánicas, es el polímero de policarbonato (PC). Es el material más recomendado para aplicaciones que requieren un alto grado de resistencia a la flexión y tracción.

El inconveniente que tiene el PC es el alto punto de fusión, lo que no lo hace muy recomendable para el prototipado buscado. Además de ello, si no se mantiene una temperatura elevada y constante en el ambiente de impresión, las capas no se unen con facilidad, creando huecos, lo que lo convierte en un inconveniente. [25]

- **PEEK**

El poliéter éter cetona, más conocido como PEEK, es un termoplástico de alta resistencia. Las características mecánicas del PEEK son superiores a las del ABS y a las del PLA, pero también tiene desventajas. Por un lado, presenta un elevado coste que lo limita a industrias y aplicaciones con un alto valor añadido, por otro, su punto de fusión es elevado y, por tanto, supone una complejidad tecnológica para muchas de las impresoras comunes de FDM. [25]

En resumen, el PEEK tiene altísimas propiedades mecánicas que lo podrían convertir en un material candidato para fabricar el prototipo, pero los inconvenientes previamente mencionados, lo convierten en una opción poco viable.

- **RESUMEN DE LOS MATERIALES**

Además, se va a aplicar una metodología de factores ponderados para realizar una tabla y poder realizar una elección del material de forma correcta. Se evaluarán diferentes factores, y serán los expuestos a continuación:

- Facilidad de impresión: aquí se evaluará la capacidad de imprimir cada material, puntuando 0 si el material es muy complicado de imprimir debido a problemas por sus características y puntuando 10 si el material es sencillo de programar para la impresión, ya que no hay propiedades que provoquen errores durante la impresión.
- Reducción de masa: en este apartado se evaluará la pérdida de material producida gracias a las optimizaciones, puntuando como 10 el valor mínimo de masa obtenido y el resto se puntuarán en escala relativa a dicho mínimo.
- Límite elástico: se considera como criterio mecánico de diseño el límite elástico, dado que será el límite establecido en servicio para evitar deformaciones

permanentes en la estructura. Se puntuará como 10 al material que presente el máximo valor para dicha propiedad y el resto se puntuarán en escala relativa con respecto a dicho máximo.

- Precio: en este punto se evaluará el precio de cada material, puntuando como 10 el precio del material más barato obtenido y disminuyendo en escala relativa hasta el precio del material más caro obtenido, puntuando como 0. En este apartado solamente se evalúa el coste del material de producción, no se tiene en cuenta el coste del funcionamiento de la impresora.
- Resumen: por último, se hará una comparativa de todos los materiales atendiendo a una media ponderada por todas las características previamente descritas. Se utilizará como valor mínimo para considerarse un material válido una puntuación media de 8, siendo óptimos todos los materiales que superen esa media. El material que más puntuación tenga será el escogido para realizar el proyecto.

4.1.3. CONDICIONES DE CONTORNO

Antes de empezar a simular el caso a estudiar, hay que establecer las condiciones de contorno que sufre un dron en condiciones de vuelo estable. [20]

El vuelo de un dron es una compleja suma de la interacción de distintas fuerzas combinadas. Aquí están las principales fuerzas que actúan, como se puede observar en la figura 33:

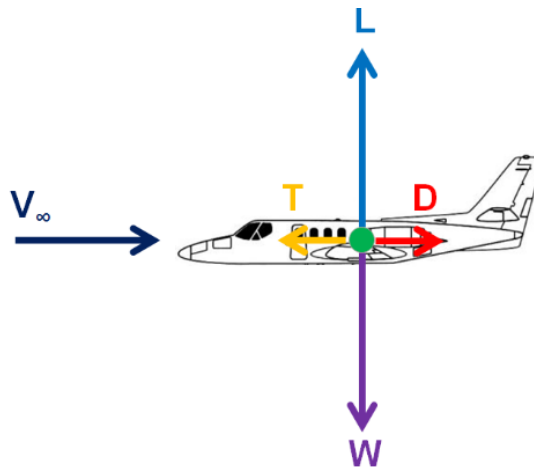


Figura 33. Fuerzas que actúan sobre un avión en vuelo. [21]

1. **Gravedad:** Esta es la fuerza descendente que actúa sobre el dron. La gravedad tira del dron hacia abajo y debe ser superada para que el dron pueda elevarse.
2. **Fuerza de sustentación (Lift):** Generada por la hélice, esta fuerza actúa hacia arriba y permite que el dron se eleve. Cuando la fuerza de elevación es igual a la fuerza de gravedad, el dron se mantiene a una altitud constante. Si es mayor, el dron subirá, y si es menor, el dron bajará.
3. **Empuje (Thrust):** Esta fuerza es generada por el motor y la hélice. Esta fuerza provoca que el dron se mueva hacia delante. Algunos drones tienen una configuración de hélice inclinada para ayudar a generar esta fuerza.
4. **Arrastre (Drag):** Esta es la resistencia que el aire ejerce sobre el movimiento del dron. El arrastre aumenta con la velocidad y puede ser reducido mediante un diseño aerodinámico.
5. **Fuerza de giro (Torque):** Esta fuerza surge de la rotación de la hélice y puede hacer que el dron gire o se desestabilice. Los drones utilizan un diseño de hélices en contra rotación (dos hélices giran en sentido horario y dos en sentido antihorario) para neutralizar esta fuerza. Durante el vuelo, el dron debe equilibrar y manipular estas fuerzas para moverse en la dirección y altitud deseadas. Esto se logra con el controlador aéreo mencionado en el punto anterior.

A continuación, se muestran las fórmulas y relaciones de las fuerzas que actúan sobre el dron.

- **Gravedad (Peso):** Se calcula como el producto de la masa del dron y la aceleración de la gravedad. Si la masa del dron se denota por m y la aceleración debida a la gravedad por g , entonces el peso (W) se calcula como: [26]

$$W = m * g \text{ (Ecuación 1)}$$

Particularizando a este caso:

Tabla 2. Tabla para calcular peso.

m (kg)	g (m/s ²)
Depende del material	9,81

- **Fuerza de sustentación (Lift):** Aunque no hay una simplificación en la fórmula general, se sabe que la fuerza de elevación de una hélice se relaciona con la densidad del aire (ρ), la superficie alar (A), el coeficiente de elevación (Cl) y la velocidad del aire que atraviesa la hélice (v). Con esto, la fuerza de elevación (L) se calcula como:[26]

$$L = 0.5 * \rho * A * Cl * v^2 \text{ (Ecuación 2)}$$

Particularizando a este caso:

Tabla 3. Tabla para calcular Lift.

ρ (kg/m ³)	A (m ²)	Cl	v (m/s)
1,29	0,11	5,5	17,5

- **Empuje (Thrust):** El empuje es la fuerza que ejerce el movimiento de la hélice sobre el dron. Esta fuerza viene dada por el movimiento del motor, ya que es el que impulsa a la hélice.

Para poder calcular el valor numérico, se ha aplicado la figura 34, que muestra los valores del empuje en distintas condiciones de operación, ofrecido por la compañía responsable de la producción del modelo del motor.

Prop(inch)	Voltage(V)	Current(A)	Input power(W)	Speed (rpm)	Torque (N.m)	Output power(W)	Thrust(gf)	Efficiency (%)	Force effect(g/W)
20*8	36.99	7.227	267.32	3265.33	-0.46	157.28	1873.45	58.83	7
	37.03	11.188	414.29	3900.43	-0.68	277.72	2734.98	67.03	6.6
	36.82	16.184	595.89	4523.04	-0.9	426.25	3689.93	71.53	6.19
	36.55	23.361	853.84	5138.32	-1.25	672.55	4776.22	78.76	5.59
	36.52	32.273	1178.6	5719.16	-1.55	928.24	6027.59	78.75	5.11
	36.37	42.798	1556.56	6266.61	-1.91	1253.32	7307.21	80.51	4.69
	36.17	53.428	1932.49	6693.27	-2.26	1583.95	8438.96	81.96	4.36
	42.1	8.472	356.67	3644.7	-0.57	217.53	2296.06	60.98	6.43
	41.93	13.022	546.01	4330.02	-0.82	371.79	3290.61	68.09	6.02
	41.84	19.666	822.82	5029.86	-1.16	610.95	4540.38	74.25	5.51
	41.79	28.683	1198.66	5687.7	-1.57	935.04	6048.9	78	5.04
	41.33	39.03	1613.1	6334.78	-1.94	1286.85	7495.99	79.77	4.64
	41.11	51.981	2136.93	6925.32	-2.42	1754.89	9050.99	82.12	4.23
	40.88	65.181	2664.59	7375.29	-2.83	2185.55	10539.24	82.02	3.95

Figura 34. Tabla para cálculo del empuje. (fuente Sunnysky Motors).

- **Arrastre (Drag):** La fuerza de arrastre puede calcularse a partir de la densidad del aire, el área barrida por la hélice, el coeficiente de arrastre y la velocidad a la que atraviesa el aire la hélice. Con todo esto, calculamos el arrastre (D) como: [26]

$$D = 0.5 * \rho * A * C_d * v^2 \text{ (Ecuación 3)}$$

Particularizando a este caso:

Tabla 4. Tabla para calcular Drag.

ρ (kg/m ³)	A (m ²)	Cd	v (m/s)
1,29	0,11	0,25	17,5

(*) los valores obtenidos para los coeficientes aerodinámicos (Cd, Cl y Ct) han sido obtenidos estableciendo que la velocidad del aire es de 17,5 m/s.

4.1.4. SIMULACIONES

En este apartado del trabajo, se va a tratar todo el proceso de simulación mediante el uso de Inspire, con el fin de transformar la pieza inicialmente diseñada en una pieza optimizada para reducir su masa aprovechando la posibilidad de que el interior no sea macizo, pero manteniendo los requerimientos mecánico de las condiciones impuestas inicialmente.

- El primer paso a seguir es la introducción del modelo diseñado en Fusion 360 en forma de archivo .stl en la aplicación de simulación de Inspire, como se ve en la figura 35.

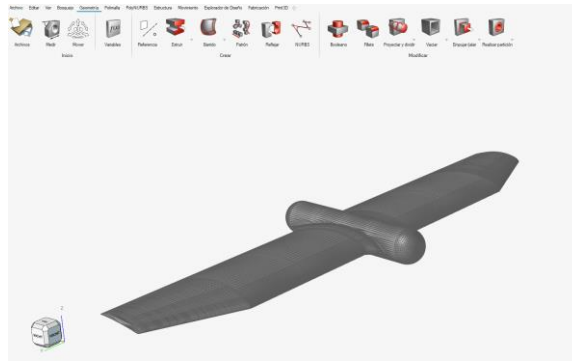


Figura 35. Modelo exportado a Inspire. (fuente propia)

- Una vez exportado el modelo, hay que introducir las condiciones de contorno que van a formar parte del sistema. Para ello, se utilizarán los valores de las tablas 2 a 4, que son las tablas que permiten calcular las cargas aerodinámicas que va a sufrir el dron en las condiciones de vuelo mencionadas. Además, hay que definir qué tipo de carga va a ser cada una, puntual o distribuida, y el lugar de aplicación de la misma.

4.1.4.1. COLOCACIÓN DE LAS CONDICIONES DE CONTORNO

i. PESO

Se va a comenzar con el peso. Para calcular el peso de la estructura, basta con aplicar la ecuación 1. En función del material se tiene un peso u otro, ya que cada uno tiene una densidad. Los valores de la masa final de la estructura ya calculados se muestran en la tabla 5. [26]

Tabla 5. Valores del peso del dron de todos los materiales. (**)

Material	Peso material (kg)	Fuerza (N)	Peso total (Kg)	Fuerza Peso (N)
ABS	6,6	64,7	7,7	75,5
PLA	7,7	75,5	8,8	86,3
PETG	7,9	77,5	9	88,3
TPU	7,3	71,6	8,4	82,4
NAILON	7,7	75,5	8,8	86,3
PC	7,5	73,6	8,6	84,4
PEEK	8,2	80,4	9,3	91,2

(**): todos los valores calculados han sido obtenidos a partir de los datos arrojados por Edupack, en concreto con la densidad de cada material, sabiendo que el volumen de la estructura completa es de $6 * 10^{-3} \text{ m}^3$. El peso total de los componentes es de 1,1 kg.

Una vez obtenido el valor numérico de la fuerza, hay que definir la dirección y el tipo de fuerza que es. El peso es una fuerza distribuida, situando la resultante en el centro de gravedad de la estructura, y que tiene sentido negativo, en este caso hacia abajo, como se muestra en la figura 36.

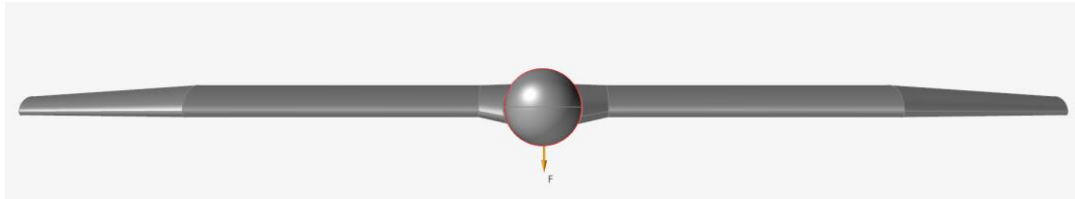


Figura 36. Representación gráfica del peso (flecha amarilla). (fuente propia)

ii. FUERZA DE SUSTENTACIÓN

La siguiente fuerza para tener en cuenta es la sustentación, que, al ser la encargada de mantener el vuelo, es una fuerza distribuida. La resultante de la fuerza de sustentación se coloca a $\frac{1}{4}$ de la longitud total de la cuerda del ala, lugar que coincide con el centro aerodinámico del ala. Esta fuerza es contraria al peso, ya que va de abajo a arriba. [27]

La colocación de esta fuerza se muestra en la figura 37.

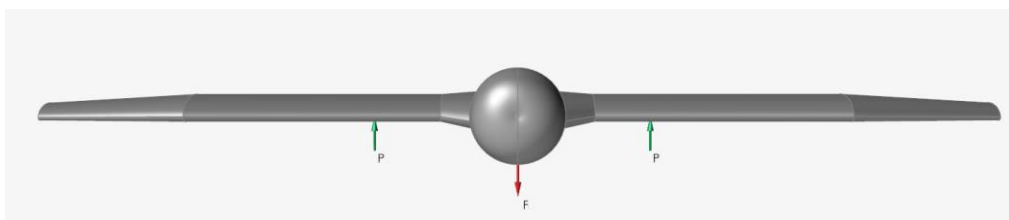


Figura 37. Representación gráfica del Lift (flechas verdes). (fuente propia)

Para poder calcular el valor numérico, se ha aplicado la ecuación 2, sustituyendo los valores obtenidos de la tabla 2.

$$L = 0.5 * \rho * A * Cl * v^2 = 0,5 * 1,29 * 0,11 * 5,5 * 17,5^2 = 120 \text{ N}$$

iii. FUERZA DE ARRASTRE

La siguiente fuerza que hay que colocar es la fuerza de arrastre. Esta fuerza tiene una particularidad, y es que tiene dos componentes. El primer componente, denominado

resistencia parásita, producida por el rozamiento del aire sobre todas las superficies del dron y, el segundo componente, denominada resistencia inducida, que es producida por la diferencia de presiones en el contorno del dron. El conjunto de ambas fuerzas es el representado en la figura 38, que se muestra como una flecha roja en el centro de gravedad de la estructura. [26]

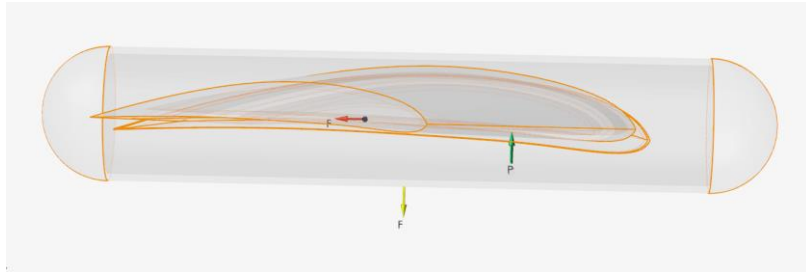


Figura 38. Representación gráfica del Drag (flecha roja). (fuente propia)

Para poder calcular el valor numérico, se ha aplicado la ecuación 3, sustituyendo los valores obtenidos de la tabla 3.

$$D = 0.5 * \rho * A * Cd * v^2 = 0,5 * 1,29 * 0,11 * 0,25 * 17,5^2 = 5,4 \text{ N}$$

iv. EMPUJE

La última fuerza que se va a tener en cuenta para la simulación es el empuje. Esta fuerza es una fuerza distribuida. Es ejercida por el motor a través del movimiento de la hélice a toda la estructura. Para contrarrestar el efecto de la fuerza de arrastre, el empuje se coloca de forma opuesta a la resistencia, lo que significa que se aplica sobre toda la cara trasera del modelo, pero en sentido contrario, como se observa en la figura 39. [26]

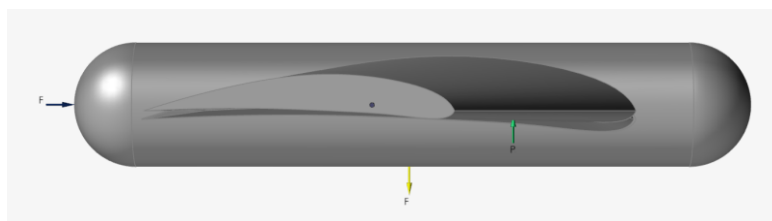


Figura 39. Representación gráfica del Thrust (flecha azul). (fuente propia)

A partir de la tabla en la figura 34, se ha escogido un valor de corriente de 53,42 amperios. Este valor ha sido escogido dado que lo que se busca es operar con el máximo de potencia posible, por lo que la corriente que corresponde al valor más alto de fuerza de empuje es 53,42 amperios. Esta fuerza viene determinada en gramosfuerza (gF), por lo que hay que transformarlo a Newton (N) con un factor de conversión:

$$T = 8438,96 \text{ gF} = 8438,96 * 0,01 = 84,4 \text{ N}$$

4.1.4.2. MATERIAL

Una vez colocadas todas las fuerzas, se procederá a la elección del material con el que se va a realizar la simulación (figura 40).

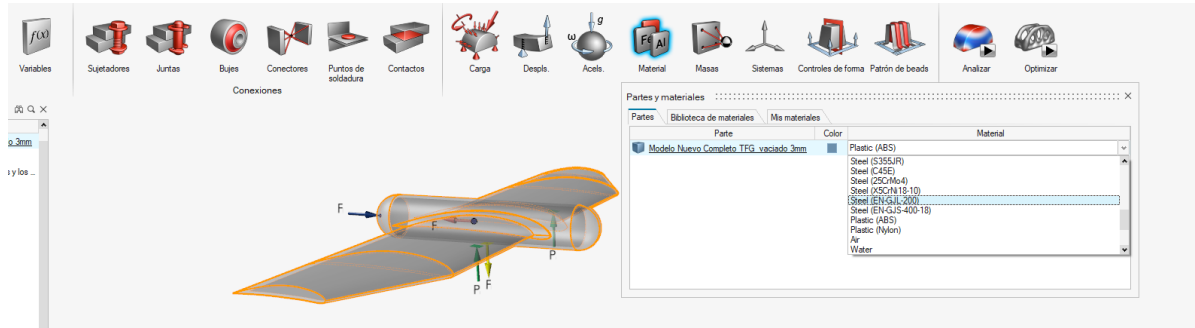


Figura 40. Elección del material en Inspire. (fuente propia)

Para ello se utilizará la herramienta “material” que se encuentra en la pestaña de estructura del programa y se cambiará hasta conseguir las simulaciones de todos los materiales que van a ser sometidos a estudio.

En el caso de no disponer de alguno de los materiales en la biblioteca que ofrece el propio programa, se utilizará la herramienta de “mis materiales” para poder crear aquellos que sean necesarios. En este caso solo nos ofrecen el ABS y Nylon, por lo que se crean el resto de los materiales a partir de las propiedades extraídas del software CES Edupack, y cuyas características se encuentran en el Anexo 3.

4.1.3. ANÁLISIS DE LA ESTRUCTURA

El siguiente paso consiste en el análisis estructural, para lo cual se selecciona la herramienta “Análisis” cómo se puede ver en la figura 41 y se colocan los parámetros correspondientes.

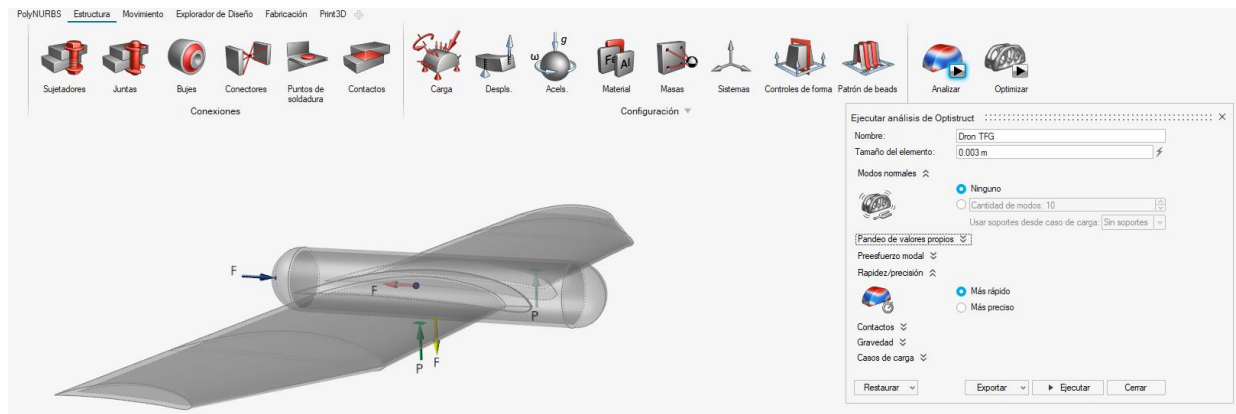


Figura 41. Herramienta Análisis en Inspire. (fuente propia)

En este caso, lo único que se ha cambiado de la configuración predeterminada es en la sección rapidez/precisión, se selecciona *más rápido*.

Por último, hay que colocar un apoyo para que el programa pueda simular el sistema de cargas. En este caso se ha seleccionado el posicionamiento del apoyo a la altura del centro de gravedad de la estructura, pero en la superficie inferior del fuselaje (figura 42), es decir, en el corte de los planos X, Z y la estructura por la parte inferior. Esto se debe a que es la zona menos restrictiva para la simulación, ya que en los planos de simetría no se crean tensiones. Además, el apoyo se configura para que tenga 2 grados de libertad, en Z y en Y, que son los planos en los que se deforma la estructura.

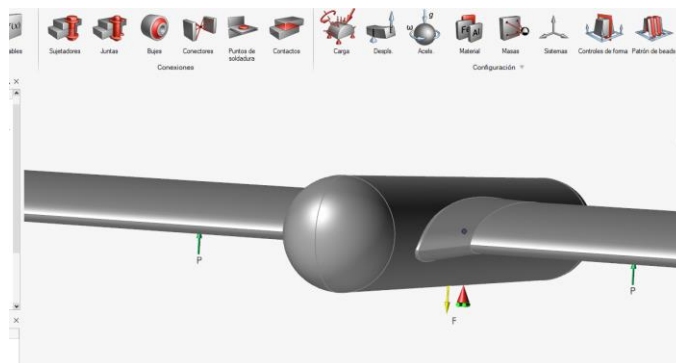


Figura 42. Posicionamiento del apoyo (triángulo rojo). (fuente propia)

Cuando el programa termina de ejecutar el análisis, devuelve varios resultados. Los más importantes son los esfuerzos de Von Mises soportados por el cuerpo (figura 43). Las zonas que se van a someter al estudio son las zonas críticas, es decir, las zonas que se muestran en rojo en la figura 43, ya que son las zonas más afectadas de la estructura y, por lo tanto, las zonas que más cargas soportan.

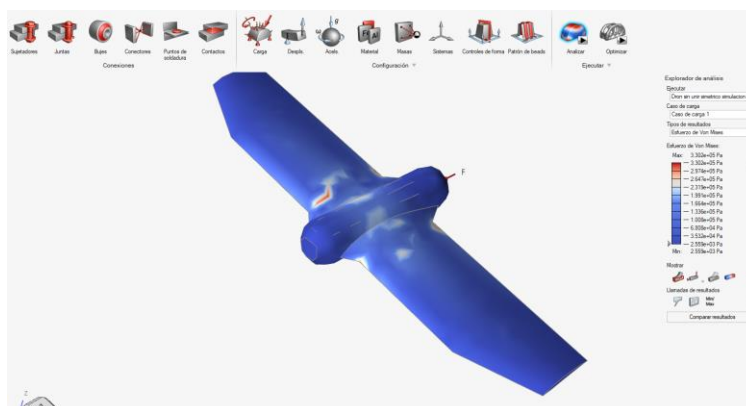


Figura 43. Tensión de Von Mises. (fuente propia)

Una vez realizadas las simulaciones, se pasa a la optimización del diseño. Para ello, se selecciona el tipo de optimización, se escoge el objetivo y se modifican los parámetros para

dicho objetivo. Para el caso que estudia este TFG, se van a seleccionar dos tipos de optimizaciones:

- I. Optimización por minimización de masa
- II. Optimización Lattice

4.1.3.1. OPTIMIZACIÓN TOPOLÓGICA POR MINIMIZACIÓN DE MASA (O.M.M.)

El objetivo de la optimización es minimizar la masa al máximo. Para ello se definirá en la configuración del programa el tipo de optimización y el objetivo que se busca. (figura 44)

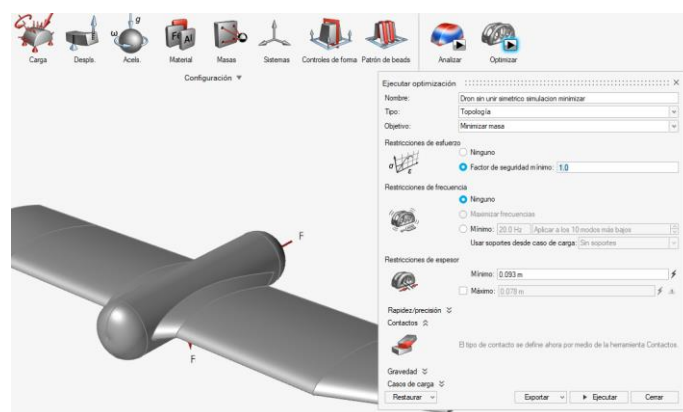


Figura 44. Configuración para la optimización topológica. (fuente propia)

Una vez se obtiene la figura optimizada, lo único que hay que hacer es seleccionar la opción de “ajustar PolyNURBs” y devolverá el resultado final de la simulación, con el modelo optimizado por topología para reducción de masa. PolyNURBs es un método de ajuste para estructuras optimizadas que combina superficies y polígonos para obtener resultados con una mayor precisión.

Un ejemplo de figura ajustada por PolyNURBs se puede ver en la figura 45.



Figura 45. Modelo optimizado con PolyNURBs. (fuente propia)

Una vez realizado el ajuste de PolyNURBs, se comparará el modelo obtenido tras la simulación con el modelo propuesto inicialmente, para ver las diferencias que se han generado y valorar si es óptimo para el funcionamiento.

4.1.3.2. OPTIMIZACIÓN LATTICE

En este caso, una vez se selecciona la optimización tipo Lattice, con el objetivo de minimizar la masa, se determinan los parámetros de longitud y diámetro que se quieren para formar la malla que va a generar la estructura, como se puede ver en la figura 46.

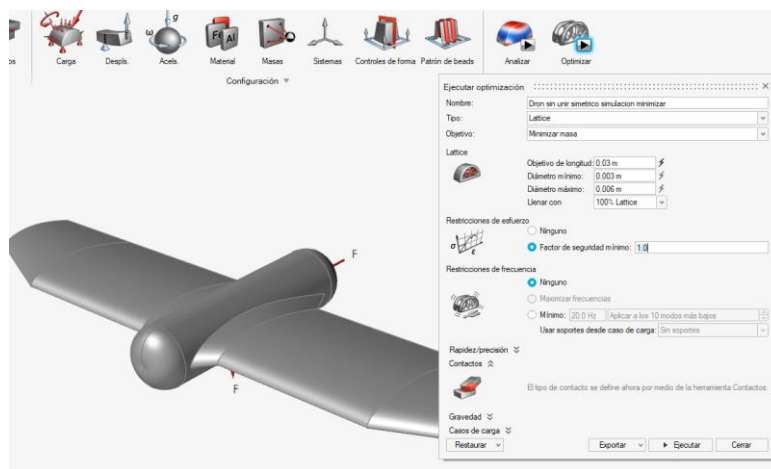


Figura 46. Optimización por Lattice. (fuente propia)

Una vez se ejecuta el análisis, el programa va a devolver una estructura en forma de rejilla, como se puede observar en la figura 47. Esta figura es la optimización Lattice final, que posteriormente necesitará post procesamiento.

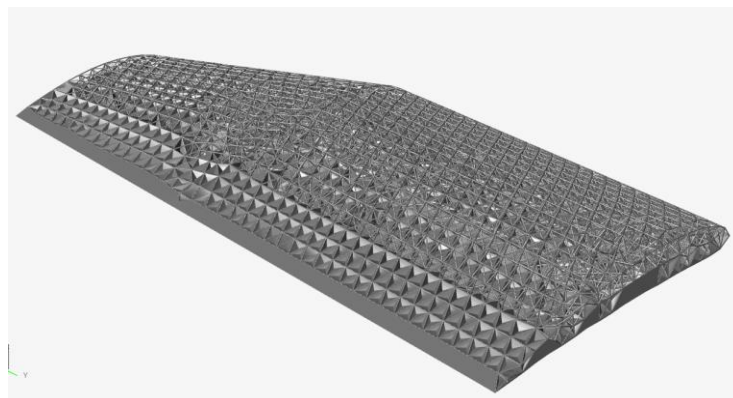


Figura 47. Figura con estructura Lattice

Como se puede observar en la figura 47, en el método de optimización Lattice se generan estructuras con cavidades. En el caso de un dron, es un problema, ya que la entrada de aire

por los orificios genera turbulencias y problemas para el manejo del dron. Por este motivo, hay que cubrir dichos agujeros con algún material. En este caso, el método propuesto para cubrir dichos agujeros generados y crear una superficie continua es la aplicación de varias capas de material encima de la estructura Lattice. Además, el modelo necesitará tratamientos de posprocesado, entre los que se encuentran la eliminación de los materiales de soporte o algún tratamiento superficial, como un recubrimiento de resina, para así evitar que las capas exteriores se dañen y dejen los huecos generados por la optimización Lattice al exterior.

4.1.5. FABRICACIÓN

En este apartado se va a explicar de forma detallada como se va a proceder para fabricar el modelo escogido, desde el software utilizado para la generación del archivo requerido por la impresora 3D hasta la obtención final del modelo.

4.1.5.1. CREACIÓN DEL ARCHIVO .gcode

Una vez se dispone del modelo a fabricar (figura 48), se procede a generar el archivo necesario para la fabricación en la impresora.

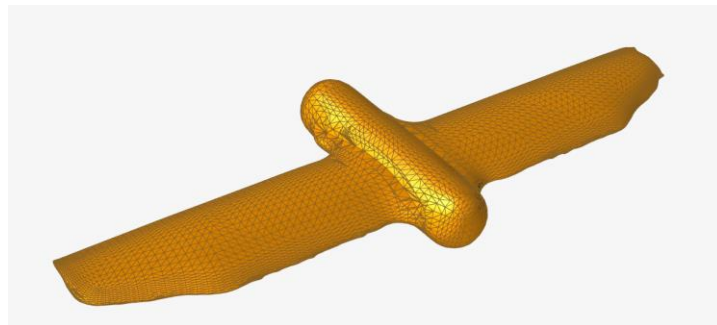


Figura 48. Dron con mallado triangular. (fuente propia)

Para ello, hay que generar un archivo .stl, que recogerá la información necesaria para crear la forma establecida, a partir de una malla triangular. Una vez se obtiene el archivo .stl, se produce a la generación del archivo .gcode, que es el archivo que lee la impresora para poder fabricar la pieza.

El primer paso es abrir el software de laminado, en este caso, PrusaSlicer. Este software es el encargado de laminar la pieza obtenida en Inspire y mediante el cual se van a poder configurar los parámetros para obtener una buena calidad de impresión. Como se puede ver

en la figura 49, el primer paso es instalar el modelo de la impresora que se dispone, para así saber las dimensiones de la pieza respecto a la cama y ver si está bien dimensionada.

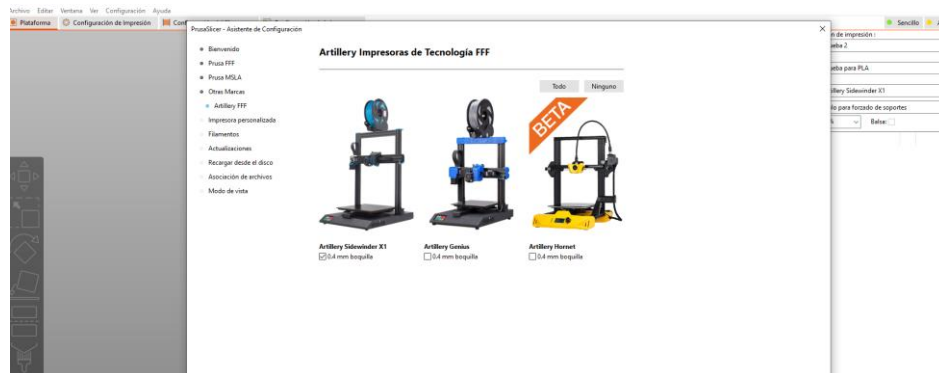


Figura 49. Selección de impresora en PrusaSlicer. (fuente propia)

Una vez se selecciona la impresora, se procede a cargar el archivo .stl y confirmar que las dimensiones requeridas son válidas para la impresora.

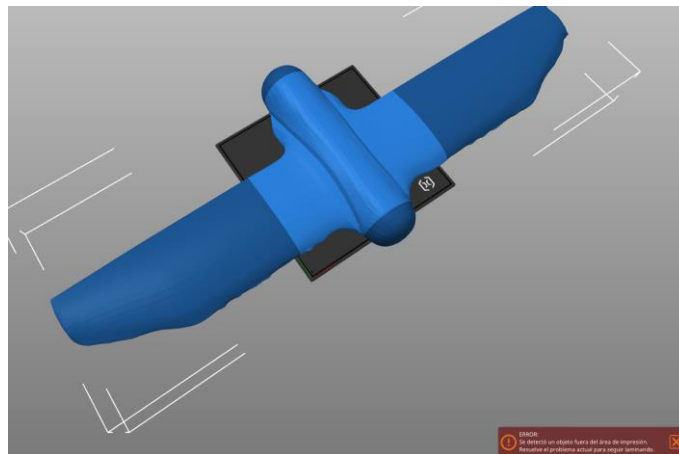


Figura 50. Dron inicial para impresión sobre la cama de la impresora disponible. (fuente propia)

Como se puede observar en la figura 50, el dron diseñado es demasiado grande para poder fabricarlo en la impresora de la que se dispone, por lo que, a modo de prueba, se va a realizar una maqueta para confirmar que el modelo está bien diseñado. La escala que se va a tomar para la fabricación de dicha maqueta es de 1:4. Una vez escalado (figura 51), se procede a la configuración del filamento y de la impresora.

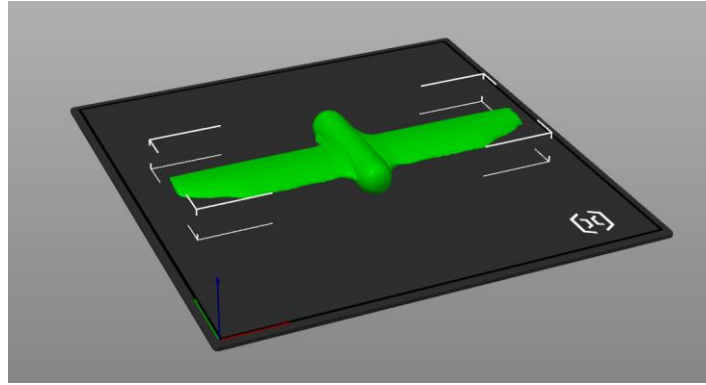


Figura 51. Dron escalado para impresión sobre cama térmica. (fuente propia)

Para poder fabricarlo, hay que configurar temperaturas, soportes y velocidades. A continuación, se muestran los valores que se han escogido para realizar la impresión (Tabla 6 a Tabla 9).

- **VELOCIDAD**

Tabla 6. Velocidades configuradas para la impresión.

Perímetros	50 mm/s
Perímetros pequeños	35 mm/s
Perímetros grandes	35 mm/s
Puentes	60 mm/s
Velocidad máxima	150 mm/s

- **SOPORTE**

Tabla 7. Configuración de soportes para la impresión.

Umbral de voladizos	45°
Distancia Z de contacto	0,2 mm
Separación entre patrones	3 mm
Separación de patrón e interfaz	1 mm

- **CAPAS**

Tabla 8. Configuración de capas para la impresión.

Altura de capa	0,12 mm
Altura de primera capa	0,12 mm
Mínimo de perímetros	5
Posición de la costura	Alineado
Cantidad de relleno	15%

- **TEMPERATURA**

Tabla 9. Temperaturas configuradas para la impresión.

Primera capa	220°C
Otras capas	215°C
Ventilador	Desactivado

Con los valores establecidos en las tablas 6 a 9, se ha realizado la impresión del modelo representado en la figura 52. Una vez colocadas todas las variables en el software de PrusaSlicer, se procede a la extracción del archivo .gcode requerido.

Por último, hay que decidir cuál va a ser la posición del dron a la hora de imprimirlo. Para ello, se va a utilizar la herramienta que ofrece PrusaSlicer, que coloca automáticamente el archivo para que sea lo más eficiente posible y así poder ahorrar el máximo de material en soportes.

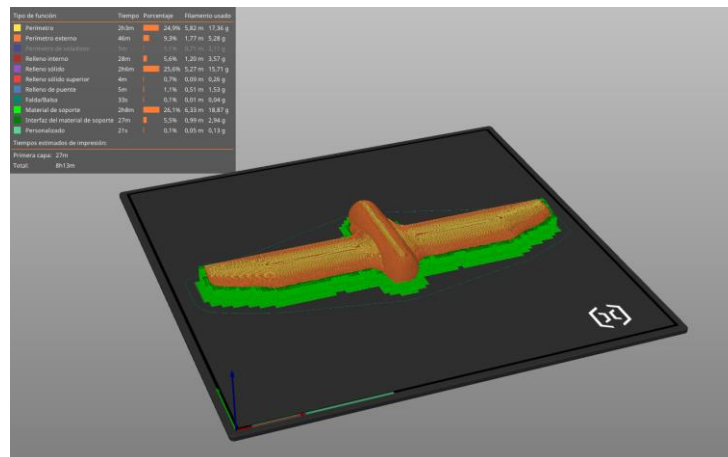


Figura 52. Modelo colocado para la impresión. (fuente propia)

Como se puede observar en la figura 52, (el modelo se ve mostrado en color naranja, mientras que las superficies de color verde son las estructuras de soporte generadas para conseguir una correcta calidad de impresión) el modelo se coloca en paralelo a la superficie de impresión. Esta posición se debe a que los materiales de soporte son los mínimos, ya que la mayoría de la estructura los necesita. La causa de este efecto es, principalmente, a que los ángulos que provocan que la estructura sea aerodinámica son los menos eficientes a la hora de imprimir modelos con tecnologías 3D. A causa de generar tanta superficie de voladizos, como es el caso del modelo a imprimir, se necesita mucho material de soporte.

Cabe destacar que el propio programa nos da un tiempo aproximado de lo que tarda la impresión, así como el material utilizado para ello. En este caso, el tiempo de impresión es de 8h, ya que estamos buscando una impresión de alta calidad.

Una vez colocado el modelo a imprimir, solo falta llevarlo a la máquina que se encarga de imprimir el modelo y esperar a que se complete el proceso.

4.1.5.1. PUESTA EN MARCHA DE LA IMPRESORA

La impresora que se va a utilizar es una *Artillery sidewinder X1*, impresora que se muestra en la figura 53.



Figura 53. Impresora Artillery Sidewinder X1. (fuente Artillery)

La impresora de la figura 53, tiene unas dimensiones de trabajo de 300 X 300 X 400 mm, así como un control numérico de 3 ejes de traslación, con barras diagonales de refuerzo. En ella, los ejes móviles son: la base, que se mueve en el eje horizontal Y, la boca de extrusión, que se mueve en el otro eje horizontal X y el tornillo sin fin, que se mueve en el eje vertical Z, que es el encargado del movimiento del extrusor.

Para poder imprimir el modelo, se han seguido unos pasos necesarios para poder aumentar la calidad de la impresión:

- a. Pre calentamiento o Preheat. Antes de poner a imprimir el modelo, se ha realizado un pre calentamiento de la cama térmica y del extrusor de la impresora, alcanzando los 50 °C y 220 °C respectivamente.
- b. Carga del material de extrusión. Una vez completado el pre calentamiento, se ha cargado el material escogido para la impresión del modelo y se ha cargado en la boquilla del extrusor.
- c. Preparación de la cama térmica. La cama térmica está compuesta por vidrio, por lo que la adhesión entre el material de impresión y la cama térmica es baja. Para aumentar la adhesión entre ambas, se ha colocado Laca Nelly sobre la superficie.

5. RESULTADOS

A modo representativo, en este apartado se muestran los resultados obtenidos para la simulación, optimización topológica y tipo Lattice del material ABS. El resto de las simulaciones para los otros materiales analizados, se pueden comprobar en el Anexo 2, con comportamientos similares dado que algunos de ellos poseen propiedades mecánicas parecidas. La comparativa entre los principales resultados y diferencias en los materiales se hará durante la discusión de este mismo capítulo.

5.1. OPTIMIZACIÓN TOPOLÓGICA

A continuación, se puede ver en la figura 54 las tensiones que soporta la estructura, viendo algunos puntos críticos en las zonas de unión entre el ala y el fuselaje. Estas zonas son las más afectadas por las fuerzas, por lo que la optimización se centrará en redistribuir la masa de las zonas que no están tensionadas, y así poder cargar las zonas que no sufren tensión. En todos los materiales propuestos, las tensiones se distribuyen de una forma similar a la presentada en la figura 54.

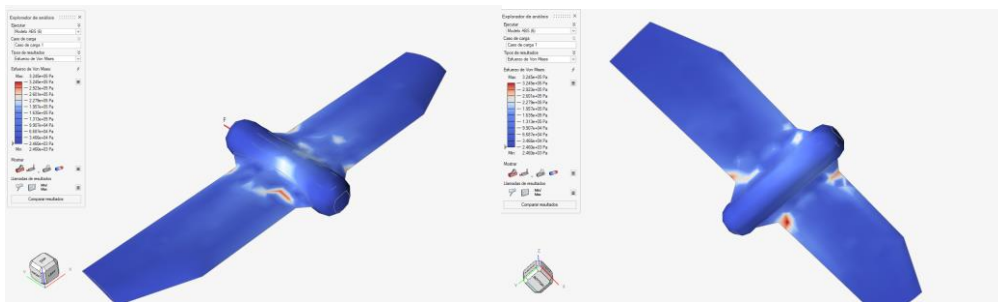


Figura 54. Tensión de Von Mises en estructura de ABS. (fuente propia)

Como se puede observar en la figura 55, la optimización topológica para reducción de masa ha transformado el modelo inicial en un modelo con menor volumen, acortando las alas un 20% del volumen inicial y reduciendo el volumen del fuselaje en un 8%. Se ha conseguido reducir el peso un 25%, por lo que el objetivo de la optimización está conseguido.

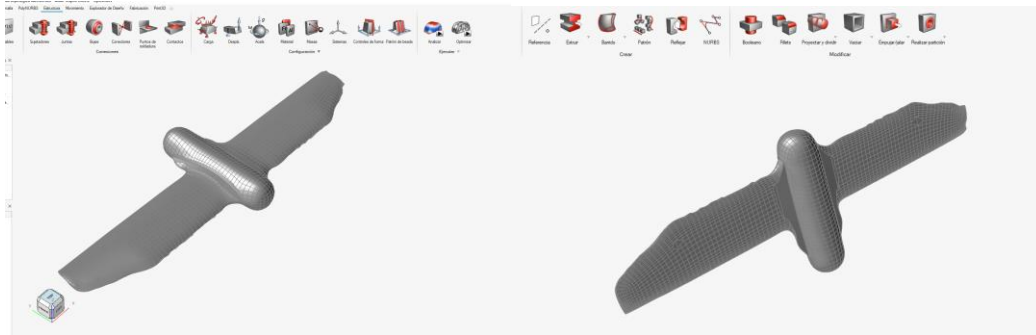


Figura 55. Optimización topológica por minimización de masa del modelo en ABS. (fuente propia)

Como se puede ver en las imágenes correspondientes a la optimización topológica por minimización de masa, ubicadas en el Anexo 2, los modelos optimizados son análogos en todos los materiales propuestos. En todos los casos, el modelo sufre varios cambios estructurales importantes, por lo que hay que evaluar que el modelo continúe siendo aerodinámico. Para poder obtener las conclusiones sobre el efecto que sufre la aerodinámica de la estructura, se ha realizado una explicación detallada de los pasos a seguir en el Anexo 5. Como no es el objetivo de este trabajo y es un proceso complejo, solamente se han numerado y explicado los pasos a seguir para un correcto estudio aerodinámico.

Por último, hay que comentar las diferencias entre el modelo inicial y el modelo optimizado. Como se puede ver en la figura 56, se ha recortado la anchura del ala, además de producirse una reducción de masa tanto en la parte frontal de ala como en la parte lateral del fuselaje.



Figura 56. Comparación entre modelo inicial y modelo obtenido por O.M.M. (fuente propia)

En este caso, el modelo obtenido en la optimización va a necesitar pocos tratamientos de posprocesado. Los más significativos son la eliminación de los soportes necesarios para generar la estructura y un lijado de la capa externa para mejorar la calidad superficial.

5.2. OPTIMIZACIÓN LATTICE

Visualizando la figura 57, podemos observar el modelo ya optimizado de la estructura fabricada con ABS en forma Lattice.

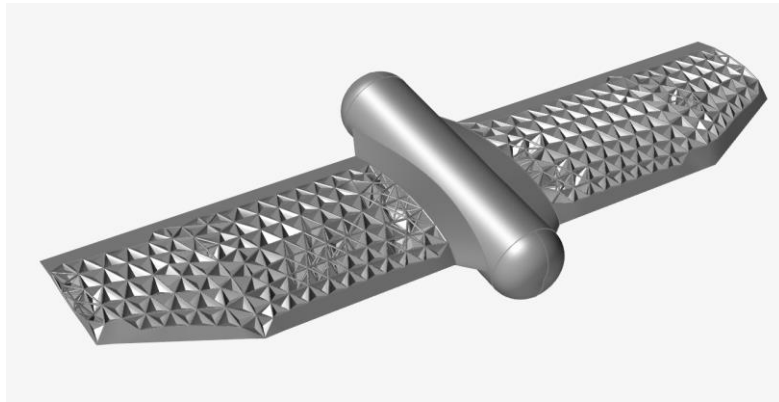


Figura 57. Optimización topológica por Lattice del modelo en ABS. (fuente propia)

Como se puede ver en la figura 57, las alas son las únicas compuestas por la estructura Lattice en su interior, dejando en el exterior un espesor de 0,36 mm (formado por 3 capas de material).

Hay que comentar el cambio de estructura que sufre el modelo al realizar la optimización tipo Lattice, ya que puede ser que se genere un cuerpo que no sea válido. En el caso que se presenta, como todos los materiales tienen una optimización Lattice prácticamente idéntica y los cambios solamente se producen en la parte interior de la estructura, se puede asegurar que las características aerodinámicas del modelo se respetan en todos ellos, ya que la estructura exterior del conjunto sigue siendo la misma. Como el estudio aerodinámico no es el objetivo de este trabajo y es un proceso complejo, en el Anexo 5 se han numerado y explicado los pasos a seguir para realizar una correcta evaluación de la aerodinámica.

5.3. COMPARACIÓN DE RESULTADOS DE LA OPTIMIZACIÓN

5.3.1. MINIMIZACIÓN DE MASA

Una vez vistas las optimizaciones para el ABS, se ha seguido el mismo procedimiento para las diferentes estructuras fabricadas en los diferentes materiales, y se han extraído todos los datos necesarios que se muestran en la tabla 10.

Tabla 10. Resumen de los pesos del modelo para todos los materiales antes y después de ser optimizado.

MATERIAL	PESO INICIAL (kg)	PESO FINAL SIMULACIÓN TOPOLÓGICA (kg)	PESO FINAL SIMULACIÓN LATTICE (kg)
ABS	6,6	5,0	3,9
PLA	7,7	6,0	4,6
PETG	7,9	6,1	4,5
PC	7,5	5,8	4,4
TPU	7,3	5,7	4,4
NAILON	7,7	5,9	4,6
PEEK	8,2	6,3	4,8

Como se puede observar en la tabla 10, la simulación topológica por minimización de masa arroja unos resultados de una reducción del peso en torno al 25%. Observando el peso final de la simulación de tipo Lattice, se puede ver que el peso se reduce hasta un 45%, lo que es un resultado aún mejor que el obtenido por la simulación topológica de minimización de masa.

Comparando los resultados obtenidos por las optimizaciones, se puede afirmar que la configuración óptima en lo relativo a la reducción del peso de la estructura es la optimización Lattice. Es un resultado importante, puesto que refuerza el uso de las tecnologías de fabricación aditiva para la obtención de la estructura objetivo, ya que son las únicas que permiten obtener este tipo de estructuras con un interior reticulado, no macizo.

5.3.2. TENSIONES SOPORTADAS

Otro resultado que se debe tener en cuenta es la tensión que soporta la estructura dependiendo del material del que esté fabricada. Para ello, en el resultado de simulación que representa la tensión equivalente de Von Mises para cada material, se comprobará el valor alcanzado en las zonas de unión de las alas con el fuselaje, ya que es el lugar donde se localizan las tensiones más elevadas soportadas en el diseño realizado (se pueden observar en las imágenes las zonas rojas, ya que son las zonas críticas con mayor valor de tensión de Von Mises).

- **OPTIMIZACION POR MINIMIZACIÓN DE MASA**

Para poder analizar las tensiones, se observa la tabla 11, en la que se muestra la máxima tensión soportada en la zona crítica para cada material y el límite elástico perteneciente al material respectivo y a la optimización por minimización de masa.

Como se puede ver la tabla 11, las tensiones máximas soportadas en todos los materiales son muy inferiores a los valores de los límites elásticos. No obstante, se va a calcular el valor de los factores de seguridad de cada material para saber cuáles son los materiales más fiables.

Para poder calcular el factor de seguridad, hay que realizar una división entre el valor del límite elástico y la máxima tensión de Von Mises. Estos valores quedan recogidos en la tabla 11.

Tabla 11. Cálculo Factor de Seguridad para O.M.M.

Material	Límite elástico (MPa)	Tensión Von Mises (MPa)	Factor Seguridad
ABS	32	3,2	10
PLA	55	3,3	17
PETG	49	3,0	16
PC	62	3,0	21
TPU	37	2,9	13
NAILON	75	2,9	25
PEEK	100	3,0	33

Como se puede observar en la tabla 11, los materiales con mayor factor de seguridad son el PEEK, Nailon, PC y PLA.

- **OPTIMIZACION LATTICE**

Ahora hay que evaluar los efectos de la tensión y el comportamiento del material en la optimización Lattice. Para ello, se seguirán los mismos pasos que en el caso anterior, obteniendo los resultados de la tensión soportada una vez el cuerpo se ha optimizado y comparándolos mediante un gráfico con el límite elástico de cada material, obteniendo así el material idóneo.

En la tabla 12, se pueden ver los datos obtenidos durante las simulaciones realizadas en el programa Inspire para la optimización Lattice.

Una vez obtenidas las tablas 11 y 12, se procede a crear un diagrama de barras para ver que tensiones son más elevadas y encontrar el mejor optimizado.

Para cerciorarse de cuál es la optimización más recomendable mecánicamente hablando, se van a calcular los factores de seguridad para los valores de la optimización Lattice y se van a comparar con los obtenidos previamente para la O.M.M. La tabla 12 muestra el factor de seguridad para cada material en el modelo.

Tabla 12. Cálculo Factor de Seguridad para Lattice. (fuente propia)

Material	Límite elástico	Tensión Von Mises	Factor Seguridad
ABS	32	7,1	4,6
PLA	55	7,2	7,6
PETG	49	7,0	7
PC	62	7,0	8,9
TPU	37	6,4	5,8
NAILON	75	7,0	10,7
PEEK	100	7,0	14,3

- **COMPARACION DE LAS OPTIMIZACIONES**

Para poder comparar ambas optimizaciones, se va a utilizar el grafico 1, en el que se comparan las tensiones máximas soportadas en cada optimización.

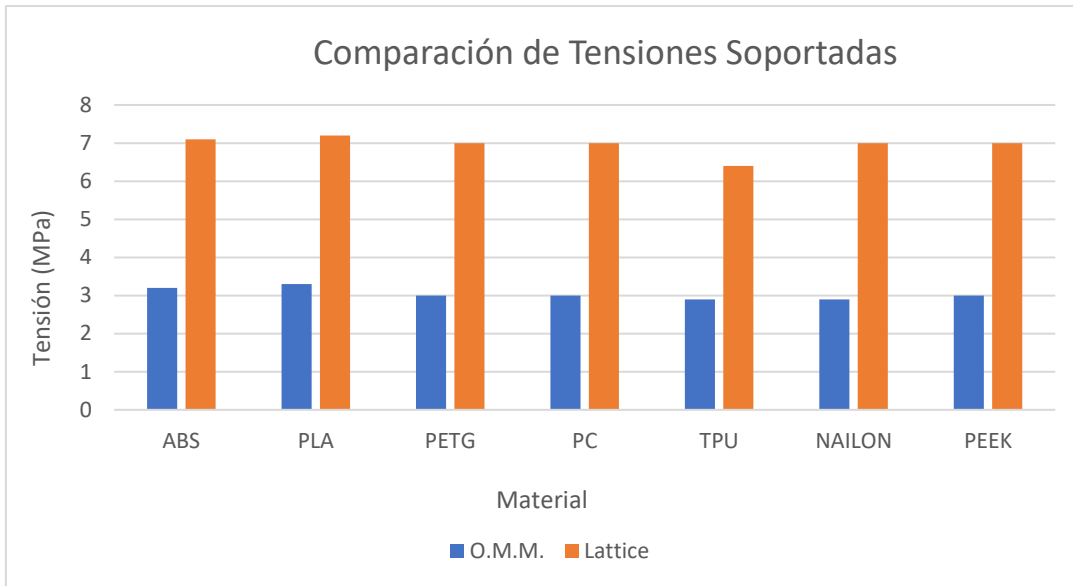


Gráfico 1. Comparación de las tensiones máximas soportadas para ambas optimizaciones. (fuente propia)

Como se puede ver en el gráfico 1, las tensiones soportadas en la optimización por minimización de masa son menores a las soportadas en la optimización Lattice, ya que tiene una menor reducción de masa de la estructura y no optimiza el interior de la misma, por lo que el sobredimensionamiento es mayor y, por tanto, las tensiones de Von Mises máximas en la misma son menores.

Para completar la comparación, se van a contrastar los valores de los factores de seguridad obtenidos en las tablas 11 y 12. Para ello, se va a utilizar el gráfico 2, que muestra los valores de los factores de seguridad para los materiales.

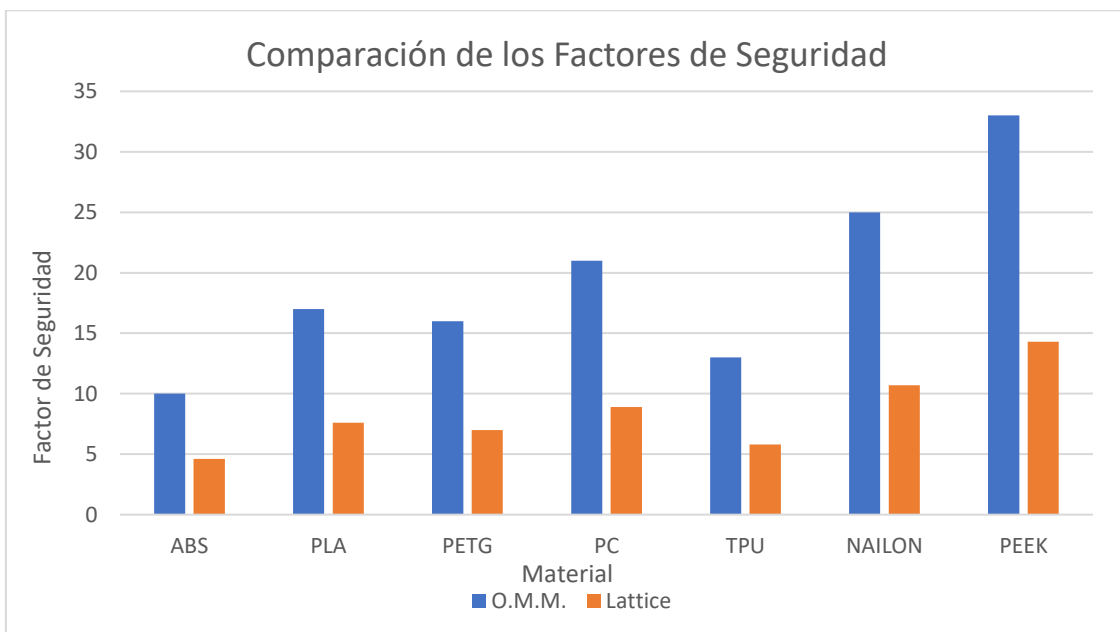


Gráfico 2. Comparación de los Factores de Seguridad para todos los materiales. (fuente propia)

Como se puede observar en el gráfico 2, los valores de los factores de seguridad obtenidos son mayores en la optimización por minimización de masa, por lo que este tipo de optimización es la más recomendada en lo relativo a esta comparación.

5.3.3. ASPECTO ECONÓMICO

El aspecto económico es fundamental en la producción de estos modelos, ya que es otro factor para tener en cuenta en la producción de componentes. De esta manera, se tendrá otro punto de vista para ver si las optimizaciones obtenidas son realmente útiles. Esto se podrá observar en el coste total de producción inicial, es decir, previo a la optimización, y el precio obtenido en el punto final, es decir, en el momento después de la optimización. Para observar el cambio económico, hay que ver la tabla 23 y 24, ubicadas en el Anexo 4, que muestra el precio del material por kilogramo y el coste de producción antes y después de ser optimizado el modelo por cada método.

En el siguiente gráfico, se va a mostrar el coste de fabricación de cada optimización para cada uno de los respectivos materiales (gráfico 3).

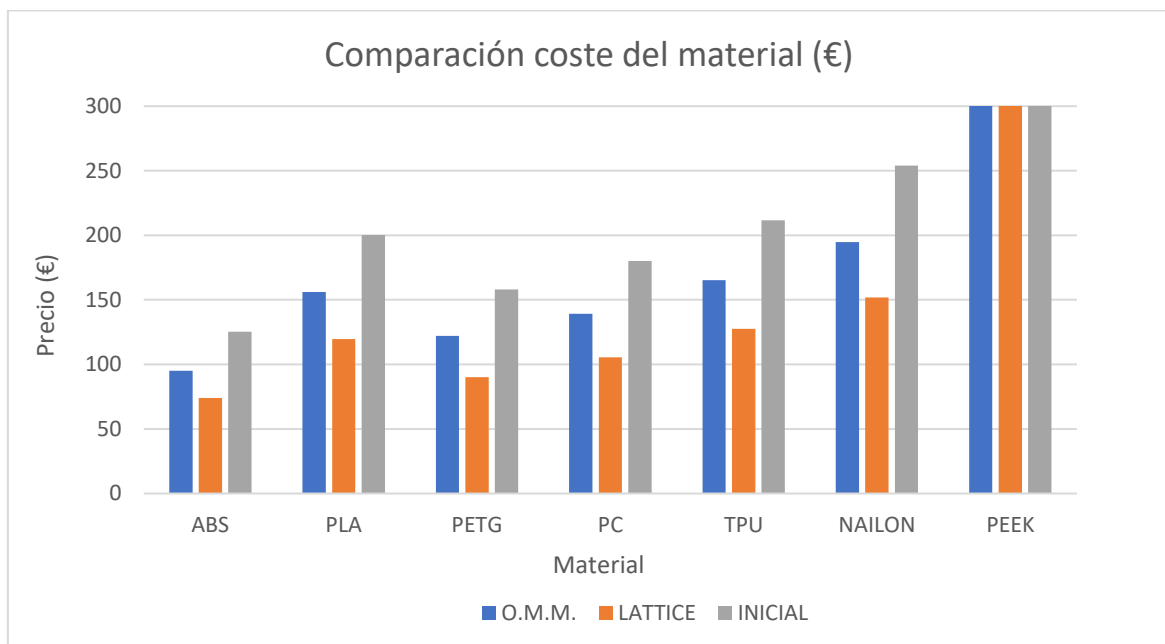


Gráfico 3. Comparación de precios de producción para cada material. (fuente propia) *

(*) en el caso del PEEK, la barra corta en 300 porque el coste real es de 2496€ para el Lattice, 3276 para la O.M.M y 4264€ para el coste inicial, por lo que se ha escogido el valor de 300 como límite del eje para poder visualizar correctamente en que optimización es más barato producir el modelo en el resto de los materiales propuestos.

Como se puede observar en la gráfica 3, en el caso de la optimización por minimización de masa, el ahorro obtenido en base al precio inicial es de un 25% respecto al coste inicial en todos los materiales, mientras que la optimización Lattice aporta un ahorro económico en todos los materiales de un 40%. Obtenidos todos los datos, se puede ver que en todos los materiales es más barato producir el modelo mediante la optimización Lattice.

5.3.4. RELACIÓN LÍMITE ELÁSTICO Y DENSIDAD

Otro análisis que se va a realizar es la relación que existe entre el límite elástico y la densidad de cada material. Con esta comparación se puede determinar que material tiene mejor relación peso-resistencia en cuestiones de tensión. Para realizar esta comparación, se utilizará la tabla 13, que muestra los valores del límite elástico y de la densidad de cada material.

Tabla 13. Características Límite elástico y densidad de cada material. (fuente Edupack)

Material	Límite Elástico (MPa)	Densidad (g/cm³)	Relación (límite /densidad)
ABS	32	1,05	30,5
PLA	55	1,24	44,4
PETG	49	1,27	38,6
PC	62	1,20	51,6
TPU	37	1,18	31,3
NAILON	75	1,12	67
PEEK	100	1,30	76,9

Como se puede observar en la tabla 13, las relaciones más altas entre límite elástico y densidad se presentan en los siguientes materiales: PEEK, Nailon, PC y PLA, ordenados de mayor a menor. Estas relaciones indican que estos materiales van a tener un mejor comportamiento frente a las cargas impuestas manteniendo un peso de la estructura menor.

5.3.5. TEMPERATURA DE TRABAJO

Por último, se va a evaluar la temperatura de trabajo de cada material, que es la temperatura que va a necesitar alcanzar el extrusor de la impresora para poder fundir el material y así poder depositar las capas de la estructura. Es importante valorarla, ya que varía según el material utilizado. Es importante ajustar la temperatura del extrusor de acuerdo con el material que se va a utilizar, ya que si es demasiado baja las capas no se unen correctamente y si es demasiado alta, el material puede quemarse y crear obstrucciones en el extrusor o deformar las capas impresas. En la tabla 14, se muestran las temperaturas de trabajo de cada material.

Tabla 14. Tabla con las temperaturas de transición vítrea de cada material. (fuente Geeetech y Sunlu)

Material	Temperatura de trabajo (°C)
ABS	240
PLA	210
PETG	220
PC	275
TPU	220
NAILON	230
PEEK	385

Como se puede observar en la tabla 14, los valores más bajos de temperatura de fusión corresponden al PLA, TPU y PETG. Estos materiales son los más rentables económicamente, ya que son los materiales que menos energía necesitan para poder alcanzar el punto de fusión.

5.3.6. COMPARACIÓN DE MATERIALES

Una vez realizadas las optimizaciones para todos los materiales y todos los aspectos que se van a tener en cuenta para la elección del tipo de optimización y el material que se va a escoger, se va a discutir cuáles son los mejores materiales para la producción del modelo y cuál es la mejor optimización para producirlo. Para ello, se va a utilizar la tabla 15, que muestra una puntuación de los aspectos evaluados para cada material.

Tabla 15. Comparación de los materiales. (fuente propia)

Material	Facilidad de impresión	Reducción de masa	Soporte de tensiones	Precio	Resumen
ABS	8	10	5	10	8,3
PLA	9	10	8	8	8,8
PETG	8	10	6	9	8,3
TPU	3	10	6	8	6,8
PC	6	10	8	8	8
NAILON	3	10	9	7	7,3
PEEK	6	10	10	0	6,5

Como se puede observar en la tabla 15, la elección se reduce a PLA, PETG, PC y ABS, que superan la calificación mínima de 8,0. Impuesta inicialmente. Como se ha ido mencionando a lo largo del trabajo, estos materiales son bastante parecidos en cuanto a densidad, propiedades mecánicas y precio, pero en todos los criterios analizados, el PLA ha obtenido puntuaciones destacadas y un resultado final mayor al resto de materiales, por lo tanto, este va a ser el material escogido para la producción del prototipo.

Por otro lado, el tipo de optimización escogido para la fabricación del modelo es la optimización Lattice, ya que tanto económicamente como en términos de ahorro de masa es la más eficiente. En este caso, las tensiones no son un factor determinante para la elección, ya que el modelo está sobredimensionado, con factores de seguridad muy altos en ambos casos.

5.4. FABRICACIÓN

Una vez colocados los parámetros de impresión y aplicadas las acciones previas a la impresión, se activa la fabricación del modelo.

Una vez terminada la impresión, el modelo resultante unido a los materiales de soporte es el mostrado en la figura 58.



Figura 58. Dron impreso con material de soportes. (fuente propia)

El siguiente paso a realizar es la eliminación de los materiales de soporte. Para ello, se utilizarán unos alicates para poder quitarlos, pero prestando atención de no dañar la estructura base. Una vez quitados, el modelo se muestra en la figura 59.



a) Parte superior

b) Parte inferior

Figura 59. Dron impreso sin material de soporte. (fuente propia)

Como se puede ver en la figura 59, el modelo estructuralmente es correcto, ya que mantiene la misma forma que el modelo buscado, pero se pueden apreciar diferentes errores, mencionados a continuación:

- La superficie superior tiene un grado de calidad válido, pero se pueden observar los escalones de las capas, por lo que haría falta un tratamiento para convertir toda la superficie superior en una superficie lisa. El tratamiento de posprocesado propuesto para solucionarlo es lijar la superficie hasta dejarla pulida. (figura 60)



Figura 60. Superficie superior del dron ampliada. (fuente propia)

- La superficie inferior tiene muchos defectos en comparación al resto del modelo. Se debe principalmente a que es la superficie que está en contacto con las estructuras de soporte, por lo que se necesita un tratamiento de posprocesado para poder pulir la superficie. En este caso, puesto que hay restos del material de soporte, el tratamiento propuesto es el lijado, para así eliminar el material sobrante y dejar toda la superficie pulida. También se puede considerar el granallado, ya que elimina material, por lo que es otra opción válida, pero menos económica. (figura 61)



Figura 61. Superficie inferior del dron ampliada. (fuente propia)

- Hay una distorsión de las dimensiones, ya que el modelo debería medir 25,5 mm de longitud y, en la medición realizada con un calibre, el resultado es de 24,1 mm, lo que indica una distorsión negativa de un 5,5 % respecto a la longitud de la medida original. A su vez, el ancho del fuselaje debería medir 10 mm y, con la medida obtenida con el calibre, se ha obtenido una longitud de 9,4 mm, lo que indica una distorsión de un 6%. La última medida que se ha tomado ha sido el alto del fuselaje, que debería medir 23,5 mm y, el calibre da un resultado de 22,3 mm, lo que indica una disminución de la medida de un 5,6%. Todas estas pruebas indican que la estructura se reduce en torno a un 5,7% en general, algo que hay que tener en cuenta a la hora de dimensionar la estructura.

6. CONCLUSIONES

En este Trabajo de Fin de Grado se ha modelado un dron mediante el uso de tecnologías CAD para poder realizar dos tipos de optimizaciones en lo relativo al diseño, buscando encontrar la configuración óptima para la producción del modelo por tecnología FDM para trabajar en unas condiciones de contorno específicas. Para ello se ha utilizado la optimización de minimización de masa y la optimización Lattice. Además, se ha realizado una comparativa en términos económicos, mecánicos y de reducción de masa. Todo ello se ha realizado en siete diferentes ensayos con siete materiales diferentes, entre los que se ha escogido el material óptimo para la producción de dicho modelo. Por último, se ha fabricado satisfactoriamente el modelo a escala en una impresora 3D para poder observar los posibles fallos que se generan en la producción a partir de este método.

Las principales conclusiones obtenidas son:

- Para la reducción del peso del modelo, se han obtenido mejores resultados en la optimización Lattice, reduciendo en un 20% más la masa de la estructura en comparación a la otra metodología de optimización.
- En el aspecto económico, debido a que la optimización Lattice requiere de menos cantidad de material, ahorrando un 15% más que en la optimización por minimización de masa y los tratamientos de posprocesado de las estructuras son similares, el tipo de optimización más rentable es la optimización Lattice.
- En el aspecto de tensiones y factor de seguridad del conjunto, se presentan unas mejores prestaciones en la optimización por minimización de masa, superando por un 50% el factor de seguridad de la optimización Lattice y reduciendo las tensiones soportadas en un 50%. Esto se asocia a una menor optimización en masa de la estructura. Puesto que el factor de seguridad es muy elevado en ambas configuraciones, no se puede considerar un factor determinante a la hora de efectuar la selección.
- En la elección del material óptimo, destacan tanto el PLA, PETG, PC y ABS, puesto que tienen propiedades similares, pero el material escogido para realizar el proyecto es el PLA, que presenta la mejor puntuación en el método de factores ponderados llevado a cabo.
- En lo relativo a la fabricación, una vez definido unos parámetros específicos para realizar la producción, se puede ver que la impresión es correcta en términos de dimensiones, ya que la superficie se ha reducido un 5,5 %. Por otro lado, se ha

demostrado la necesidad de tratamientos de posprocesado, ya que la calidad superficial de las piezas es mejorable.

BIBLIOGRAFIA

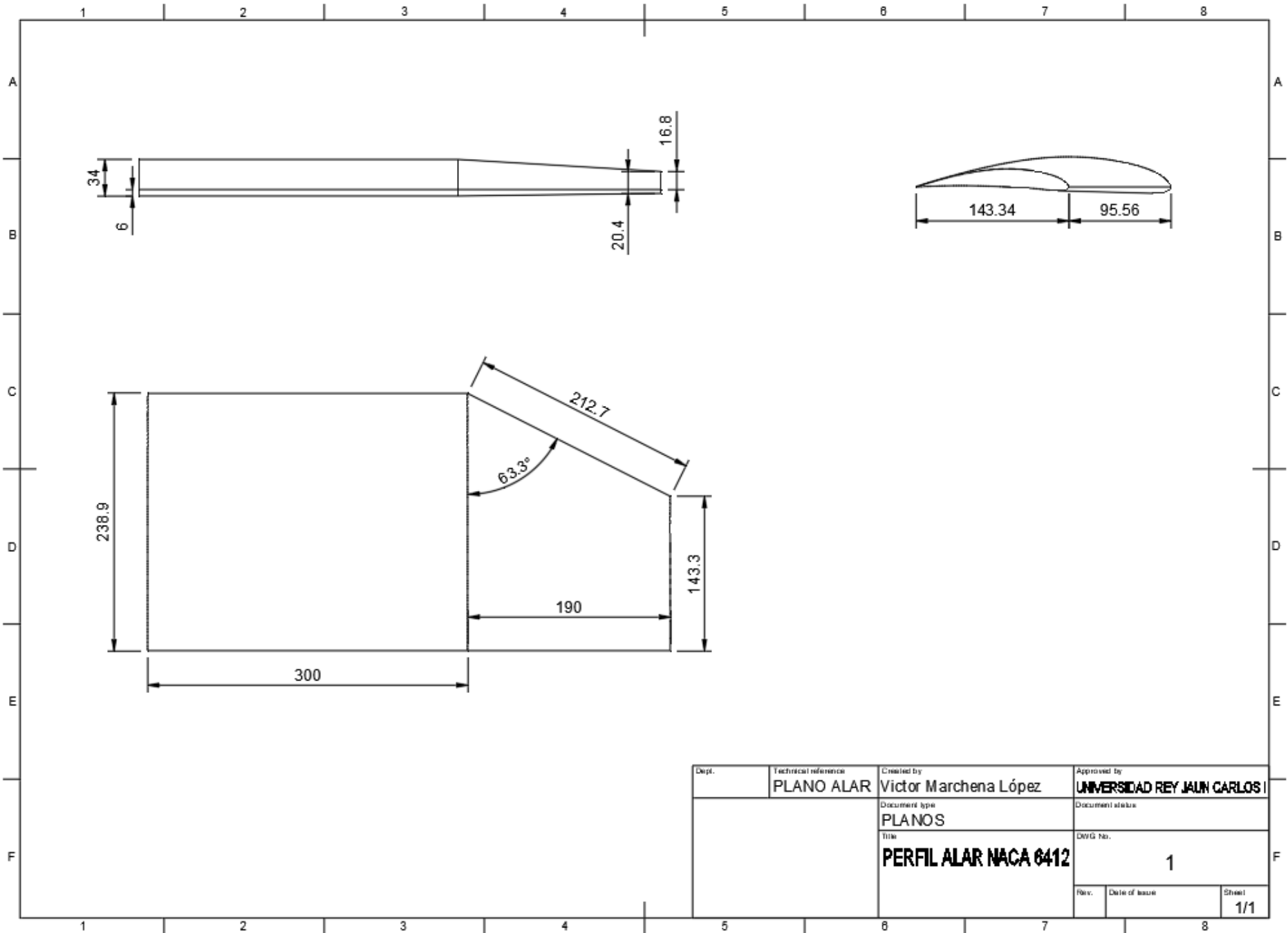
- [1] V. Prisacariu, «THE HISTORY AND THE EVOLUTION OF UAVs FROM THE BEGINNING TILL THE 70s», *J. Def. Resour. Manag. JoDRM*, vol. 8, n.º 1, pp. 181-189, 2017.
- [2] G. L. Goh *et al.*, «Fabrication of design-optimized multifunctional safety cage with conformal circuits for drone using hybrid 3D printing technology», *Int. J. Adv. Manuf. Technol.*, vol. 120, n.º 3, pp. 2573-2586, may 2022, doi: 10.1007/s00170-022-08831-y.
- [3] «FDM 3D printing technology in manufacturing composite elements». <https://www.infona.pl/resource/bwmeta1.element.baztech-09aa96d2-9dc4-4cae-bd09-e57b2cc16e66> (accedido 30 de mayo de 2023).
- [4] T. Wohlers y T. Gornet, «History of additive manufacturing», 2016.
- [5] R. Ranjan, D. Kumar, M. Kundu, y S. Chandra Moi, «A critical review on Classification of materials used in 3D printing process», *Mater. Today Proc.*, vol. 61, pp. 43-49, ene. 2022, doi: 10.1016/j.matpr.2022.03.308.
- [6] A. Bandyopadhyay y S. Bose, *Additive Manufacturing, Second Edition*. CRC Press, 2019.
- [7] T. Swetham, K. M. M. Reddy, y A. Huggi, «A Critical Review on of 3D Printing Materials and Details of Materials used in FDM».
- [8] W. Oropallo y L. A. Piegł, «Ten challenges in 3D printing», *Eng. Comput.*, vol. 32, n.º 1, pp. 135-148, ene. 2016, doi: 10.1007/s00366-015-0407-0.
- [9] P. Kyratsis, A. Manavis, y J. P. Davim, *Computational Design and Digital Manufacturing*. Springer Nature, 2023.
- [10] I. Karakurt y L. Lin, «3D printing technologies: techniques, materials, and post-processing», *Curr. Opin. Chem. Eng.*, vol. 28, pp. 134-143, jun. 2020, doi: 10.1016/j.coche.2020.04.001.
- [11] A. C. Mckinnon, «The Possible Impact of 3D Printing and Drones on Last-Mile Logistics: An Exploratory Study», *Built Environ.*, vol. 42, n.º 4, pp. 617-629, dic. 2016, doi: 10.2148/benv.42.4.617.
- [12] P. Shepherd y C. Williams, «Shell Design Considerations for 3D Printing with Drones», *Proc. IASS Annu. Symp.*, vol. 2017, n.º 23, pp. 1-10, sep. 2017.
- [13] J. Mai, L. Zhang, F. Tao, y L. Ren, «Customized production based on distributed 3D printing services in cloud manufacturing», *Int. J. Adv. Manuf. Technol.*, vol. 84, n.º 1, pp. 71-83, abr. 2016, doi: 10.1007/s00170-015-7871-y.
- [14] R. S. Zagidullin, N. I. Zezin, y N. V. Rodionov, «Improving the quality of FDM 3D printing of UAV and aircraft parts and assemblies by parametric software changes», *IOP Conf. Ser. Mater. Sci. Eng.*, vol. 1027, n.º 1, p. 012031, ene. 2021, doi: 10.1088/1757-899X/1027/1/012031.

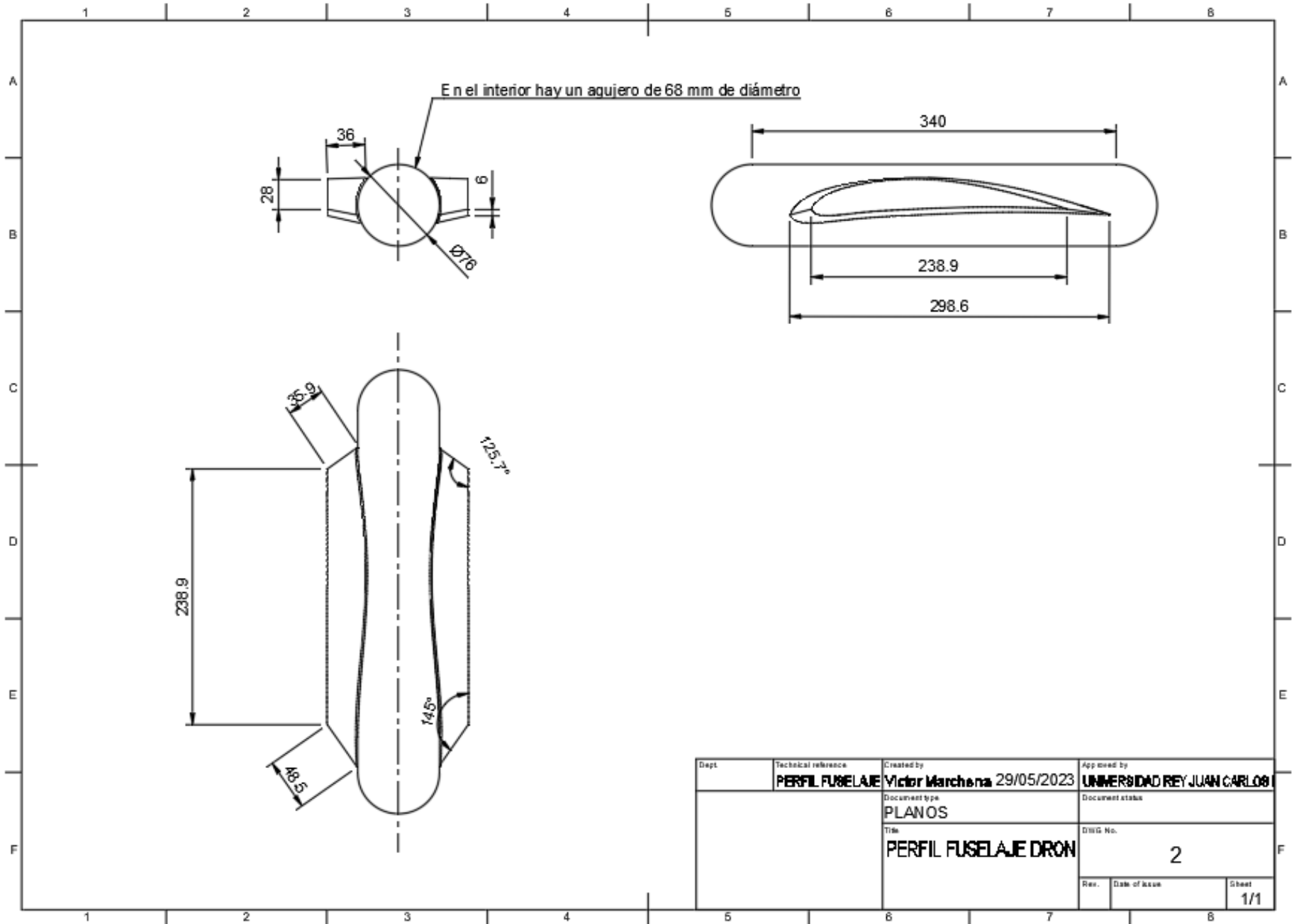
- [15] P. Mangum, Z. Fisher, K. D. Cooksey, D. Mavris, E. Spero, y J. W. Gerdes, «An Automated Approach to the Design of Small Aerial Systems Using Rapid Manufacturing», presentado en ASME 2015 International Design Engineering Technical Conferences and Computers and Information in Engineering Conference, American Society of Mechanical Engineers Digital Collection, ene. 2016. doi: 10.1115/DETC2015-47786.
- [16] M. Doshi, A. Mahale, S. Kumar Singh, y S. Deshmukh, «Printing parameters and materials affecting mechanical properties of FDM-3D printed Parts: Perspective and prospects», *Mater. Today Proc.*, vol. 50, pp. 2269-2275, ene. 2022, doi: 10.1016/j.matpr.2021.10.003.
- [17] S. Hwang, E. I. Reyes, K. Moon, R. C. Rumpf, y N. S. Kim, «Thermo-mechanical Characterization of Metal/Polymer Composite Filaments and Printing Parameter Study for Fused Deposition Modeling in the 3D Printing Process», *J. Electron. Mater.*, vol. 44, n.º 3, pp. 771-777, mar. 2015, doi: 10.1007/s11664-014-3425-6.
- [18] S. Giurgea, D. Fodorean, G. Cirrincione, A. Miraoui, y M. Cirrincione, «Multimodel Optimization Based on the Response Surface of the Reduced FEM Simulation Model With Application to a PMSM», *IEEE Trans. Magn.*, vol. 44, n.º 9, pp. 2153-2157, sep. 2008, doi: 10.1109/TMAG.2008.2000497.
- [19] R. Masoudi Nejad, «Using three-dimensional finite element analysis for simulation of residual stresses in railway wheels», *Eng. Fail. Anal.*, vol. 45, pp. 449-455, oct. 2014, doi: 10.1016/j.engfailanal.2014.07.018.
- [20] H. N. Murrow y C. V. Eckstrom, «Drones for Aerodynamic and Structural Testing (DAST) - A Status Report», *J. Aircr.*, vol. 16, n.º 8, pp. 521-526, 1979, doi: 10.2514/3.58558.
- [21] P. S. Hermoso, «Análisis estructural del ala de una aeronave tilt-rotor en material compuesto».
- [22] V. Patel, K. Nikam, S. Dikshit, M. Agarwalla, y C. Zagade, «Propeller Design and Optimization for Drones», en *Recent Advances in Operations Management Applications*, A. Sachdeva, P. Kumar, O. P. Yadav, y M. Tyagi, Eds., en *Lecture Notes in Mechanical Engineering*. Singapore: Springer Nature, 2022, pp. 411-424. doi: 10.1007/978-981-16-7059-6_31.
- [23] D. Bourell *et al.*, «Materials for additive manufacturing», *CIRP Ann.*, vol. 66, n.º 2, pp. 659-681, ene. 2017, doi: 10.1016/j.cirp.2017.05.009.
- [24] R. Patel, C. Desai, S. Kushwah, y M. H. Mangrola, «A review article on FDM process parameters in 3D printing for composite materials», *Mater. Today Proc.*, vol. 60, pp. 2162-2166, ene. 2022, doi: 10.1016/j.matpr.2022.02.385.

- [25] «Special materials used in FDM rapid prototyping technology application | IEEE Conference Publication | IEEE Xplore». <https://ieeexplore.ieee.org/abstract/document/6249805> (accedido 30 de mayo de 2023).
- [26] B. C. Arce y J. V. Costa, «Disseño de un dron mediante técnicas CFD».
- [27] «205135022UTFSM.pdf». Accedido: 3 de julio de 2023. [En línea]. Disponible en: <https://repositorio.usm.cl/bitstream/handle/11673/52634/205135022UTFSM.pdf?sequence=1&isAllowed=y>
- [28] R. Melnikova, A. Ehrmann, y K. Finsterbusch, «3D printing of textile-based structures by Fused Deposition Modelling (FDM) with different polymer materials», *IOP Conf. Ser. Mater. Sci. Eng.*, vol. 62, n.º 1, p. 012018, ago. 2014, doi: 10.1088/1757-899X/62/1/012018.

ANEXO 1

PLANOS DEL DRON





ANEXO 2

IMÁGENES DE SIMULACIONES DE

TODOS LOS MATERIALES

Tabla 16. Imágenes correspondientes a las simulaciones con ABS.

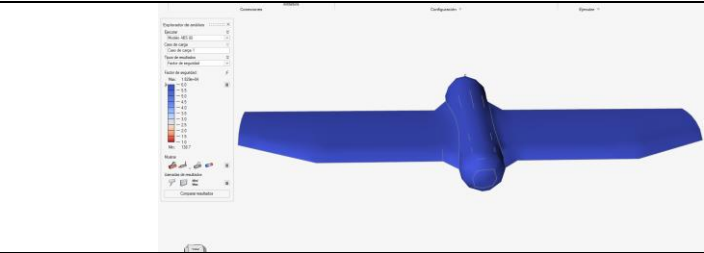
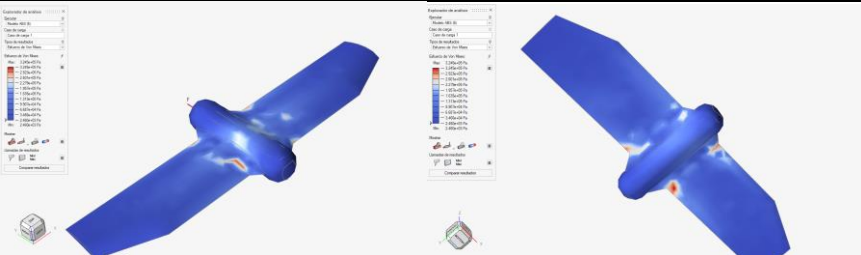
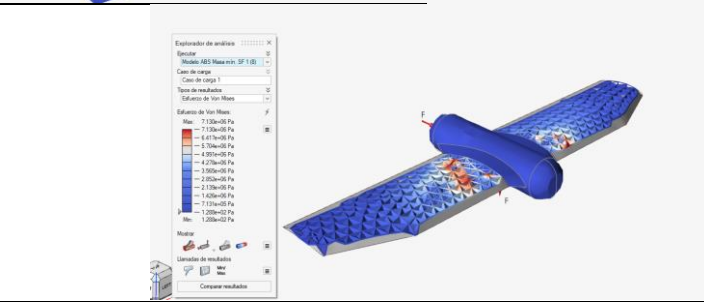
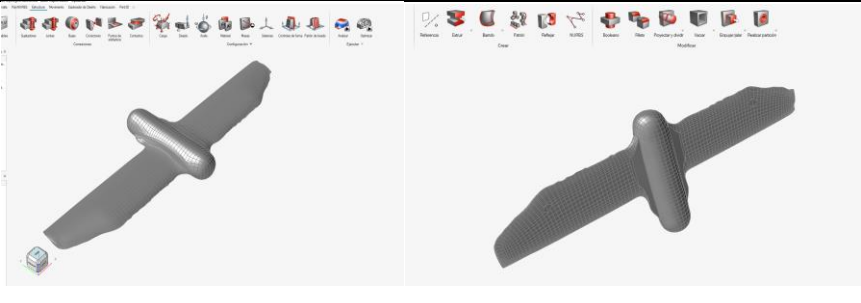
<p>Porcentaje de Fluencia</p>	
<p>Tensiones de Von Mises O.M.M.</p>	
<p>Tensiones de Von Mises Lattice</p>	
<p>Modelo Optimizado</p>	

Tabla 17. Tabla con figuras de las simulaciones correspondientes al PLA.

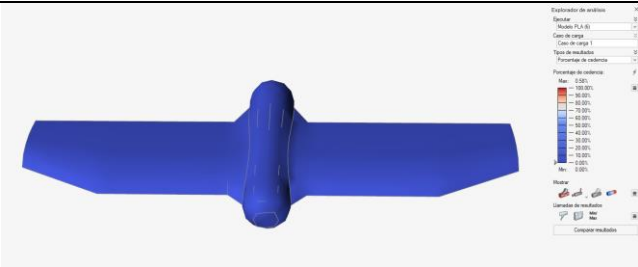
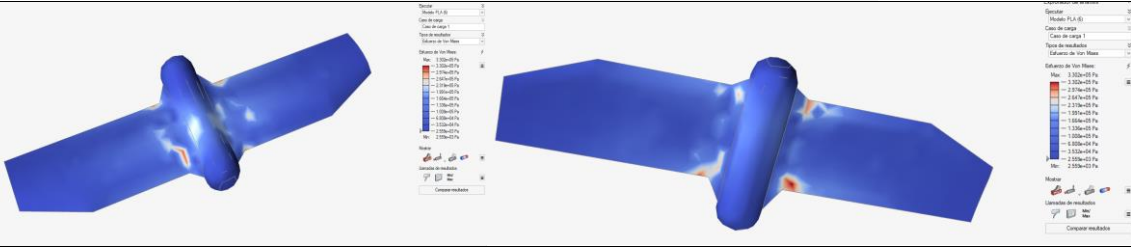
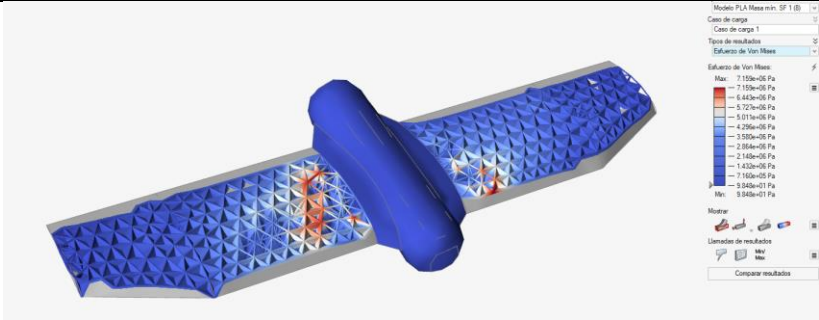
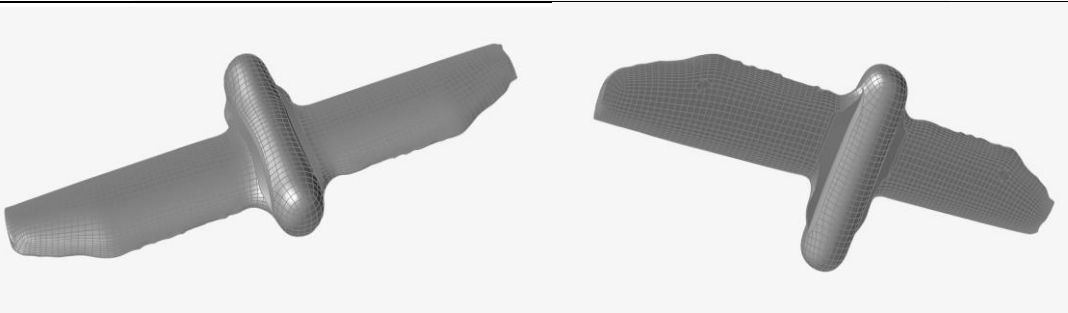
<p>Porcentaje de Fluencia</p>	
<p>Tensiones de Von Mises O.M.M.</p>	
<p>Tensiones de Von Mises Lattice</p>	
<p>Modelo Optimizado</p>	

Tabla 18. Tabla con figuras de las simulaciones correspondientes al PETG.

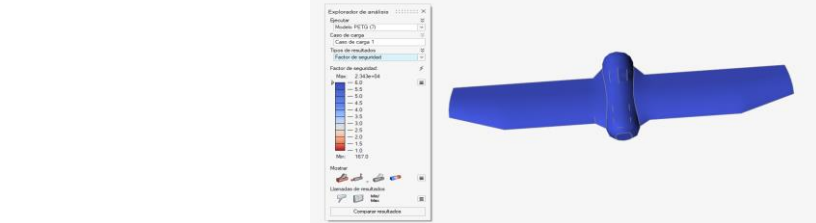
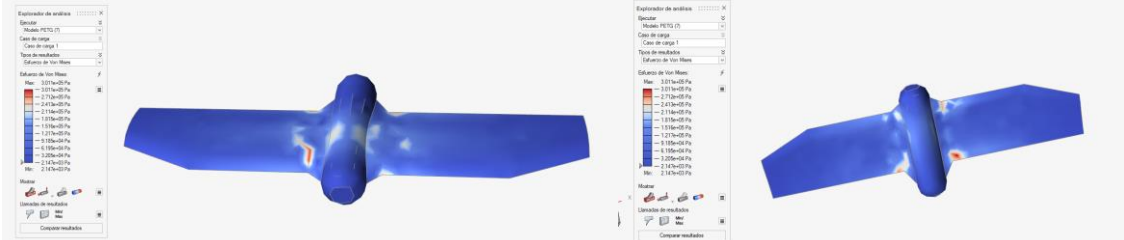
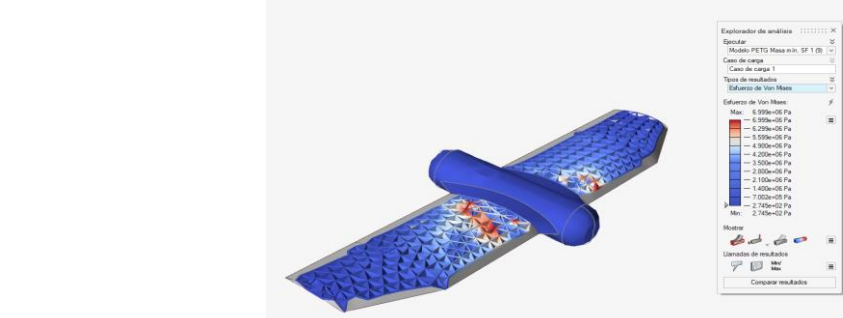
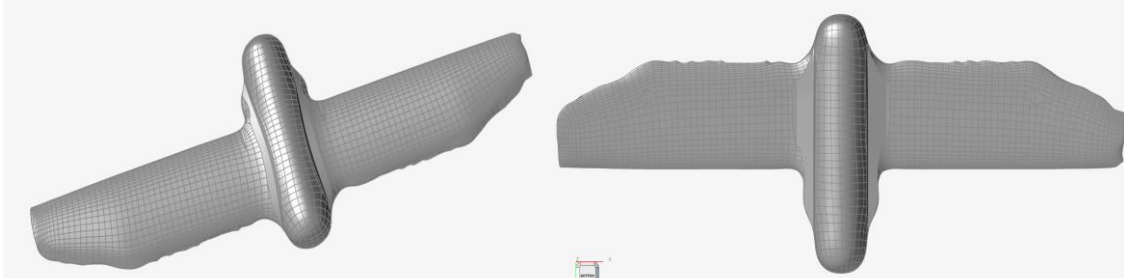
<p>Porcentaje de Fluencia</p>	
<p>Tensiones de Von Mises O.M.M.</p>	
<p>Tensiones de Von Mises Lattice</p>	
<p>Modelo Optimizado</p>	

Tabla 19. Tabla con figuras de las simulaciones correspondientes al PC.

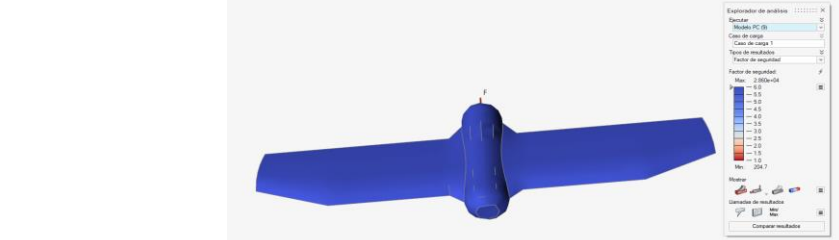
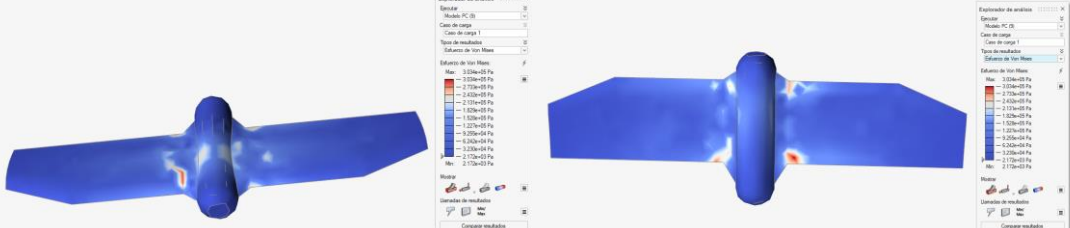

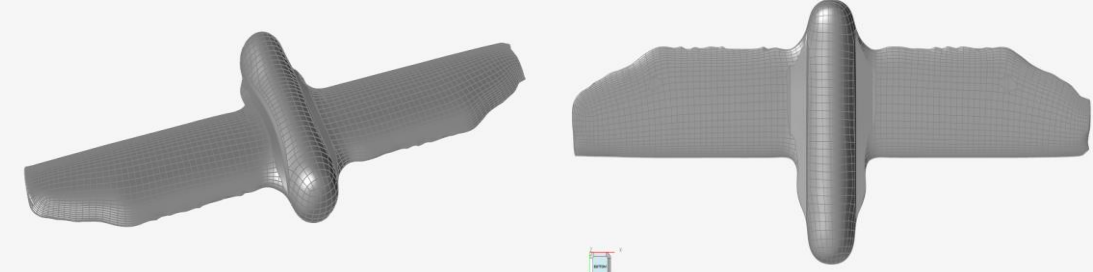
<p>Porcentaje de Fluencia</p>	
<p>Tensiones de Von Mises O.M.M.</p>	
<p>Tensiones de Von Mises Lattice</p>	
<p>Modelo Optimizado</p>	

Tabla 20. Tabla con figuras de las simulaciones correspondientes al TPU.


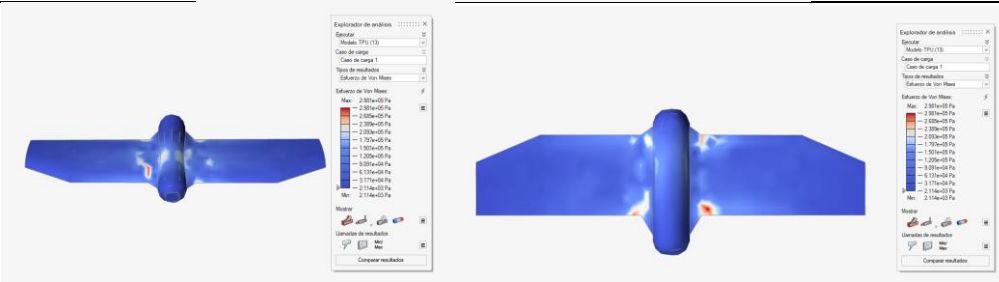
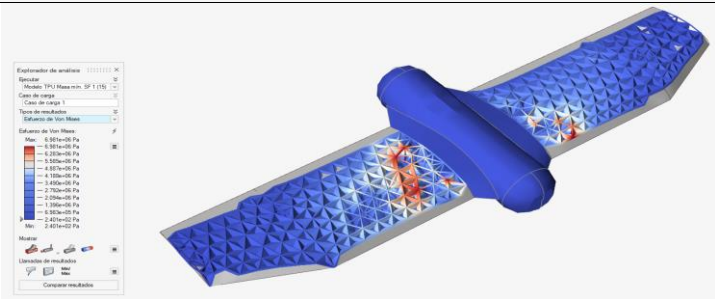
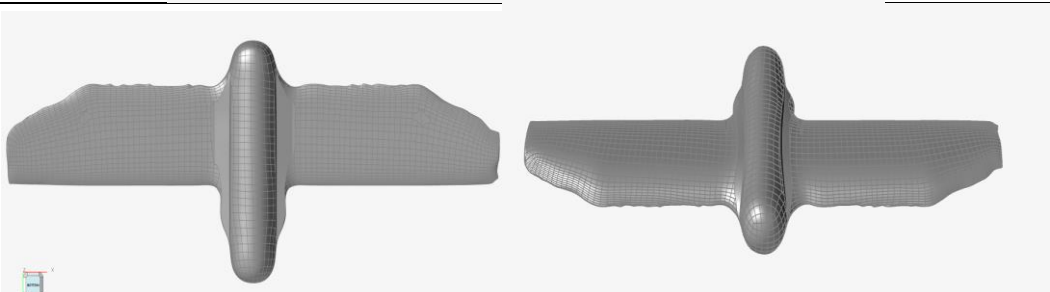
<p>Porcentaje de Fluencia</p>	
<p>Tensiones de Von Mises O.M.M.</p>	
<p>Tensiones de Von Mises Lattice</p>	
<p>Modelo Optimizado</p>	

Tabla 21. Tabla con figuras de las simulaciones correspondientes al Nailon.

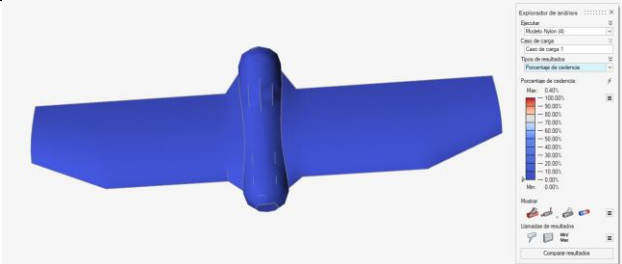
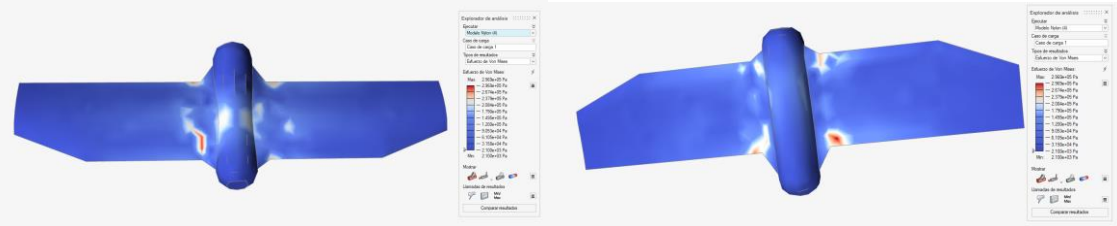
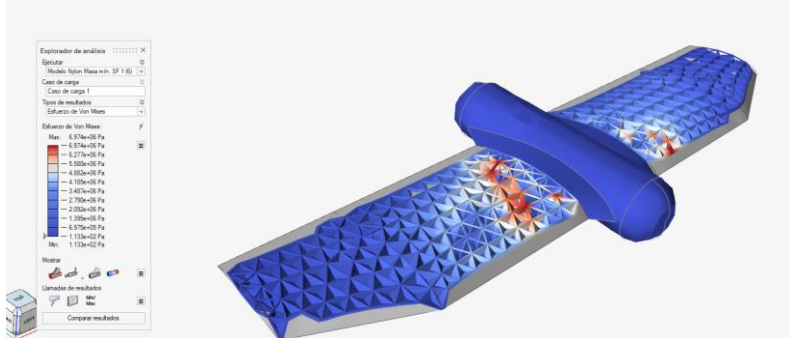
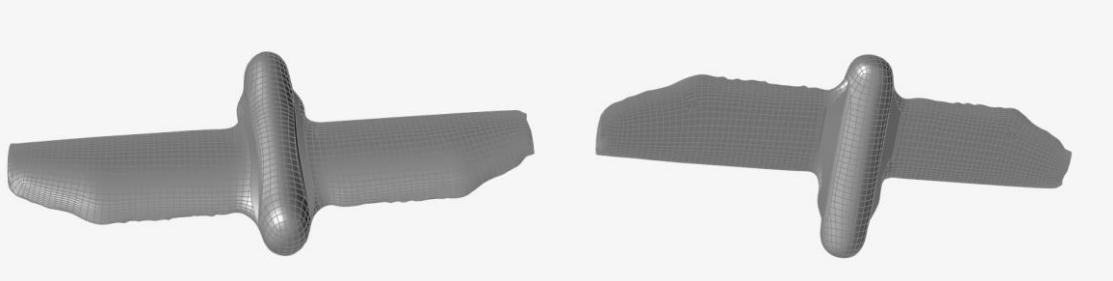
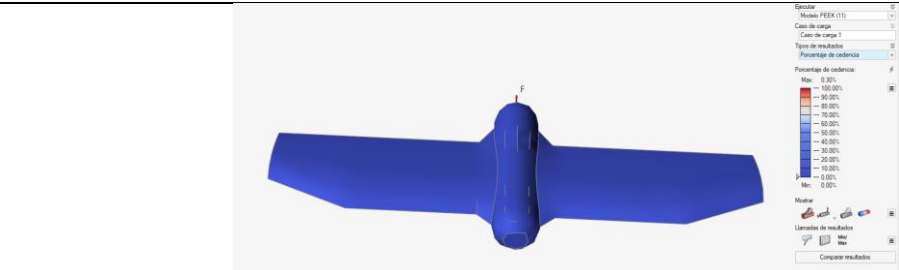
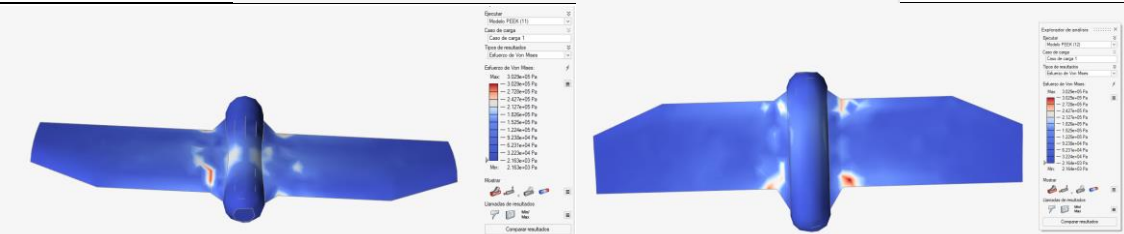
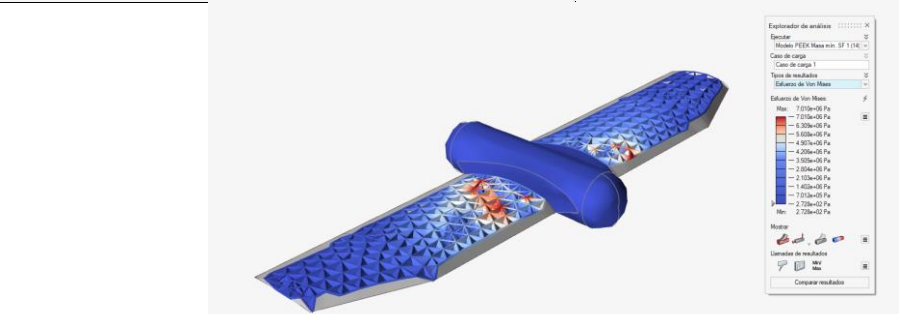
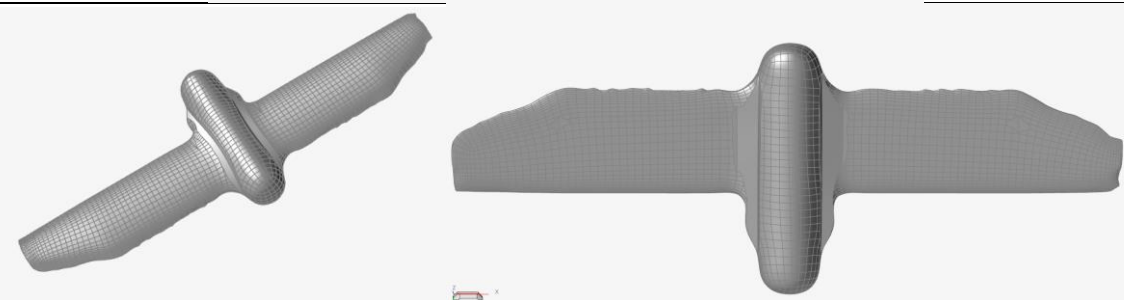
<p>Porcentaje de Fluencia</p>	
<p>Tensiones de Von Mises O.M.M.</p>	
<p>Tensiones de Von Mises Lattice</p>	
<p>Modelo Optimizado</p>	

Tabla 22. Tabla con figuras de las simulaciones correspondientes al PEEK.

<p>Porcentaje de Fluencia</p>	
<p>Tensiones de Von Mises O.M.M.</p>	
<p>Tensiones de Von Mises Lattice</p>	
<p>Modelo Optimizado</p>	

ANEXO 3

CARACTERÍSTICAS DE LOS MATERIALES

ABS (extrusion)

General information

Designation

Acrylonitrile Butadiene Styrene (Extrusion)

Tradenames

4Lac; Abistir; Abscom; Absolac; Abstron; Accucomp; Alcolor; Alcom; Allen; Alperform; Altech; Anjacom; API; Ashlene; Astalac; Badalac; Bapolene; Bulksam; Carbo-Rite; Certene; Cevian; Cevian-V; Cheng; Claradex; Clariant; Colorfast; Colorry; Cp Pryme; Cycolac; Delta; Denka; Diamond; Dynacom; Edgetek; Electrafil; Elix; Encom; Encore; Enviroplas; Epimax; Epitec; Epival; Estadiene; Evosource; Excelloy; Faralloy; Frabs; Ghaed; Gppc; Hifill; Hival; Hylac; I. Stern; Isopak; Jackdaw; Jamplast; Kaneka; Kingfa; Kralastic; Kumho; Kumhosunny; LG; Lnp

Stat-Loy; Lumiplas; Lustran; Magnum; Malecca; Mar-Pol; MBA; Micholac; Neftekhim; Next; Next Signature; Nexus; Nilac; Novakral; Novalloy-E; Novodur; Omnitech; Permastat; Plaslube; Polifil; Polimaxx; Polyabs; Poly-Elek; Polyflam; Polylac; Polyln; Polyman; Ponacom; Pre-Elec; Primaflex; Proquinal; Prumo; Radial;

Typical uses

Safety helmets, camper tops, automotive instrument panels and other interior components, pipe fittings, home-security devices and housings for small appliances, communications equipment, business machines,

plumbing hardware, automobile grilles, wheel covers, mirror housings, refrigerator liners, luggage shells, tote trays, mower shrouds, boat hulls, large components for recreational vehicles, weather seals, glass

Included in Materials Data for Simulation



Materials Data for Simulation name

Plastic, ABS

Composition overview

Compositional summary

Block terpolymer of acrylonitrile (15-35%), butadiene (5-30%), and Styrene (40-60%).

Material family	Plastic (thermoplastic, amorphous)
Base material	ABS (Acrylonitrile butadiene styrene)
Polymer code	ABS

Composition detail (polymers and natural materials)

Polymer	100	%
---------	-----	---

Price

Price	* 15,2	- 22,2	EUR/kg
Price per unit volume	* 1,55e3	- 2,4e3	EUR/m ³

Physical properties

Density	1,02e3	- 1,08e3	kg/m ³
---------	--------	----------	-------------------

ABS (extrusion)

Mechanical properties

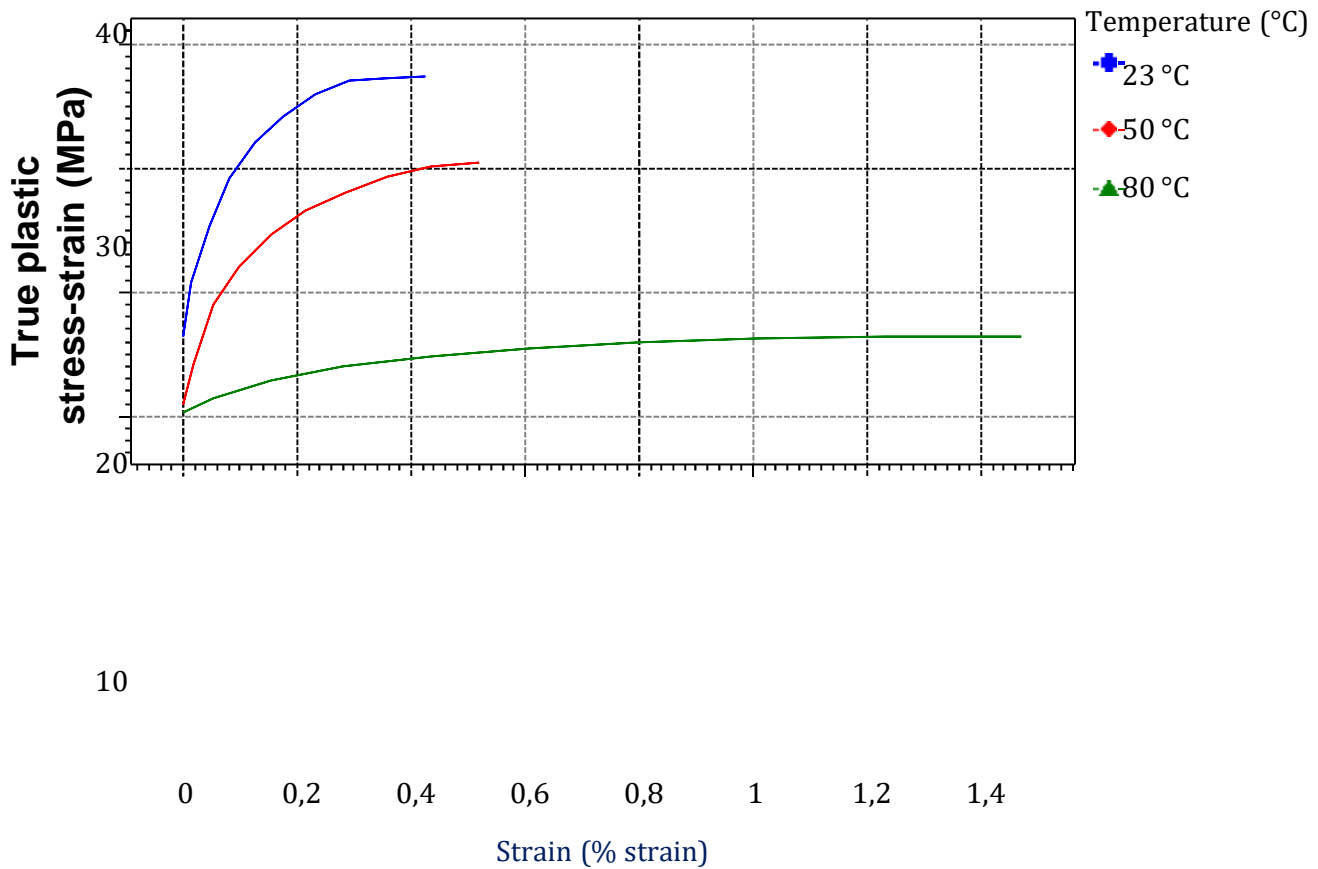
Young's modulus

2 - 2,9 GPa

ABS (extrusion)

Specific stiffness	1,9	-	2,77	MN.m/kg
Yield strength (elastic limit)	29,6	-	44,1	MPa
Tensile strength	30	-	50	MPa
Specific strength	28,2	-	42,1	kN.m/kg
Elongation	20	-	100	% strain
True plastic stress-strain	30,3			MPa

Parámetros: Strain = 0,1% strain, Temperature = 23°C



Compressive modulus	1,03	-	2,68	GPa
Compressive strength	* 35,9	-	69	MPa
Flexural modulus	1,2	-	2,8	GPa
Flexural strength (modulus of rupture)	40	-	80	MPa
Shear modulus	* 0,319	-	1,03	GPa
Bulk modulus	* 2,76	-	2,9	GPa
Poisson's ratio	0,394	-	0,422	
Shape factor	6			

ABS (extrusion)

Hardness - Vickers	* 9	- 13	HV
Hardness - Rockwell M	* 54	- 60	
Hardness - Rockwell R	75	- 115	
Elastic stored energy (springs)	182	- 403	kJ/m ³
Fatigue strength at 10 ⁷ cycles	* 12	- 20	MPa

Impact & fracture properties

Fracture toughness	1,9	- 2,1	MPa.m ^{0.5}
Toughness (G)	1,35	- 2,04	kJ/m ²
Impact strength, notched 23 °C	7,9	- 63	kJ/m ²
Impact strength, notched -30 °C	5,44	- 12,1	kJ/m ²

ABS (extrusion)

Impact strength, unnotched 23 °C	108	-	130	kJ/m ²
Impact strength, unnotched -30 °C	66,7	-	80	kJ/m ²

Thermal properties

Glass temperature	88	-	120	°C
Heat deflection temperature 0.45MPa	77	-	113	°C
Heat deflection temperature 1.8MPa	77	-	104	°C
Vicat softening point	91	-	111	°C
Maximum service temperature	* 62	-	77	°C
Minimum service temperature	-45	-	-35	°C
Thermal conductivity	* 0,226	-	0,235	W/m.°C
Specific heat capacity	1,39e3	-	1,41e3	J/kg.°C
Thermal expansion coefficient	108	-	234	µstrain/°C
Thermal shock resistance	60,5	-	147	°C
Thermal distortion resistance	* 9,83e-4	-	0,00213	MW/m

Electrical properties

Electrical resistivity	3,3e21	-	3e22	µohm.cm
Electrical conductivity	5,75e-21	-	5,22e-20	%IACS
Dielectric constant (relative permittivity)	2,8	-	3,2	
Dissipation factor (dielectric loss tangent)	0,003	-	0,006	
Dielectric strength (dielectric breakdown)	13,8	-	19,7	MV/m
Comparative tracking index	400	-	600	V

Magnetic properties

Magnetic type	Non-magnetic
---------------	--------------

Optical, aesthetic and acoustic properties

Transparency	Opaque
Acoustic velocity	1,37e3 - 1,67e3 m/s
Mechanical loss coefficient (tan delta)	* 0,0138 - 0,0446

Healthcare & food

Food contact	Yes
--------------	-----

Restricted substances risk indicators

RoHS 2 (EU) compliant grades?	✓
-------------------------------	---

ABS (extrusion)

REACH Candidate List indicator (0-1, 1 = high risk)	0,02
---	------

Notes

May contain restricted (wt%): UV-stabilizer up to 2%	0,03
--	------

SIN List indicator (0-1, 1 = high risk)

Notes

May contain restricted (wt%): Anti-oxidant up to 1%, UV-stabilizer up to 2%

ABS (extrusion)

Critical materials risk

Contains >5wt% critical elements?	No
-----------------------------------	----

Absorption & permeability

Water absorption @ 24 hrs	0,2	-	0,45	%
Water vapor transmission	2,04	-	3,2	g.mm/m ² .day
Permeability (O ₂)	47,3	-	78,5	cm ³ .mm/m ² .day.at m
Permeability (CO ₂)	209	-	344	cm ³ .mm/m ² .day.at m
Permeability (N ₂)	6,67	-	13,5	cm ³ .mm/m ² .day.at m

Processing properties

Polymer injection molding	Excellent			
Polymer extrusion	Excellent			
Polymer thermoforming	Excellent			
Linear mold shrinkage	0,4	-	0,7	%
Melt temperature	177	-	260	°C
Mold temperature	50	-	70	°C
Molding pressure range	* 55	-	172	MPa

Durability

Water (fresh)	Excellent			
Water (salt)	Excellent			
Weak acids	Excellent			
Strong acids	Limited use			
Weak alkalis	Acceptable			
Strong alkalis	Excellent			
Organic solvents	Unacceptable			
Oxidation at 500C	Unacceptable			
UV radiation (sunlight)	Poor			
Flammability	Highly flammable			
Oxygen index	18	-	20	%

Primary production energy, CO₂ and water

Embodied energy, primary production (virgin grade)	91,5	-	101	MJ/kg
--	------	---	-----	-------

Sources

ABS (extrusion)

92.2 MJ/kg (PlasticsEurope, 2017); 100 MJ/kg (Ecoinvent v3.7.1)

Embodied energy, primary production (typical grade)	* 88,9	- 98,3	MJ/kg
CO2 footprint, primary production (virgin grade)	3,51	- 3,87	kg/kg

Sources

3.32 kg/kg (Kemna et al. 2005); 3.1 kg/kg (PlasticsEurope, 2017); 4.65 kg/kg (Ecoinvent

CO2 footprint, primary production (typical grade)	* 3,41	- 3,77	kg/kg
Water usage	* 167	- 185	l/kg

PA12 (15% glass fiber)

Processing energy, CO2 footprint & water

Polymer extrusion energy	* 5,78	- 6,39	MJ/kg
Polymer extrusion CO2	* 0,434	- 0,48	kg/kg
Polymer extrusion water	* 4,81	- 7,22	l/kg
Polymer molding energy	* 17,6	- 19,5	MJ/kg
Polymer molding CO2	* 1,32	- 1,46	kg/kg
Polymer molding water	* 12,2	- 18,2	l/kg
Coarse machining energy (per unit wt removed)	* 0,925	- 1,02	MJ/kg
Coarse machining CO2 (per unit wt removed)	* 0,0694	- 0,0767	kg/kg
Fine machining energy (per unit wt removed)	* 4,98	- 5,5	MJ/kg
Fine machining CO2 (per unit wt removed)	* 0,373	- 0,413	kg/kg
Grinding energy (per unit wt removed)	* 9,48	- 10,5	MJ/kg
Grinding CO2 (per unit wt removed)	* 0,711	- 0,786	kg/kg

Recycling and end of life

Recycle	✓		
Embodied energy, recycling	31	- 34,3	MJ/kg
CO2 footprint, recycling	1,19	- 1,32	kg/kg
Recycle fraction in current supply	3,8	- 4,2	%
Downcycle	✓		
Combust for energy recovery	✓		
Heat of combustion (net)	* 37,6	- 39,5	MJ/kg
Combustion CO2	* 3,06	- 3,22	kg/kg
Landfill	✓		
Biodegrade	✗		

Geo-economic data for principal component

Principal component	ABS		
Annual world production, principal component	8,07e6		tonne/yr
Reserves, principal component	7,13e7	- 7,88e7	tonne

Enlaces

ProcessUniverse

Producers

Referenc

eShape

PA12 (15% glass fiber)

General information

Designation

PA12 (15% glass fiber), Polyamide (Nylon) (Type 12, 15% Glass Fiber)

Tradenames

Grilamid, InLube, InStruc, PENTAMID, RTP, VESTAMID, AUROmid, Badamid, HiFill, Latamid, Latilub, PLUSTEK, Rilsamid, TECACOMP, Titalon, UBESTA, WDF, Witcom

Typical uses

Appliances, automotive applications, bearings, connectors, consumer applications, electrical/electronic applications, housings, hydraulic applications, lighting applications, medical devices, mining applications, pneumatic applications, sporting goods, tools (power/others),

Composition overview

Compositional summary

$(\text{NH}(\text{CH}_2)_{11}\text{CO})_n + \text{glass}$

Material family	Plastic (thermoplastic, semi-crystalline)
Base material	PA12 (Polyamide/nylon 12)
% filler (by weight)	15 %
Filler/reinforcement	Glass
Filler/reinforcement form	Short fiber
Polymer code	PA12-GF15

Composition detail (polymers and natural materials)

Polymer	85	%
Glass (fiber)	15	%

Physical properties

Density	1,11e3 - 1,13e3	kg/m ³
---------	-----------------	-------------------

Mechanical properties

Young's modulus	3 - 3,5	GPa
Specific stiffness	2,68 - 3,13	MN.m/kg
Yield strength (elastic limit)	70 - 83	MPa
Tensile strength	70 - 83	MPa
Specific strength	62,5 - 74,1	kN.m/kg
Elongation	8,33 - 12	% strain

PA12 (15% glass fiber)

Elongation at yield	7	-	8	% strain
Compressive modulus	* 1,8	-	2,1	GPa
Compressive strength	* 70	-	83	MPa
Flexural modulus	3	-	3,45	GPa
Flexural strength (modulus of rupture)	89,6	-	103	MPa

PA12 (15% glass fiber)

Shear modulus	* 1,12	- 1,31	GPa
Shear strength	* 45,5	- 53,9	MPa
Bulk modulus	* 3	- 3,5	GPa
Poisson's ratio	0,365	- 0,385	
Shape factor	5		
Hardness - Vickers	* 18,4	- 20,2	HV
Hardness - Rockwell R	* 82,4	- 99,7	
Hardness - Shore D	67,3	- 81,4	
Elastic stored energy (springs)	750	- 1,07e3	kJ/m ³
Fatigue strength at 10 ⁷ cycles	* 28	- 33,2	MPa

Impact & fracture properties

Fracture toughness	* 4,99	- 6,04	MPa.m ^{0.5}
Toughness (G)	* 7,65	- 11,3	kJ/m ²
Impact strength, notched 23 °C	15	- 17	kJ/m ²
Impact strength, notched -30 °C	10	- 11	kJ/m ²
Impact strength, unnotched 23 °C	62,5	- 90	kJ/m ²
Impact strength, unnotched -30 °C	75	- 80	kJ/m ²

Thermal properties

Melting point	176	- 180	°C
Glass temperature	40	- 43	°C
Heat deflection temperature 0.45MPa	165	- 185	°C
Heat deflection temperature 1.8MPa	150	- 160	°C
Vicat softening point	170	- 175	°C
Maximum service temperature	90	- 120	°C
Minimum service temperature	-67	- -47	°C
Therm conductivity al	0,343	- 0,415	W/m.°C
Specific heat capacity	* 1,61e3	- 1,68e3	J/kg.°C
Thermal expansion coefficient	40	- 80	μstrain/°C
Thermal shock resistance	291	- 595	°C
Thermal distortion resistance	0,00468	- 0,00951	MW/m

Electrical properties

Electrical resistivity	3,33e18	- 3e19	μohm.cm
Electrical conductivity	5,75e-18	- 5,17e-17	%IACS
Dielectric constant (relative permittivity)	3,4	- 4	

PA12 (15% glass fiber)

Dissipation factor (dielectric loss tangent)	0,025	-	0,033	
Dielectric strength (dielectric breakdown)	35	-	44	MV/m
Comparative tracking index	600			V

PA12 (15% glass fiber)

Magnetic properties

Magnetic type	Non-magnetic
---------------	--------------

Optical, aesthetic and acoustic properties

Transparency	Opaque
Acoustic velocity	1,63e3 - 1,77e3 m/s
Mechanical loss coefficient (tan delta)	* 0,0128 - 0,0169

Healthcare & food

Food contact	Yes
--------------	-----

Restricted substances risk indicators

RoHS 2 (EU) compliant grades?	✓
REACH Candidate List indicator (0-1, 1 = high risk) Notes	0,02

May contain (wt%): Stabilizer / Pigment <0.6%, UV-sta 0,02

SIN List indicator (0-1, 1 = high risk)

Notes

May contain (wt%): Stabilizer / Pigment <0.6%, UV-stabilizer <1.7 %

Critical materials risk

Contains >5wt% critical elements?	No
-----------------------------------	----

Absorption & permeability

Water absorption @ sat	0,8 - 1,3 %
Humidity absorption @ sat	* - 0,39 %
	0,24

Processing properties

Polymer injection molding	Excellent
Polymer extrusion	Limited use
Polymer thermoforming	Limited use
Linear mold shrinkage	0,3 - 0,5 %
Melt temperature	227 - 285 °C

PA12 (15% glass fiber)

Mold temperature	60	-	100	°C
Molding pressure range	65	-	103	MPa

Durability

Water (fresh)	Excellent
Water (salt)	Excellent
Weak acids	Unacceptable
Strong acids	Unacceptable
Weak alkalis	Excellent
Strong alkalis	Limited use

PA12 (15% glass fiber)

Organic solvents	Acceptable		
Oils and fuels	Acceptable		
Oxidation at 500C	Unacceptable		
UV radiation (sunlight)	Fair		
Flammability	Slow-burning		
Oxygen index	20	- 22	%

Primary production energy, CO2 and water

Embodied energy, primary production (virgin grade)	* 129	- 143	MJ/kg
--	-------	-------	-------

Sources

Estimated from sources including ECOBILAN, 2001; Potting and Blok, 1996

Embodied energy, primary production (typical grade)	* 129	- 143	MJ/kg
CO2 footprint, primary production (virgin grade)	* 6,9	- 7,61	kg/kg

Sources

Estimated from sources including ECOBILAN, 2001

CO2 footprint, primary production (typical grade)	* 6,9	- 7,61	kg/kg
---	-------	--------	-------

Processing energy, CO2 footprint & water

Polymer extrusion energy	* 5,78	- 6,37	MJ/kg
Polymer extrusion CO2	* 0,433	- 0,478	kg/kg
Polymer molding energy	* 17,2	- 19	MJ/kg
Polymer molding CO2	* 1,29	- 1,42	kg/kg
Coarse machining energy (per unit wt removed)	* 1,12	- 1,24	MJ/kg
Coarse machining CO2 (per unit wt removed)	* 0,0842	- 0,0928	kg/kg
Fine machining energy (per unit wt removed)	* 6,96	- 7,67	MJ/kg
Fine machining CO2 (per unit wt removed)	* 0,522	- 0,575	kg/kg
Grinding energy (per unit wt removed)	* 13,4	- 14,8	MJ/kg
Grinding CO2 (per unit wt removed)	* 1,01	- 1,11	kg/kg

Recycling and end of life

Recycle	✘		
Downcycle	✔		
Combust for energy recovery	✔		
Heat of combustion (net)	36	- 37,9	MJ/kg
Landfill	✔		

PA12 (15% glass fiber)

Biodegrade	✘
------------	---

Geo-economic data for principal component

Principal component	Nylon
Reserves, principal component	8,74e7 - 9,66e7 tonne

Enlaces

ProcessUniverse

PC (high viscosity, molding and extrusion)

Produce

rs

Referen

ceShape

General information

Designation

Polycarbonate (High Viscosity, Unfilled, Molding and Extrusion)

Tradenames

4Lex; AUROlon; AUX; Accucomp; Advantage; Alcolor; Alcom; Alperform; Altech; Anjacom; Anjalon; Ansalon; Apec; Ashlene; Astalon; Avp; Bach; Badalon; Bestpolux; Blendfor; Cabelec; Cabofor; Calibre; Calibre Megarad; Canuck; Carbotex; Celex; Cheng; Clariant; Clarnate; Color-In; Colorfast; Colorrx; Comalloy; Comtuf; Coolpoly; Desloy; Diaalloy; Dialon; Diamond; Dinaxan; Durabio; Duratough; Durolon; Dynastat; ESD; Ecogran; Ecollent; Edgetek; Ekalon; Electrafil; Emerge; Encom; Enpure; Enviropc; Enviroplas; Epimax; Epitec; Epival; Eppc; Estacarb; Estoplast; Experimental; Explore; FPC; G-Lex; GEP; GLS; Gebalon; Gelast; Geo-Tech; Hifill; Hopelex; Hybrid; Hylex; InElec; Incolor; Infino; Instruc; Integra; Iupilon; Jamplast; KMI; Kazan; Kingfa; Kophos; Kostrate; Kotex; Kumhosunny; LCA; Latilon; Latilub; Lexan; Lihan; Lnp Colorcomp; Lnp Lubricomp; Lnp Thermocomp; Lotte; Lubexan; Lubricomp; Lubrione; Lucent; Lucky Enpla; Lumiplas; Lupoy; Luvocom; MWR; Makrolon; Makropol; Malex; Mar-Pol; Marcoblend; Naxel; Naxell; Nemcon; Next; Nexus; Nirion; Nova; Novalux; Novarex; Omnicarb; Opticarb; PC-COM; PRL; Palsafe; Panlite; Perlex; Permastat; Petrotene; Pgps; Pier One; Plaslube; Polycasa; Polyflam; Polylon; Polyman; Poticon; Pre-Elec; Primaflex; Primolex; Pryme; Qr Resin; Quadrant; RTP; Ramtough; Resinext; Resmart; Rotoun; SAXACOND; SPI; Sabic; Scantec; Sd Polyc; Selon; Shuman; Sicoklar; Sindustris; Sitralon; Spartech; Star-Therm; StarPrime; Stat-Tech; TRE; Tairilite; Tarflon; Tarolon;

Typical uses

Safety shields and goggles, lenses, glazing panels, housings, instrument casings, lighting fittings, safety helmets, electrical switchgear, laminated sheet for bullet-proof glazing, twin-walled sheets for glazing, kitchenware and tableware, microwave cookware, medical (sterilizable) components, mobile/cell phones, smart phones, laptops, tablets, computers, smart watches, fitness trackers, electric cars, hybrid cars, drones

Included in Materials Data for Simulation



Materials Data for Simulation name

Plastic, PC (high viscosity)

Composition overview

Compositional summary

Polycarbonate homopolymer of bis-phenol A (BPA): $(OC_6H_4C(CH_3)_2C_6H_4OC=O)_n$. High viscosity grades have higher molecular weight, are less processable but more tough.

Material family

Plastic (thermoplastic, amorphous)

Base material

PC (Polycarbonate)

Polymer code

PC

PC (high viscosity, molding and extrusion)

Composition detail (polymers and natural materials)

Polymer	100	%
---------	-----	---

Price

Price	* 22,2	- 28,5	EUR/kg
Price per unit volume	* 2,65e3	- 3,44e3	EUR/m ³

Physical properties

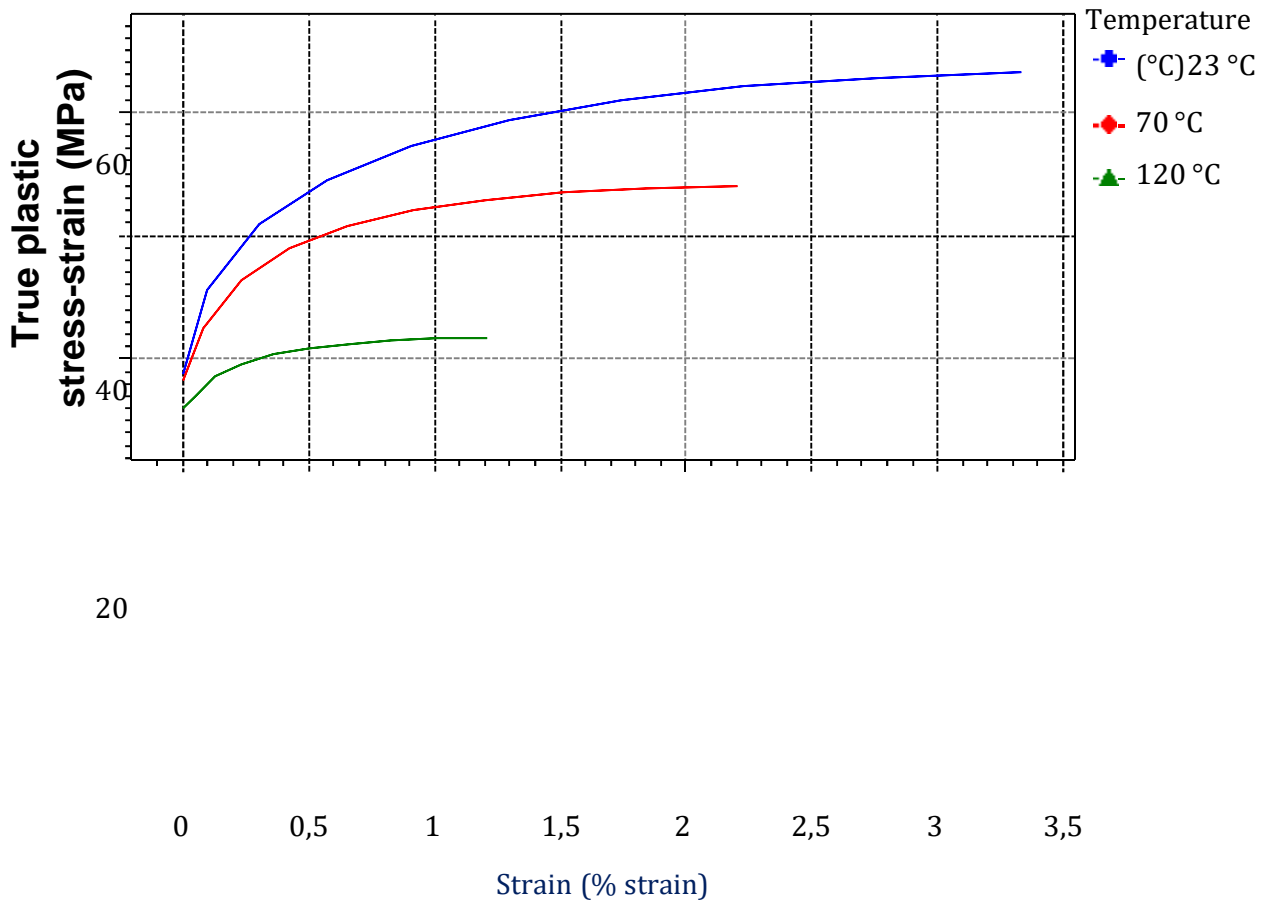
PC (high viscosity, molding and extrusion)

Density	1,19e3	-	1,21e3	kg/m ³
---------	--------	---	--------	-------------------

Mechanical properties

Young's modulus	2,32	-	2,44	GPa
Specific stiffness	1,93	-	2,04	MN.m/kg
Yield strength (elastic limit)	59,1	-	65,2	MPa
Tensile strength	62,7	-	72,4	MPa
Specific strength	49,2	-	54,4	kN.m/kg
Elongation	110	-	120	% strain
True plastic stress-strain	31,2			MPa

Parámetros: Strain = 0,1% strain, Temperature = 23°C



Compressive modulus	2,35	-	2,47	GPa
---------------------	------	---	------	-----

PC (high viscosity, molding and extrusion)

Compressive strength	* 69	- 86,2	MPa
Flexural modulus	2,27	- 2,34	GPa
Flexural strength (modulus of rupture)	86,2	- 93,1	MPa
Shear modulus	* 0,829	- 0,872	GPa
Bulk modulus	* 3,83	- 4,03	GPa
Poisson's ratio	* 0,391	- 0,407	
Shape factor	5		
Hardness - Vickers	* 18	- 20	HV
Hardness - Rockwell M	70	- 75	
Hardness - Rockwell R	* 104	- 115	
Elastic stored energy (springs)	734	- 894	kJ/m ³
Fatigue strength at 10 ⁷ cycles	* 23,7	- 30,8	MPa

Impact & fracture properties

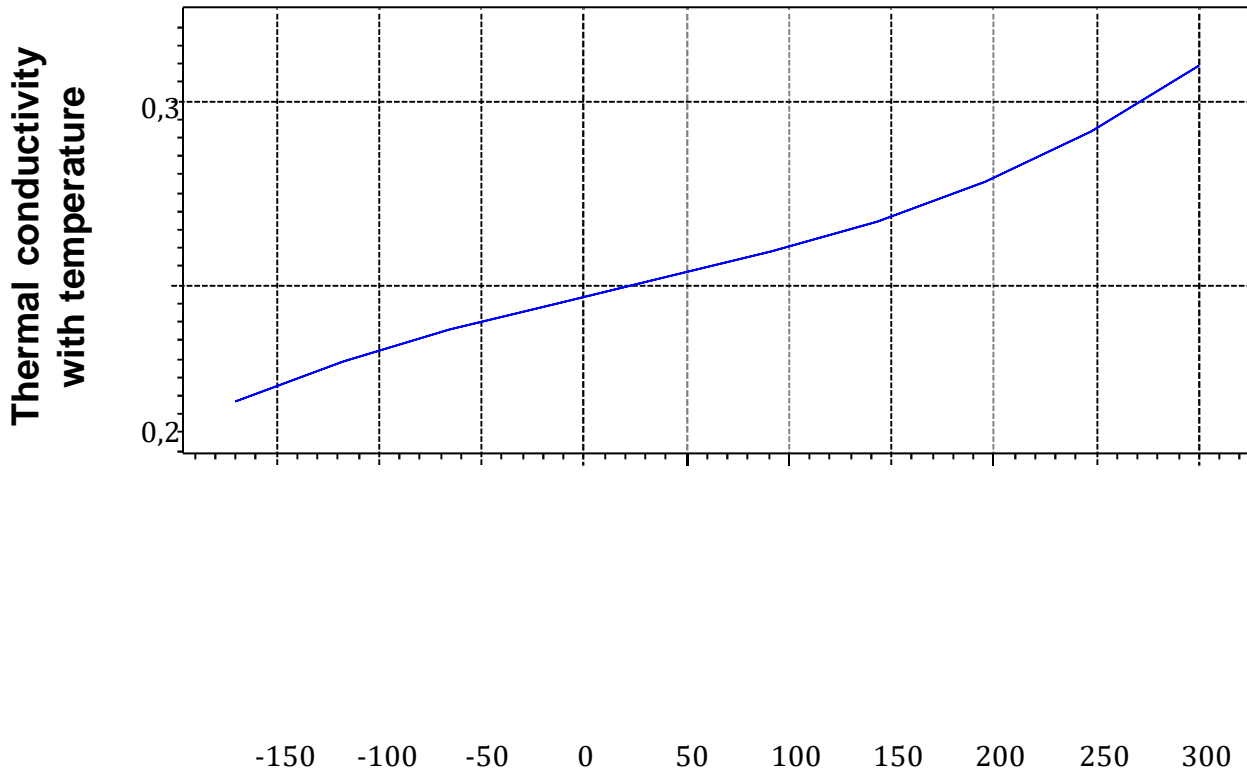
PC (high viscosity, molding and extrusion)

Fracture toughness	2,1	-	2,3	MPa.m ^{0.5}
Toughness (G)	1,85	-	2,23	kJ/m ²
Impact strength, notched 23 °C	69,7	-	102	kJ/m ²
Impact strength, notched -30 °C	12,6	-	15	kJ/m ²
Impact strength, unnotched 23 °C	590	-	600	kJ/m ²
Impact strength, unnotched -30 °C	590	-	600	kJ/m ²

Thermal properties

Glass temperature	142	-	158	°C
Heat deflection temperature 0.45MPa	138	-	142	°C
Heat deflection temperature 1.8MPa	121	-	132	°C
Vicat softening point	134	-	154	°C
Maximum service temperature	* 104	-	119	°C
Minimum service temperature	-47	-	-37	°C
Thermal conductivity	0,189	-	0,205	W/m.°C
Thermal conductivity with temperature	0,2	-	0,2	W/m.°C

[Parámetros:](#) Temperature = 23°C



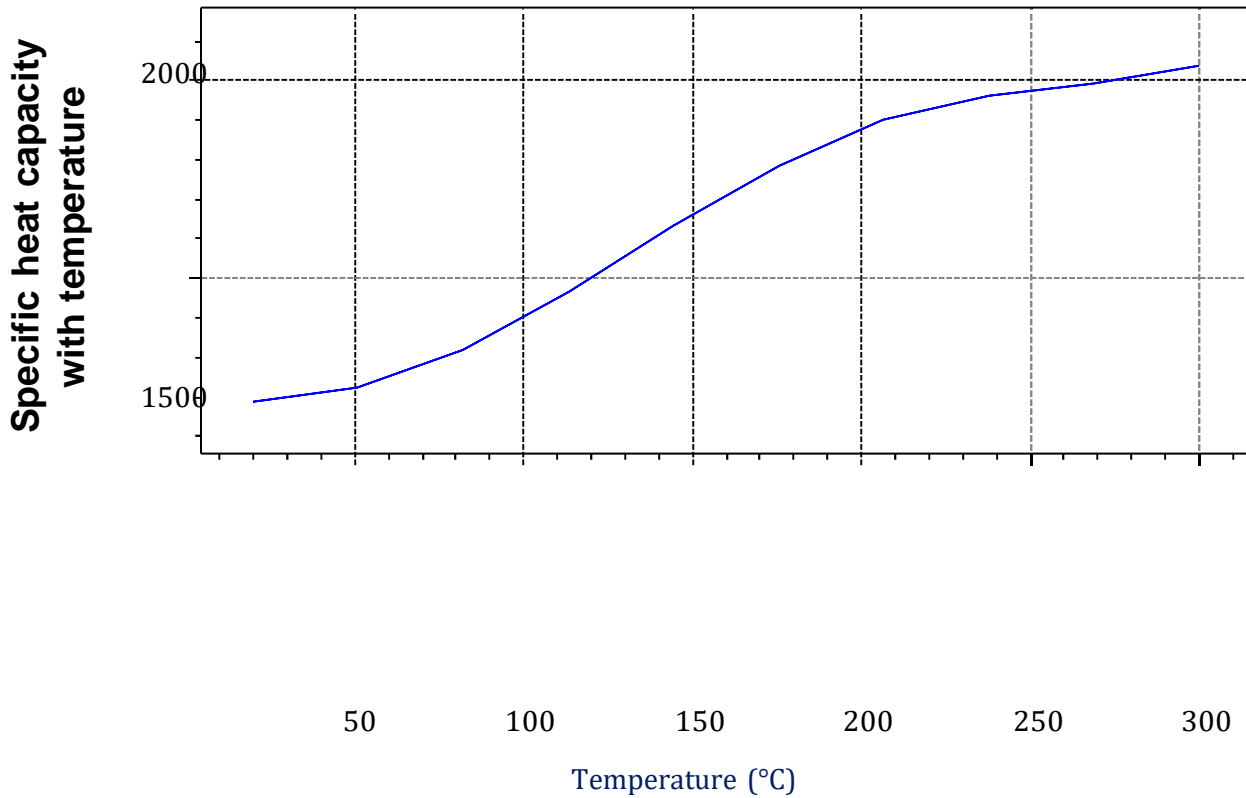
PC (high viscosity, molding and extrusion)

Temperature (°C)

Specific heat capacity	1,15e3	-	1,25e3	J/kg.°C
Specific heat capacity with temperature	1,19e3	-	1,19e3	J/kg.°C

[Parametros:](#) Temperature = 23°C

PC (high viscosity, molding and extrusion)



Thermal expansion coefficient	120	-	125	μstrain/°C
Thermal shock resistance	201	-	226	°C
Thermal distortion resistance	0,00154	-	0,00168	MW/m

Electrical properties

Electrical resistivity	1e20	-	1e21	μohm.cm
Electrical conductivity	1,72e-19	-	1,72e-18	%IACS
Dielectric constant (relative permittivity)	3,1	-	3,3	
Dissipation factor (dielectric loss tangent)	8,6e-4	-	9,4e-4	
Dielectric strength (dielectric breakdown)	* 16	-	19,2	MV/m
Comparative tracking index	175	-	325	V

Magnetic properties

Magnetic type	Non-magnetic			
---------------	--------------	--	--	--

Optical, aesthetic and acoustic properties

Refractive index	1,58	-	1,59	
------------------	------	---	------	--

PC (high viscosity, molding and extrusion)

Transparency	Optical quality
Acoustic velocity	1,39e3 - 1,43e3 m/s
Mechanical loss coefficient (tan delta	* 0,0164 - 0,0172

Restricted substances risk indicators

SIN List indicator (0-1, 1 = high risk)	0,03
---	------

Notes

May contain restricted (wt%): Stabilizer / Pigment up to 0.8%, UV-stabilizer up to 2%

Critical materials risk

PC (high viscosity, molding and extrusion)

Contains >5wt% critical elements?	No
-----------------------------------	----

Absorption & permeability

Water absorption @ 24 hrs	0,135	-	0,165	%
Water vapor transmission	1,1	-	2,05	g.mm/m ² .day
Permeability (O ₂)	91,6	-	105	cm ³ .mm/m ² .day.at m
Permeability (CO ₂)	494	-	876	cm ³ .mm/m ² .day.at m
Permeability (N ₂)	10,5	-	12,1	cm ³ .mm/m ² .day.at m

Processing properties

Polymer injection molding	Excellent			
Polymer extrusion	Acceptable			
Polymer thermoforming	Excellent			
Linear mold shrinkage	0,5	-	0,7	%
Melt temperature	226	-	322	°C
Mold temperature	70	-	100	°C
Molding pressure range	69	-	138	MPa

Durability

Water (fresh)	Excellent			
Water (salt)	Excellent			
Weak acids	Excellent			
Strong acids	Excellent			
Weak alkalis	Acceptable			
Strong alkalis	Unacceptable			
Organic solvents	Limited use			
Oxidation at 500C	Unacceptable			
UV radiation (sunlight)	Fair			
Flammability	Slow-burning			
Oxygen index	* 24	-	26	%

Chemical resistance of polymers

PC (high viscosity, molding and extrusion)

Chemical resistance, data sources

Derived from Rapra ChemRes record for

Acetaldehyde	Unsatisfactory
Acetic acid (10%)	Satisfactory
Acetic acid (glacial)	Satisfactory
Acetic anhydride	Unsatisfactory
Acetone	Unsatisfactory
Acetonitrile	Unsatisfactory

PC (high viscosity, molding and extrusion)

Acetophenone	Unsatisfactory
Acetyl chloride	Unsatisfactory
Acrylic acid	Satisfactory
Aluminum chloride (10%)	Satisfactory
Aluminum sulfate	Satisfactory
Ammonium hydroxide (35%)	Unsatisfactory
Ammonium sulfate (50%)	Satisfactory
Amyl acetate	Satisfactory
Amyl alcohol	Unsatisfactory
Aniline	Unsatisfactory
Antimony trichloride (10%)	Satisfactory
Aqua regia	Unsatisfactory
Arsenic acid	Satisfactory
ASTM fuel A	Probably satisfactory
ASTM fuel B	Limited
ASTM fuel C	Doubtful
ASTM oil No. 1	Satisfactory
ASTM oil No. 2 or IRM902	Satisfactory
ASTM oil No. 3 or IRM903	Satisfactory
Barium chloride	Satisfactory
Benzaldehyde	Unsatisfactory
Benzene	Unsatisfactory
Benzyl alcohol	Unsatisfactory
Benzyl chloride	Unsatisfactory
Boric acid	Probably satisfactory
Brake fluid	Limited
Bromine liquid	Unsatisfactory
Butyl acetate	Unsatisfactory
Butyl alcohol (butanol)	Satisfactory
Butyl chloride	Unsatisfactory
Butylamine	Unsatisfactory
Butyric acid	Unsatisfactory
Calcium chloride	Satisfactory
Carbon disulfide	Unsatisfactory
Carbon tetrachloride	Satisfactory
Castor oil	Satisfactory
Cellosolve	Satisfactory
Cellosolve acetate	Doubtful
Chloracetic acid	Doubtful
Chlorine dioxide	Unsatisfactory

PC (high viscosity, molding and extrusion)

Chlorine gas (dry)	Unsatisfactory
Chlorine water	Satisfactory
Chlorobenzene	Unsatisfactory
Chloroform	Unsatisfactory
Chlorosulfonic acid	Unsatisfactory
Chrome plating solution	Limited
Chromic acid	Satisfactory
Citric acid (10%)	Satisfactory
Cod liver oil	Satisfactory
Copper sulfate	Satisfactory
Cotton seed oil	Doubtful
Cresols	Unsatisfactory
Cyclohexane	Satisfactory
Cyclohexanol	Limited
Cyclohexanone	Unsatisfactory
Decalin	Satisfactory
Diesel oil	Limited
Diethyl ether	Unsatisfactory
Diethylamine	Unsatisfactory
Diethylene glycol	Probably satisfactory
Dimethyl formamide	Unsatisfactory
Dimethylamine	Doubtful
Dimethylhydrazine	Doubtful
Diethyl phthalate	Unsatisfactory
Dioxane	Unsatisfactory
Ethyl acetate	Unsatisfactory
Ethyl alcohol (ethanol)	Satisfactory
Ethyl chloride	Unsatisfactory
Ethylamine	Unsatisfactory
Ethylene bromide	Doubtful
Ethylene chloride (1,2 dichloroethane)	Unsatisfactory
Ethylene glycol	Satisfactory
Ferric chloride	Satisfactory
Fluoboric acid	Doubtful
Fluorine (gas)	Unsatisfactory
Fluosilicic acid	Doubtful
Formaldehyde (40%)	Satisfactory
Formic acid (90%)	Unsatisfactory
Freon - 11	Limited

PC (high viscosity, molding and extrusion)

Freon - 113	Satisfactory
Freon - 115	Limited
Freon - 12	Limited
Freon - 13 B1	Limited
Freon - 21	Limited
Freon - 22	Limited
Freon - 32	Limited
Furfural	Unsatisfactory
Glycerol	Satisfactory
Hexane	Satisfactory
Hydrazine	Doubtful
Hydrobromic acid (50%)	Limited
Hydrochloric acid (10%)	Satisfactory
Hydrochloric acid (36%)	Satisfactory
Hydrofluoric acid (40%)	Satisfactory
Hydrogen peroxide (35%)	Satisfactory
Hydrogen peroxide (87%)	Doubtful
Hydrogen sulfide gas	Satisfactory
Iso-octane	Probably satisfactory
Iso-propyl alcohol (iso-propanol)	Satisfactory
Jet propellant (JP4)	Satisfactory
Lactic acid (90%)	Doubtful
Lead acetate (10%)	Satisfactory
Linseed oil	Satisfactory
Lubricating oil	Satisfactory
Magnesium chloride	Satisfactory
Manganese sulfate	Satisfactory
Mercuric chloride	Satisfactory
Methyl alcohol (methanol)	Satisfactory
Methyl bromide (gas)	Doubtful
Methyl ethyl ketone	Unsatisfactory
Methylene chloride (dichloromethane)	Unsatisfactory
Molasses	Probably satisfactory
Monoethanolamine (2-aminoethanol)	Doubtful
Nickel chloride	Satisfactory
Nitric acid (10%)	Satisfactory
Nitric acid (70%)	Satisfactory
Nitrobenzene	Unsatisfactory
Nitromethane	Unsatisfactory
Nitropropane	Doubtful

PC (high viscosity, molding and extrusion)

n-propanol	Satisfactory
Oleic acid	Satisfactory
Olive oi	Satisfactory
Oxalic acid (solutions)	Satisfactory
Ozone (gas)	Satisfactory
Paraffin oil (kerosene	Satisfactory
Perchlorethylene	Limited
Peroxymonosulfuric acid	Doubtful
Petrol (gasoline)	Satisfactory
Phenol	Unsatisfactory
Phosphoric acid (85%)	Satisfactory
Picric acid (solutions)	Doubtful
Plating solutions (non-chrome)	Doubtful
Potassium cyanide	Unsatisfactory
Potassium fluoride	Satisfactory
Potassium hydroxide (50%)	Unsatisfactory
Potassium permanganate (25%)	Satisfactory
Potassium sulfate	Satisfactory
Propionic acid	Satisfactory
Propylene oxide	Unsatisfactory
Pyridine	Unsatisfactory
Rapeseed oil	Satisfactory
Silicone fluids	Satisfactory
Silver nitrate	Satisfactory
Sodium borate	Satisfactory
Sodium carbonate (10%)	Satisfactory
Sodium chloride (25%)	Satisfactory
Sodium chlorite	Satisfactory
Sodium cyanide	Probably satisfactory
Sodium hydroxide (10%)	Satisfactory
Sodium hydroxide (60%)	Limited
Sodium hypochlorite (20%)	Satisfactory
Sodium nitrate	Probably satisfactory
Sour oil	Probably satisfactory
Stannic chloride	Satisfactory
Styrene	Unsatisfactory
Sulfamic acid (solutions)	Probably satisfactory
Sulfur dioxide (gas)	Limited
Sulfuric acid (10%)	Satisfactory

PC (high viscosity, molding and extrusion)

Sulfuric acid (70%)	Satisfactory
Sulfuric acid (96%)	Unsatisfactory
Sulfuric acid (fuming)	Unsatisfactory
Tetrachlorethane	Unsatisfactory
Tetrahydrofuran	Unsatisfactory
Tetralin	Unsatisfactory
Thionyl chloride	Doubtful
Titanium tetrachloride	Probably satisfactory
Toluene	Unsatisfactory
Transformer oil	Satisfactory
Trichloroacetic acid	Unsatisfactory
Trichlorethane	Doubtful
Trichlorethylene	Unsatisfactory
Tricresyl phosphate	Unsatisfactory
Triethanolamine	Doubtful
Triethylamine	Unsatisfactory
Turpentine	Satisfactory
Vegetable oils (general)	Satisfactory
Vinyl acetate	Doubtful
Vinyl chloride	Unsatisfactory
Water (distilled)	Satisfactory
Water (sea)	Satisfactory
White spirit	Satisfactory
Wine	Satisfactory
Xylene	Unsatisfactory
Zinc chloride (aq. sol.)	Satisfactory

Primary production energy, CO2 and water

Embodied energy, primary production (virgin grade)	101	-	111	MJ/kg
--	-----	---	-----	-------

Sources

80.3 MJ/kg (Patel, 2003); 95.7 MJ/kg (Thiriez and Gutowski, 2006); 107 MJ/kg (Song, Youn, Gutowski, 2009); 116 MJ/kg (Habersatter et al., 1996); 117 MJ/kg (Kemna et al. 2005); 117 MJ/kg (Dhingra, Overly, Davis, 1999); 105 MJ/kg (PlasticsEurope, 2017); 109 MJ/kg (Ecoinvent v3.7.1)

Embodied energy, primary production (typical grade)	* 100	-	111	MJ/kg
CO2 footprint, primary production (virgin grade)	5,62	-	6,2	kg/kg

Sources

5.39 kg/kg (Kemna et al. 2005); 4.13 kg/kg (PlasticsEurope, 2017); 8.21 kg/kg (Ecoinvent

CO2 footprint, primary production (typical grade)	* 5,6	-	6,18	kg/kg
---	-------	---	------	-------

PC (high viscosity, molding and extrusion)

Water usage	* 165	- 182	l/kg
-------------	-------	-------	------

Processing energy, CO2 footprint & water

Polymer extrusion energy	* 5,82	- 6,43	MJ/kg
--------------------------	--------	--------	-------

Polymer extrusion CO2

PEEK (unfilled)

	* 0,437	- 0,483	kg/kg
Polymer extrusion water	* 4,83	- 7,24	l/kg
Polymer molding energy	* 18,7	- 20,6	MJ/kg
Polymer molding CO2	* 1,4	- 1,55	kg/kg
Polymer molding water	* 12,6	- 18,9	l/kg
Coarse machining energy (per unit wt removed)	* 1,09	- 1,2	MJ/kg
Coarse machining CO2 (per unit wt removed)	* 0,0814	- 0,09	kg/kg
Fine machining energy (per unit wt removed)	* 6,58	- 7,27	MJ/kg
Fine machining CO2 (per unit wt removed)	* 0,494	- 0,546	kg/kg
Grinding energy (per unit wt removed)	* 12,7	- 14	MJ/kg
Grinding CO2 (per unit wt removed)	* 0,951	- 1,05	kg/kg

Recycling and end of life

Recycle	✓		
Embodied energy, recycling	34,2	- 37,8	MJ/kg
CO2 footprint, recycling	1,91	- 2,11	kg/kg
Recycle fraction in current supply	0,672	- 0,742	%
Downcycle	✓		
Combust for energy recovery	✓		
Heat of combustion (net)	* 30,3	- 31,8	MJ/kg
Combustion CO2	* 2,7	- 2,84	kg/kg
Landfill	✓		
Biodegrade	✗		

Enlaces

Global Polymers

Plastics

ProcessUniverse

Producers

Referenc

eShape

PEEK (unfilled)

General information

Designation

Polyetheretherketone (Unfilled)

Tradenames

AUROtec; Ajedium; Akrotek; Aptiv; Arlon; Badatech; Celapex; Chemerize; ColorFast; ColorrX; Conventus; Copeek-Ptfecg; Durapeek; Dynamix; Dynapath; EOS; Edgetek; Electrafil; Gatone; Hifill; InStruc; Incolor; Kebapeak; Ketaspire; Ketron; Larpeek; Latilub; Leis; Lnp Lubricomp; Lnp Stat-Kon; Lnp Thermocomp; Luvocom; Meldin; Motis; Nemcon; PEEK-CLASSIX; PEEK-OPTIMA; Pflun; Poticon; Pyramid; Quadrant; RTP; Rochling; SEMITRON; Schulatec; Sciengy; Stat-Tech; Sustapeek; TECAPEEK; Tecacomp; Tribocomp; Unitrex; Unitron; VESTAKEEP; Vampeek; Vamplub; Vestakeep-L; Vicota; Victrex; WDE; Witcom; Zedex; Zeniva

Typical uses

Wire covering, injection molded engineering products, film for flexible pcb, resin in fiber prepegs, aerospace applications, radiation environments, medical devices.

Included in Materials Data for Simulation



Materials Data for Simulation name

Plastic, PEEK (unfilled)

Composition overview

Compositional summary

$((C_6H_4)O(C_6H_4)O(C_6H_4)C=O)_n$

Material family	Plastic (thermoplastic, semi-crystalline)
Base material	PEEK (Polyetheretherketone)
Polymer code	PEEK

Composition detail (polymers and natural materials)

Polymer	100	%
---------	-----	---

Price

Price	* 515	- 539	EUR/kg
Price per unit volume	* 6,7e4	- 7,11e4	EUR/m ³

Physical properties

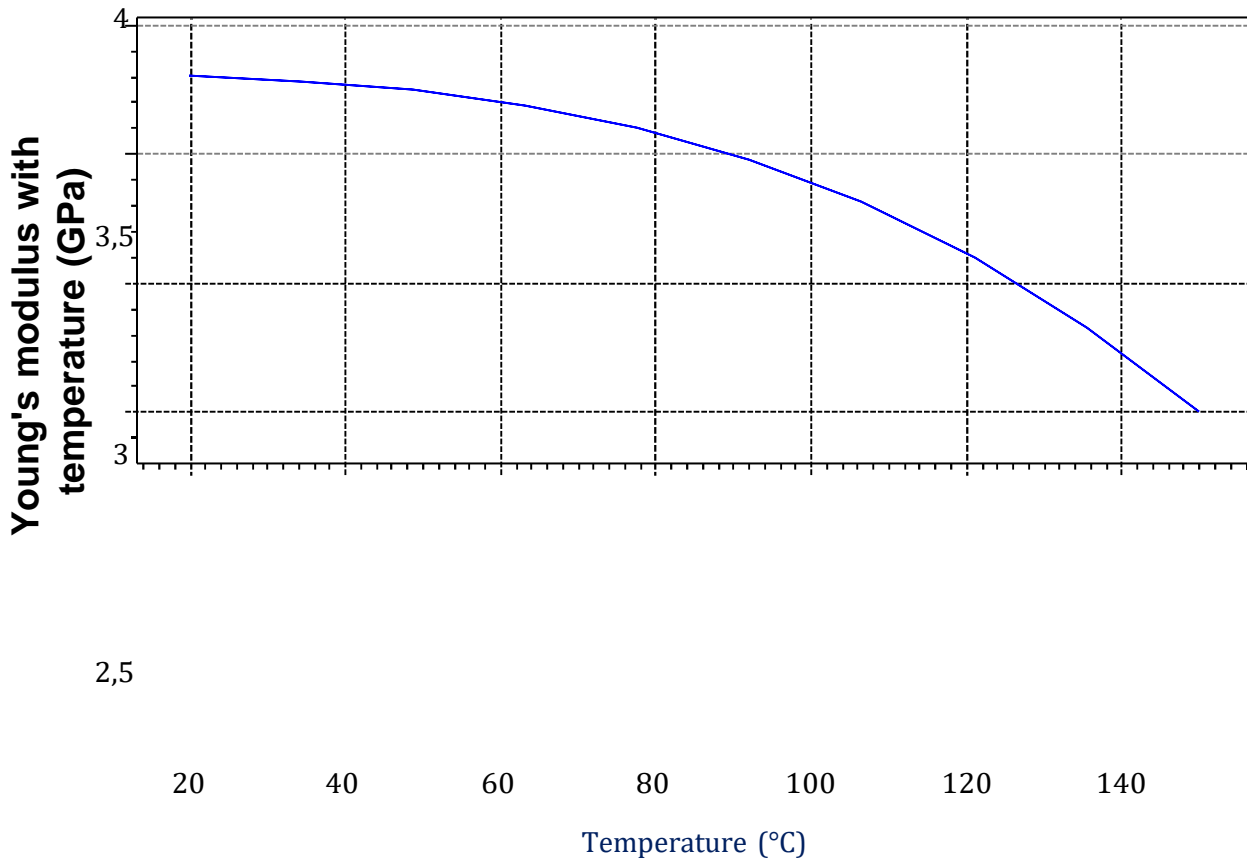
Density	1,3e3	- 1,32e3	kg/m ³
---------	-------	----------	-------------------

Mechanical properties

Young's modulus	* 3,76	- 3,95	GPa
Young's modulus with temperature	3,8	- 3,8	GPa

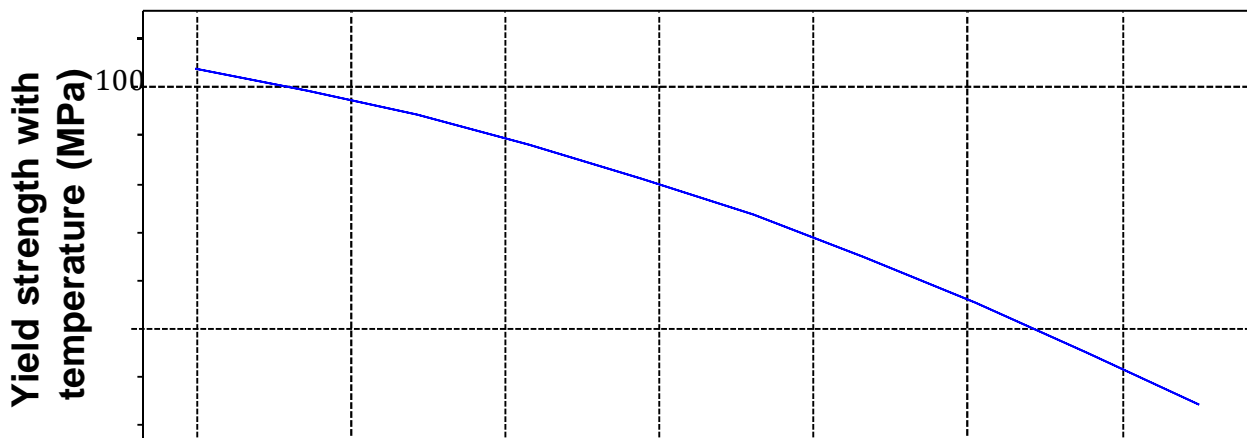
[Parámetros](#): Temperature = 23°C

PEEK (unfilled)



Specific stiffness	* 2,87	- 3,02	MN.m/kg
Yield strength (elastic limit)	90	- 110	MPa
Yield strength with temperature	103	- 103	MPa

Parámetros: Temperature
= 23°C



PEEK (unfilled)

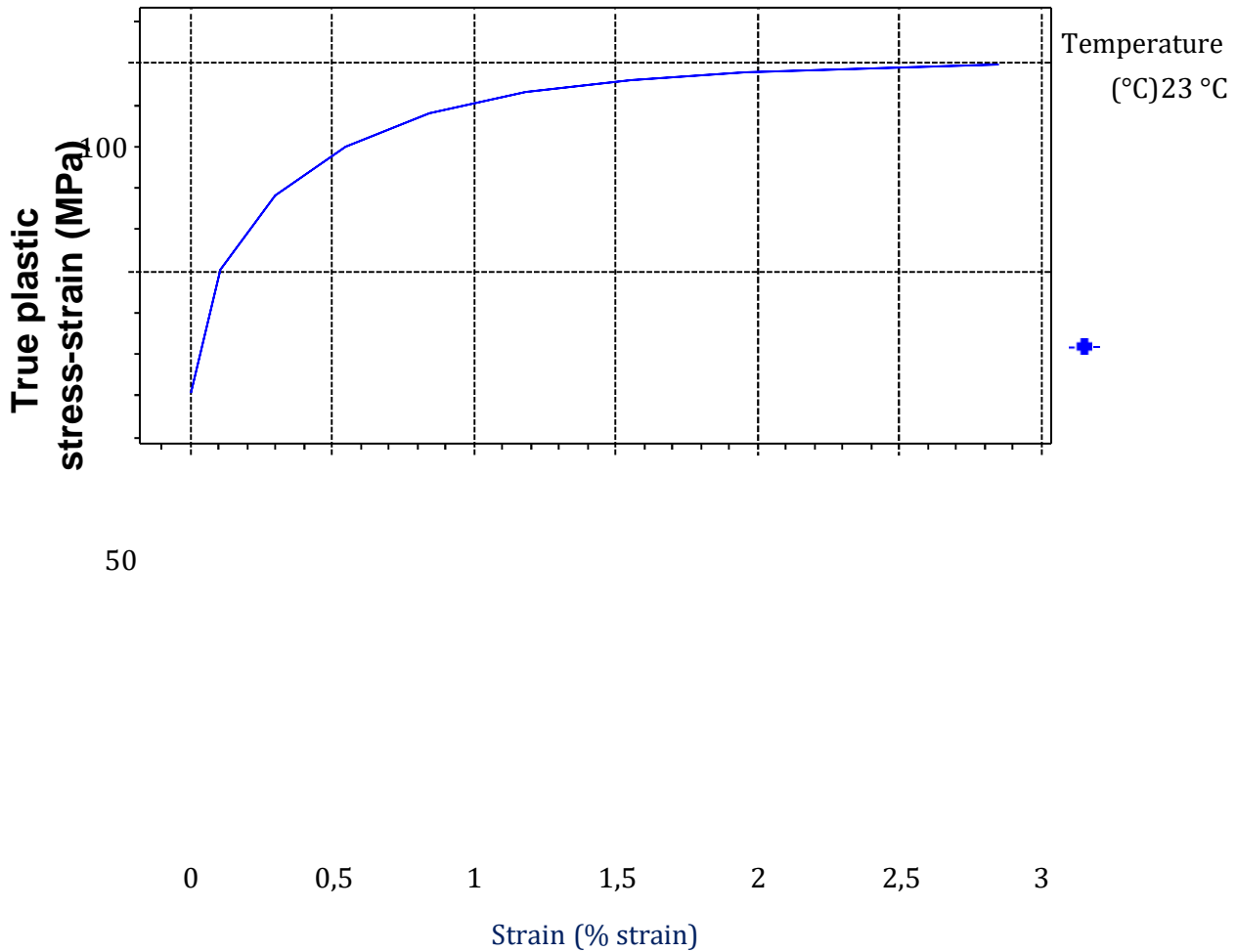
50

20 40 60 80 100 120 140
Temperature (°C)

Tensile strength	97	-	117	MPa
Specific strength	68,7	-	84	kN.m/kg
Elongation	30	-	150	% strain
True plastic stress-strain	48,8			MPa

[Parámetros](#): Strain = 0,1% strain, Temperature = 23°C

PEEK (unfilled)



Compressive modulus	* 3,76	- 3,95	GPa
Compressive strength	* 111	- 141	MPa
Flexural modulus	3,76	- 3,95	GPa
Flexural strength (modulus of rupture)	105	- 116	MPa
Shear modulus	* 1,36	- 1,43	GPa
Bulk modulus	* 5,48	- 5,75	GPa
Poisson's ratio	0,39	- 0,41	
Shape factor	5		
Hardness - Vickers	* 28	- 31	HV
Hardness - Rockwell M	95	- 105	
Hardness - Rockwell R	* 119	- 131	
Elastic stored energy (springs)	* 1,06e3	- 1,56e3	kJ/m ³
Fatigue strength at 10 ⁷ cycles	* 39	- 47	MPa

Impact & fracture properties

Fracture toughness	* 2,73	- 4,3	MPa.m ^{0.5}
--------------------	--------	-------	----------------------

PEEK (unfilled)

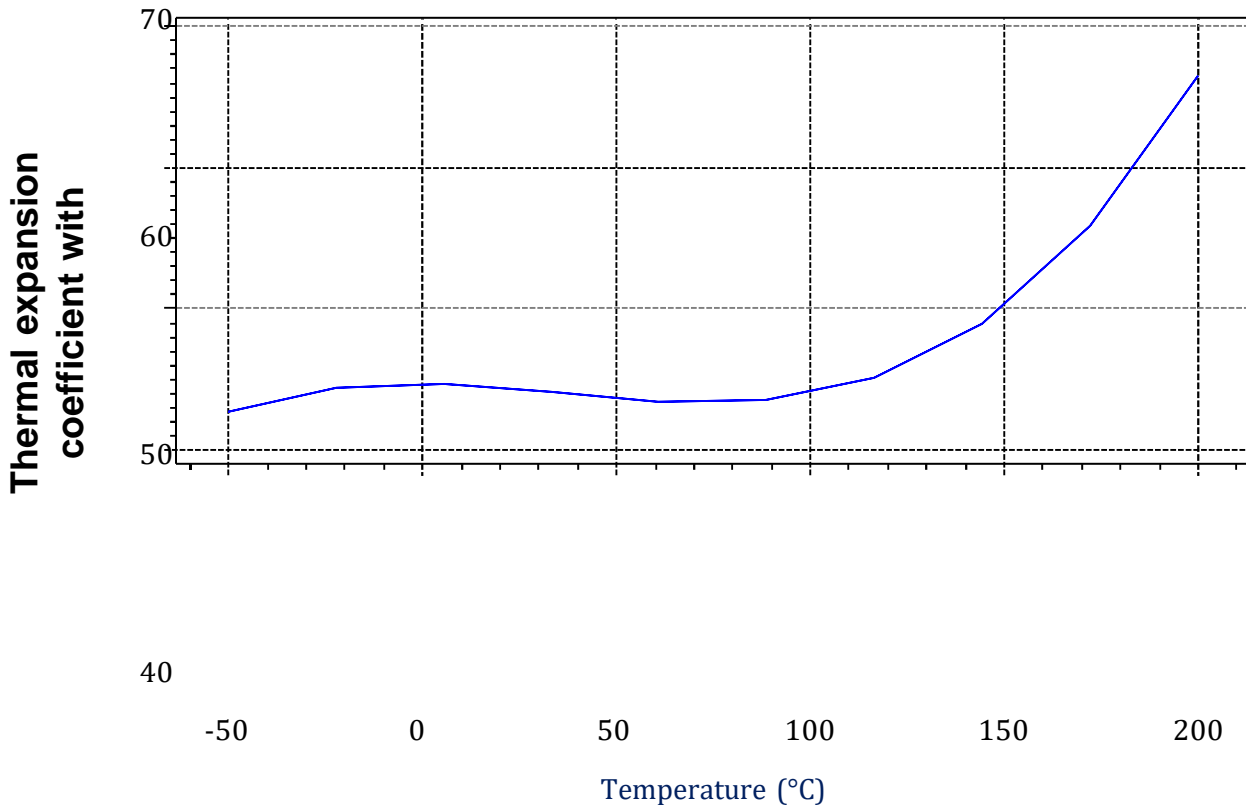
Toughness (G)	* 2,02	- 4,6	kJ/m ²
Impact strength, notched 23 °C	5,91	- 7,15	kJ/m ²
Impact strength, notched -30 °C	5,91	- 7,15	kJ/m ²
Impact strength, unnotched 23 °C	590	- 600	kJ/m ²
Impact strength, unnotched -30 °C	590	- 600	kJ/m ²

Thermal properties

Melting point	322	- 346	°C
Glass temperature	143	- 157	°C
Heat deflection temperature 0.45MPa	* 164	- 208	°C

PEEK (unfilled)

Heat deflection temperature 1.8MPa	139	-	182	°C
Vicat softening point	308	-	328	°C
Maximum service temperature	239	-	260	°C
Minimum service temperature	* -70	-	-50	°C
Thermal conductivity	0,24	-	0,26	W/m.°C
Specific heat capacity	1,34e3			J/kg.°C
Thermal expansion coefficient	40	-	55	μstrain/°C
Thermal expansion coefficient with temperature Parámetros : Temperature = 23°C	44,3	-	44,3	μstrain/°C



Reference temp	20		°C
Thermal shock resistance	* 457	-	663 °C
Thermal distortion resistance	0,00452	-	0,00627 MW/m

Electrical properties

Electrical resistivity	3,3e21	-	3e22	μohm.cm
Electrical conductivity	5,75e-21	-	5,22e-20	%IACS

PEEK (unfilled)

Dielectric constant (relative permittivity)	3,1	-	3,3	
Dissipation factor (dielectric loss tangent)	0,0015	-	0,0017	
Dielectric strength (dielectric breakdown)	* 16,7	-	20	MV/m
Comparative tracking index	175	-	225	V

Magnetic properties

Magnetic type	Non-magnetic
---------------	--------------

Optical, aesthetic and acoustic properties

Transparency	Opaque
Acoustic velocity	* 1,69e3 - 1,74e3 m/s

PEEK (unfilled)

Mechanical loss coefficient (tan delta)	* 0,0101	-	0,0106
---	----------	---	--------

Restricted substances risk indicators

SIN List indicator (0-1, 1 = high risk)	0
---	---

Critical materials risk

Contains >5wt% critical elements?	No
-----------------------------------	----

Absorption & permeability

Water absorption @ 24 hrs	0,1	-	0,14	%
Permeability (O2)	6,54	-	11,3	cm ³ .mm/m ² .day.at m
Permeability (CO2)	27,7	-	41,6	cm ³ .mm/m ² .day.at m

Processing properties

Polymer injection molding	Limited use			
Polymer extrusion	Acceptable			
Polymer thermoforming	Limited use			
Linear mold shrinkage	1	-	1,21	%
Melt temperature	349	-	399	°C
Mold temperature	120	-	160	°C
Molding pressure range	68,8	-	138	MPa

Durability

Water (fresh)	Excellent			
Water (salt)	Excellent			
Weak acids	Excellent			
Strong acids	Unacceptable			
Weak alkalis	Excellent			
Strong alkalis	Excellent			
Organic solvents	Excellent			
Oxidation at 500C	Unacceptable			
UV radiation (sunlight)	Excellent			
Flammability	Self-extinguishing			
Oxygen index	34	-	36	%

PEEK (unfilled)

Chemical resistance of polymers

Chemical resistance, data sources

Derived from Rapra ChemRes record for PEEK

Acetaldehyde	Probably satisfactory
Acetic acid (10%)	Satisfactory
Acetic acid (glacial)	Satisfactory

PEEK (unfilled)

Acetic anhydride	Probably satisfactory
Acetone	Satisfactory
Acetonitrile	Probably satisfactory
Acetophenone	Probably satisfactory
Acetyl chloride	Probably satisfactory
Acrylic acid	Probably satisfactory
Aluminum chloride (10%)	Satisfactory
Aluminum sulfate	Satisfactory
Ammonium hydroxide (35%)	Satisfactory
Ammonium sulfate (50%)	Satisfactory
Amyl acetate	Probably satisfactory
Amyl alcohol	Probably satisfactory
Aniline	Probably satisfactory
Antimony trichloride (10%)	Probably satisfactory
Aqua regia	Limited
Arsenic acid	Satisfactory
ASTM fuel A	Probably satisfactory
ASTM fuel B	Probably satisfactory
ASTM fuel C	Probably satisfactory
ASTM oil No. 1	Satisfactory
ASTM oil No. 2 or IRM902	Satisfactory
ASTM oil No. 3 or IRM903	Satisfactory
Barium chloride	Satisfactory
Benzaldehyde	Satisfactory
Benzene	Satisfactory
Benzyl alcohol	Probably satisfactory
Benzyl chloride	Probably satisfactory
Boric acid	Probably satisfactory
Bromine liquid	Unsatisfactory
Butyl acetate	Probably satisfactory
Butyl alcohol (butanol)	Probably satisfactory
Butyl chloride	Probably satisfactory
Butylamine	Probably satisfactory
Butyric acid	Probably satisfactory
Calcium chloride	Satisfactory
Carbon disulfide	Probably satisfactory
Carbon tetrachloride	Satisfactory
Castor oil	Probably satisfactory
Cellosolve	Probably satisfactory
Cellosolve acetate	Probably satisfactory

PEEK (unfilled)

Chloracetic acid	Probably satisfactory
Chlorine dioxide	Doubtful
Chlorine gas (dry)	Satisfactory
Chlorine water	Unsatisfactory
Chlorobenzene	Probably satisfactory
Chloroform	Satisfactory
Chlorosulfonic acid	Probably satisfactory
Chrome plating solution	Probably satisfactory
Chromic acid	Satisfactory
Citric acid (10%)	Probably satisfactory
Cod liver oi	Probably satisfactory
Copper sulfate	Probably satisfactory
Cotton seed oil	Probably satisfactory
Cresols	Probably satisfactory
Cyclohexane	Probably satisfactory
Cyclohexanol	Probably satisfactory
Cyclohexanone	Probably satisfactory
Decalin	Probably satisfactory
Diesel oil	Satisfactory
Diethyl ether	Satisfactory
Diethylamine	Satisfactory
Diethylene glycol	Satisfactory
Dimethyl formamide	Satisfactory
Dimethylamine	Satisfactory
Dimethylhydrazine	Probably satisfactory
Diethyl phthalate	Probably satisfactory
Dioxane	Probably satisfactory
Ethyl acetate	Satisfactory
Ethyl alcohol (ethanol)	Satisfactory
Ethyl chloride	Probably satisfactory
Ethylamine	Satisfactory
Ethylene bromide	Probably satisfactory
Ethylene chloride (1,2 dichloroethane)	Probably satisfactory
Ethylene glycol	Satisfactory
Ferric chloride	Satisfactory
Fluoboric acid	Probably satisfactory
Fluorine (gas)	Limited
Fluosilicic acid	Probably satisfactory
Formaldehyde (40%)	Satisfactory

PEEK (unfilled)

Formic acid (90%)	Limited
Freon - 11	Probably satisfactory
Freon - 113	Probably satisfactory
Freon - 115	Probably satisfactory
Freon - 12	Probably satisfactory
Freon - 13 B1	Probably satisfactory
Freon - 21	Probably satisfactory
Freon - 22	Probably satisfactory
Freon - 32	Probably satisfactory
Furfural	Limited
Glycerol	Satisfactory
Hexane	Satisfactory
Hydrazine	Probably satisfactory
Hydrobromic acid (50%)	Unsatisfactory
Hydrochloric acid (10%)	Satisfactory
Hydrochloric acid (36%)	Satisfactory
Hydrofluoric acid (40%)	Unsatisfactory
Hydrogen peroxide (35%)	Satisfactory
Hydrogen peroxide (87%)	Probably satisfactory
Hydrogen sulfide gas	Satisfactory
Iso-octane	Satisfactory
Iso-propyl alcohol (iso-propanol)	Satisfactory
Lactic acid (90%)	Satisfactory
Lead acetate (10%)	Satisfactory
Linseed oil	Probably satisfactory
Lubricating oil	Satisfactory
Magnesium chloride	Limited
Manganese sulfate	Satisfactory
Mercuric chloride	Probably satisfactory
Methyl alcohol (methanol)	Satisfactory
Methyl bromide (gas)	Probably satisfactory
Methyl ethyl ketone	Satisfactory
Methylene chloride (dichloromethane)	Satisfactory
Molasses	Satisfactory
Monoethanolamine (2-aminoethanol)	Probably satisfactory
Nickel chloride	Satisfactory
Nitric acid (10%)	Satisfactory
Nitric acid (70%)	Unsatisfactory
Nitrobenzene	Satisfactory
Nitromethane	Doubtful

PEEK (unfilled)

Nitropropane	Doubtful
n-propanol	Satisfactory
Oleic acid	Probably satisfactory
Olive oi	Satisfactory
Oxalic acid (solutions)	Probably satisfactory
Ozone (gas)	Satisfactory
Paraffin oil (kerosene)	Satisfactory
Perchloroethylene	Satisfactory
Peroxymonosulfuric acid	Doubtful
Petrol (gasoline)	Satisfactory
Phenol	Limited
Phosphoric acid (85%)	Satisfactory
Picric acid (solutions)	Probably satisfactory
Plating solutions (non-chrome)	Probably satisfactory
Potassium cyanide	Satisfactory
Potassium fluoride	Satisfactory
Potassium hydroxide (50%)	Satisfactory
Potassium permanganate (25%)	Satisfactory
Potassium sulfate	Satisfactory
Propionic acid	Probably satisfactory
Propylene oxide	Probably satisfactory
Pyridine	Probably satisfactory
Rapeseed oil	Probably satisfactory
Silicone fluids	Satisfactory
Silver nitrate	Satisfactory
Sodium borate	Satisfactory
Sodium carbonate (10%)	Satisfactory
Sodium chloride (25%)	Satisfactory
Sodium chlorite	Satisfactory
Sodium cyanide	Satisfactory
Sodium hydroxide (10%)	Satisfactory
Sodium hydroxide (60%)	Satisfactory
Sodium hypochlorite (20%)	Probably satisfactory
Sodium nitrate	Satisfactory
Sour oil	Satisfactory
Stannic chloride	Satisfactory
Styrene	Satisfactory
Sulfamic acid (solutions)	Satisfactory
Sulfur dioxide (gas)	Satisfactory

PEEK (unfilled)

Sulfuric acid (10%)	Satisfactory
Sulfuric acid (70%)	Unsatisfactory
Sulfuric acid (96%)	Unsatisfactory
Sulfuric acid (fuming)	Unsatisfactory
Tetrachlorethane	Probably satisfactory
Tetrahydrofuran	Probably satisfactory
Tetralin	Satisfactory
Thionyl chloride	Doubtful
Titanium tetrachloride	Probably satisfactory
Toluene	Satisfactory
Transformer oil	Satisfactory
Trichloroacetic acid	Probably satisfactory
Trichlorethane	Satisfactory
Trichlorethylene	Satisfactory
Tricresyl phosphate	Probably satisfactory
Triethanolamine	Probably satisfactory
Triethylamine	Satisfactory
Turpentine	Probably satisfactory
Vegetable oils (general)	Satisfactory
Vinyl acetate	Probably satisfactory
Vinyl chloride	Probably satisfactory
Water (distilled)	Satisfactory
Water (sea)	Satisfactory
White spirit	Probably satisfactory
Wine	Satisfactory
Xylene	Satisfactory
Zinc chloride (aq. sol.)	Satisfactory

Primary production energy, CO2 and water

Embodied energy, primary production (virgin grade)	* 286	- 315	MJ/kg
Embodied energy, primary production (typical grade)	* 283	- 312	MJ/kg
CO2 footprint, primary production (virgin grade)	* 15,9	- 17,5	kg/kg
CO2 footprint, primary production (typical grade)	* 15,7	- 17,4	kg/kg
Water usage	534	- 1,6e3	l/kg

Processing energy, CO2 footprint & water

Polymer extrusion energy	* 6,06	- 6,69	MJ/kg
Polymer extrusion CO2	* 0,454	- 0,502	kg/kg
Polymer extrusion water	* 4,92	- 7,39	l/kg

PEEK (unfilled)

Polymer molding energy	* 25,3	- 27,9	MJ/kg
------------------------	--------	--------	-------

PETG (unfilled)

Polymer molding CO2	* 1,9	- 2,09	kg/kg
Polymer molding water	* 15,3	- 23	l/kg
Coarse machining energy (per unit wt removed)	* 1,37	- 1,52	MJ/kg
Coarse machining CO2 (per unit wt removed)	* 0,103	- 0,114	kg/kg
Fine machining energy (per unit wt removed)	* 9,46	- 10,5	MJ/kg
Fine machining CO2 (per unit wt removed)	* 0,709	- 0,784	kg/kg
Grinding energy (per unit wt removed)	* 18,4	- 20,4	MJ/kg
Grinding CO2 (per unit wt removed)	* 1,38	- 1,53	kg/kg

Recycling and end of life

Recycle	✓		
Embodied energy, recycling	96,9	- 107	MJ/kg
CO2 footprint, recycling	5,4	- 6	kg/kg
Recycle fraction in current supply	1,34	- 1,48	%
Downcycle	✓		
Combust for energy recovery	✓		
Heat of combustion (net)	* 30,5	- 32	MJ/kg
Combustion CO2	* 2,83	- 2,97	kg/kg
Landfill	✓		
Biodegrade	✗		

Enlaces

Global Polymers

Plastics

ProcessUniverse

Producers

Referenc

eShape

General information

Designation

PETG (unfilled), Polyethylene terephthalate, glycol copolyester

Tradenames

3DXMAX; AKOLYT; ALCOLOR; BONDZ; CHILIAD; ECP; Eastar; Eastman Provista; FLOW; Genius; ICORENE; LENTICULAR; MAVEN; MIMESIS; Network; POLYCASA; PermaStat; Plaskolite; Push; RTP; SELEKT; SIMOLIFE; Skivpro; Stat Bito; THERMAX; VENI17; WEEZEN

PETG (unfilled)

Typical uses

Pharmaceutical, medical device, food-contact and personal care packaging, machine guards, electrical device packing.

Composition overview

Compositional summary

Copolyester of terephthalic acid with ethylene glycol (>50%) and cyclohexanedimethanol (<50%)

Material family	Plastic (thermoplastic, amorphous)
Base material	PETG (Polyethylene terephthalate, glycol copolyester)
Polymer code	PETG

Composition detail (polymers and natural materials)

Polymer	100	%
---------	-----	---

Price

Price	* 19,3	- 20,4	EUR/kg
Price per unit volume	* 2,43e3	- 2,6e3	EUR/m ³

Physical properties

Density	1,26e3	- 1,28e3	kg/m ³
---------	--------	----------	-------------------

Mechanical properties

Young's modulus	* 2,01	- 2,11	GPa
Specific stiffness	* 1,58	- 1,66	MN.m/kg
Yield strength (elastic limit)	47,9	- 52,9	MPa
Tensile strength	* 60	- 66	MPa
Specific strength	37,7	- 41,7	kN.m/kg
Elongation	102	- 118	% strain
Compressive modulus	* 2,01	- 2,11	GPa
Compressive strength	* 57,5	- 63,5	MPa
Flexural modulus	2,01	- 2,11	GPa
Flexural strength (modulus of rupture)	67	- 73,8	MPa

PETG (unfilled)

Shear modulus	* 0,716	-	0,752	GPa
Bulk modulus	* 3,45	-	3,62	GPa
Poisson's ratio	* 0,395	-	0,411	
Shape factor	5			
Hardness - Vickers	* 14	-	16	HV
Hardness - Rockwell M	* 66	-	72	
Hardness - Rockwell R	101	-	111	
Elastic stored energy (springs)	* 557	-	680	kJ/m ³
Fatigue strength at 10 ⁷ cycles	* 24	-	26	MPa

Impact & fracture properties

Fracture toughness	* 2,11	-	2,54	MPa.m ^{0.5}
Toughness (G)	* 2,18	-	3,1	kJ/m ²
Impact strength, notched 23 °C	1,75	-	8,44	kJ/m ²
Impact strength, notched -30 °C	1,41	-	5,07	kJ/m ²
Impact strength, unnotched 23 °C	590	-	600	kJ/m ²
Impact strength, unnotched -30 °C	590	-	600	kJ/m ²

Thermal properties

Glass temperature	81	-	91	°C
Heat deflection temperature 0.45MPa	68	-	72	°C
Heat deflection temperature 1.8MPa	62	-	64	°C
Vicat softening point	74	-	94	°C
Maximum service temperature	* 51	-	64	°C
Minimum service temperature	* -55	-	-35	°C
Thermal conductivity	* 0,257	-	0,267	W/m.°C
Specific heat capacity	* 1,47e3	-	1,53e3	J/kg.°C
Thermal expansion coefficient	* 120	-	123	µstrain/°C
Thermal shock resistance	* 190	-	213	°C
Thermal distortion resistance	* 0,00211	-	0,0022	MW/m

Electrical properties

Electrical resistivity	* 5,98e21	-	5,38e22	µohm.cm
Electrical conductivity	* 3,2e-21	-	2,88e-20	%IACS
Dielectric constant (relative permittivity)	3	-	3,2	
Dissipation factor (dielectric loss tangent)	* 0,00282	-	0,00339	
Dielectric strength (dielectric breakdown)	* 16,9	-	20,3	MV/m

PETG (unfilled)

Magnetic properties

Magnetic type

Non-magnetic

PETG (unfilled)

Optical, aesthetic and acoustic properties

Refractive index	1,57
Transparency	Optical quality
Acoustic velocity	* 1,26e3 - 1,29e3 m/s
Mechanical loss coefficient (tan delta)	* 0,019 - 0,0199

Restricted substances risk indicators

SIN List indicator (0-1, 1 = high risk)	0,02
---	------

Notes

May contain restricted (wt%): UV-stabilizer up to 2%

Critical materials risk

Contains >5wt% critical elements?	No
-----------------------------------	----

Absorption & permeability

Water absorption @ 24 hrs	0,118 - 0,143	%
Water vapor transmission	1,1 - 2,05	g.mm/m ² .day
Permeability (O2)	9,76 - 10	cm ³ .mm/m ² .day.at m
Permeability (CO2)	18,4 - 54,1	cm ³ .mm/m ² .day.at m
Permeability (N2)	2,46 - 6,18	cm ³ .mm/m ² .day.at m

Processing properties

Polymer injection molding	Acceptable	
Polymer extrusion	Acceptable	
Polymer thermoforming	Excellent	
Linear mold shrinkage	0,2 - 0,5	%
Melt temperature	249 - 288	°C
Molding pressure range	6,88 - 138	MPa

Durability

Water (fresh)	Excellent
Water (salt)	Excellent

PETG (unfilled)

Weak acids	Excellent
Strong acids	Limited use
Weak alkalis	Excellent
Strong alkalis	Limited use
Organic solvents	Unacceptable
Oxidation at 500C	Unacceptable
UV radiation (sunlight)	Fair
Flammability	Highly flammable
Oxygen index	* 19 - 21 %

PETG (unfilled)

Primary production energy, CO2 and water

Embodied energy, primary production (virgin grade)	* 89,1	- 98,2	MJ/kg
Embodied energy, primary production (typical grade)	* 89	- 98,2	MJ/kg
CO2 footprint, primary production (virgin grade)	* 4,16	- 4,59	kg/kg
CO2 footprint, primary production (typical grade)	* 4,16	- 4,59	kg/kg
Water usage	* 126	- 140	l/kg

Processing energy, CO2 footprint & water

Polymer extrusion energy	* 5,92	- 6,54	MJ/kg
Polymer extrusion CO2	* 0,444	- 0,491	kg/kg
Polymer extrusion water	* 4,87	- 7,3	l/kg
Polymer molding energy	* 21,4	- 23,7	MJ/kg
Polymer molding CO2	* 1,61	- 1,77	kg/kg
Polymer molding water	* 13,7	- 20,6	l/kg
Coarse machining energy (per unit wt removed)	* 0,927	- 1,02	MJ/kg
Coarse machining CO2 (per unit wt removed)	* 0,0695	- 0,0768	kg/kg
Fine machining energy (per unit wt removed)	* 5	- 5,52	MJ/kg
Fine machining CO2 (per unit wt removed)	* 0,375	- 0,414	kg/kg
Grinding energy (per unit wt removed)	* 9,52	- 10,5	MJ/kg
Grinding CO2 (per unit wt removed)	* 0,714	- 0,789	kg/kg

Recycling and end of life

Recycle	✓		
Embodied energy, recycling	30,2	- 33,4	MJ/kg
CO2 footprint, recycling	1,41	- 1,56	kg/kg
Recycle fraction in current supply	0,1		%
Downcycle	✓		
Combust for energy recovery	✓		
Heat of combustion (net)	* 25,1	- 26,3	MJ/kg
Combustion CO2	* 2,33	- 2,45	kg/kg
Landfill	✓		
Biodegrade	✗		

Notes

Other notes

Advantages: glass-like clarity, high

PETG (unfilled)

Enlaces

Global Polymers

Plastics

ProcessUniverse

Producers

PLA (general purpose)

Referenc

eShape

General information

Designation

PLA (general purpose), Polylactide / Polylactic acid (General purpose)

Tradenames

EcolGreen; ErcrosBio; Fozeas; Futerro; Ingeo; Luminy; NaturePlast; Purasorb; Revode;

Typical uses

Biodegradable packaging and disposables, food packaging, plastic bags, consumer goods, diapers, bottles, cold drink cups, sheet, film products, electrical/electronic applications, automotive applications, home textiles, clothing, medical devices, homeware, personal care products, fibers, filaments, film, foam, laminates, trays.

Included in Materials Data for Simulation



Materials Data for Simulation name

Plastic, PLA

Composition overview

Compositional summary

$(CH(CH_3)CO_2)_n$. The lactic acid is produced from sugar (dextrose) with plant starch origins e.g. corn, wheat, sugar beets and sugar cane.

Material family	Plastic (thermoplastic, semi-crystalline)
Base material	PLA (Polylactic acid / polylactide)
Renewable content	100 %
Polymer code	PLA

Composition detail (polymers and natural materials)

Polymer	100 %
---------	-------

Price

Price	* 24,1	- 28,5	EUR/kg
Price per unit volume	* 2,99e3	- 3,61e3	EUR/m ³

Physical properties

Density	1,2e3	- 1,29e3	kg/m ³
---------	-------	----------	-------------------

Mechanical properties

PLA (general purpose)

Young's modulus	2,4	-	3,6	GPa
Specific stiffness	1,92	-	2,9	MN.m/kg
Yield strength (elastic limit)	45	-	72	MPa
Tensile strength	45	-	72	MPa
Specific strength	36,1	-	58	kN.m/kg
Elongation	2,2	-	6	% strain
Elongation at yield	2,8	-	3,5	% strain
Compressive modulus	* 2,4	-	3,6	GPa

PLA (general purpose)

Compressive strength	* 54	- 86,4	MPa
Flexural modulus	2,6	- 4,6	GPa
Flexural strength (modulus of rupture)	90	- 126	MPa
Shear modulus	* 0,902	- 1,35	GPa
Shear strength	* 27	- 43,2	MPa
Bulk modulus	* 2,35	- 3,53	GPa
Poisson's ratio	0,33		
Shape factor	5		
Hardness - Vickers	* 16,3	- 17,9	HV
Hardness - Rockwell M	82	- 107	
Hardness - Rockwell R	* 32	- 35	
Hardness - Shore D	73	- 82	
Elastic stored energy (springs)	350	- 868	kJ/m ³
Fatigue strength at 10 ⁷ cycles	* 18	- 28,8	MPa

Impact & fracture properties

Fracture toughness	* 3,38	- 4,09	MPa.m ^{0.5}
Toughness (G)	* 3,62	- 6,12	kJ/m ²
Impact strength, notched 23 °C	1,5	- 5	kJ/m ²
Impact strength, notched -30 °C	1,6		kJ/m ²
Impact strength, unnotched 23 °C	13	- 23	kJ/m ²
Impact strength, unnotched -30 °C	25		kJ/m ²

Thermal properties

Melting point	135	- 181	°C
Glass temperature	43	- 63	°C
Heat deflection temperature 0.45MPa	51	- 60	°C
Heat deflection temperature 1.8MPa	48		°C
Vicat softening point	62,5		°C
Maximum service temperature	* 40	- 60	°C
Minimum service temperature	* -45	- -12	°C
Thermal conductivity	* 0,12	- 0,15	W/m.°C
Specific heat capacity	* 1,18e3	- 1,21e3	J/kg.°C
Thermal expansion coefficient	* 68	- 78	µstrain/°C
Thermal shock resistance	* 196	- 360	°C
Thermal distortion resistance	* 0,00162	- 0,0021	MW/m

PLA (general purpose)

Electrical properties

Electrical resistivity	* 2,7e16	-	4,3e17	μohm.cm
Electrical conductivity	* 4,01e-16	-	6,39e-15	%IACS
Dielectric constant (relative permittivity)	* 3,1	-	3,2	

PLA (general purpose)

Dissipation factor (dielectric loss tangent)	* 0,00909	-	0,01	
Dielectric strength (dielectric breakdown)	* 3	-	6,2	MV/m

Magnetic properties

Magnetic type	Non-magnetic
---------------	--------------

Optical, aesthetic and acoustic properties

Refractive index	* 1,44	-	1,46	
Transparency	Transparent			
Acoustic velocity	1,38e3	-	1,71e3	m/s
Mechanical loss coefficient (tan delta)	* 0,0124	-	0,0164	

Restricted substances risk indicators

SIN List indicator (0-1, 1 = high risk)	0
---	---

Critical materials risk

Contains >5wt% critical elements?	No
-----------------------------------	----

Absorption & permeability

Water absorption @ 24 hrs	* 0,1	-	0,13	%
Water absorption @ sat	* 0,7	-	1	%
Humidity absorption @ sat	* 0,21	-	0,3	%
Water vapor transmission	9,5			g.mm/m ² .day
Permeability (O2)	16,9	-	17	cm ³ .mm/m ² .day.at m
Permeability (CO2)	71,3	-	72	cm ³ .mm/m ² .day.at m
Permeability (N2)	1,63			cm ³ .mm/m ² .day.at m

Processing properties

Polymer injection molding	Excellent
Polymer extrusion	Excellent
Polymer thermoforming	Excellent
Linear mold shrinkage	0,2 - 1,7 %

PLA (general purpose)

Melt temperature	180	-	221	°C
Mold temperature	30	-	120	°C
Molding pressure range	*	-	103	MPa
	55,2			

Durability

Water (fresh)	Acceptable
Water (salt)	Acceptable
Weak acids	Unacceptable
Strong acids	Unacceptable
Weak alkalis	Acceptable

PLA (general purpose)

Strong alkalis	Unacceptable
Organic solvents	Limited use
Oxidation at 500C	Unacceptable
UV radiation (sunlight)	Poor
Flammability	Highly flammable
Oxygen index	* 19 - 21 %

Primary production energy, CO2 and water

Embodied energy, primary production (virgin grade)	42,9 - 47,2	MJ/kg
--	-------------	-------

Sources

29.2 MJ/kg (Institute for Prospective Technological Studies, 2005); 29.2 MJ/kg (Institute for Prospective Technological Studies, 2005);

29.2 MJ/kg (Institute for Prospective Technological Studies, 2005); 29.2 MJ/kg (Institute for Prospective Technological Studies, 2005);

29.2 MJ/kg (Institute for Prospective Technological Studies, 2005); 75.4 MJ/kg (Vink et al. 2007); 40.1 MJ/kg (Institute for Prospective Technological Studies, 2005); 48.8 MJ/kg (Institute for Prospective Technological Studies, 2005); 54.1 MJ/kg (Institute for Prospective Technological Studies, 2005); 62.1 MJ/kg (Institute for Prospective Technological Studies, 2005); 69.1 MJ/kg (Ecoinvent v3.7.1)

Embodied energy, primary production (typical grade)	* 42,5 - 47,2	MJ/kg
CO2 footprint, primary production (virgin grade)	2,17 - 2,4	kg/kg

Sources

1.2 kg/kg (Institute for Prospective Technological Studies, 2005); 1.2 kg/kg (Institute for Prospective Technological Studies, 2005); 1.2 kg/kg (Institute for Prospective Technological Studies, 2005); 1.2 kg/kg (Institute for Prospective Technological Studies, 2005); 1.89 kg/kg (Institute for Prospective Technological Studies, 2005); 3 kg/kg (Institute for Prospective Technological Studies, 2005); 4 kg/kg (Institute for Prospective Technological Studies, 2005); 3.84 kg/kg (Vink et al. 2007); 3.07 kg/kg (Ecoinvent v3.7.1)

CO2 footprint, primary production (typical grade)	* 2,15 - 2,4	kg/kg
Water usage	* 19,8 - 21,8	l/kg

Processing energy, CO2 footprint & water

Polymer extrusion energy	* 5,65 - 6,23	MJ/kg
Polymer extrusion CO2	* 0,424 - 0,467	kg/kg
Polymer extrusion water	* 4,75 - 7,13	l/kg
Polymer molding energy	* 13,5 - 14,9	MJ/kg
Polymer molding CO2	* 1,01 - 1,12	kg/kg
Polymer molding water	* 10,5 - 15,7	l/kg

PLA (general purpose)

Coarse machining energy (per unit wt removed)	* 0,969	- 1,07	MJ/kg
Coarse machining CO2 (per unit wt removed)	* 0,0727	- 0,0802	kg/kg
Fine machining energy (per unit wt removed)	* 5,41	- 5,96	MJ/kg
Fine machining CO2 (per unit wt removed)	* 0,406	- 0,447	kg/kg
Grinding energy (per unit wt removed)	* 10,3	- 11,4	MJ/kg
Grinding CO2 (per unit wt removed)	* 0,774	- 0,853	kg/kg

Recycling and end of life

Recycle	✓		
Embodied energy, recycling	* 14,6	- 16,1	MJ/kg
CO2 footprint, recycling	* 0,738	- 0,816	kg/kg
Recycle fraction in current supply	* 0,1	- 1,1	%
Downcycle	✓		

TPU(r)

Combust for energy recovery	✓			
Heat of combustion (net)	* 18,9	- 19,9	MJ/kg	
Combustion CO2	* 1,8	- 1,9	kg/kg	
Landfill	✓			
Biodegrade	✓			

Notes

Other notes

PLA is a renewable thermoplastic polyester manufactured from plants such as sugarcane, corn and tapioca. PLA can be amorphous or semi-crystalline. Various blends of D and L enantiomers are available, making available a broader range of properties.

Enlaces

[Global Polymers](#)

[PlasticsProcessUniverse](#)

[Producers](#)

[Referenc](#)

[eShape](#)

General information

Designation

TPU(r) (molding), Polyurethane (Unreinforced, Molding)

Tradenames

Isoplast

Typical uses

Automotive applications, appliances, footwear, construction, furniture, sporting

Included in Materials Data for Simulation	✓
Materials Data for Simulation name	Plastic, TPU (rigid)

TPU(r)

Composition overview

Compositional summary

General formula $(\text{NH-R-NH-CO-O-R}'\text{-O-CO})_n$ where R is from a diisocyanate, most commonly MDI or TDI, and R' is from a polyol

Material family	Plastic (thermoplastic, amorphous)
Base material	TPU(r) (Thermoplastic polyurethane, rigid)
Polymer code	TPU(r)

Composition detail (polymers and natural materials)

Polymer	100	%
---------	-----	---

Price

Price	* 26,8	- 29,8	EUR/kg
Price per unit volume	* 3,01e3	- 3,69e3	EUR/m ³

Physical properties

Density	1,12e3	- 1,24e3	kg/m ³
---------	--------	----------	-------------------

Mechanical properties

Young's modulus	1,31	- 2,07	GPa
Specific stiffness	1,11	- 1,76	MN.m/kg
Yield strength (elastic limit)	* 36	- 42	MPa
Tensile strength	31	- 62	MPa
Specific strength	* 30,1	- 36,2	kN.m/kg
Elongation	60	- 550	% strain
Compressive modulus	* 1,31	- 2,07	GPa
Compressive strength	* 64,6	- 91	MPa
Flexural modulus	2,08	- 2,18	GPa
Flexural strength (modulus of rupture)	70,3	- 103	MPa
Shear modulus	* 0,465	- 0,735	GPa

TPU(r)

Bulk modulus	* 2,91	- 3,05	GPa
Poisson's ratio	* 0,4	- 0,416	
Shape factor	5		
Hardness - Vickers	* 16	- 23	HV
Hardness - Rockwell M	46	- 50	
Hardness - Rockwell R	100	- 110	
Elastic stored energy (springs)	* 352	- 598	kJ/m ³
Fatigue strength at 10 ⁷ cycles	* 16	- 20	MPa

Impact & fracture properties

Fracture toughness	* 1,84	- 4,97	MPa.m ^{0.5}
Toughness (G)	* 2,39	- 12,8	kJ/m ²
Impact strength, notched 23 °C	9,42	- 39	kJ/m ²
Impact strength, notched -30 °C	5,58	- 14,2	kJ/m ²
Impact strength, unnotched 23 °C	590	- 600	kJ/m ²
Impact strength, unnotched -30 °C	31,1	- 37,3	kJ/m ²

Thermal properties

Glass temperature	* 77	- 107	°C
Heat deflection temperature 0.45MPa	60	- 85	°C
Heat deflection temperature 1.8MPa	45	- 70	°C
Maximum service temperature	* 65	- 78	°C
Minimum service temperature	* -54	- -34	°C
Therm conductivity al	* 0,235	- 0,244	W/m.°C
Specifi heat capacity c	* 1,55e3	- 1,62e3	J/kg.°C
Thermal expansion coefficient	90	- 144	µstrain/°C
Thermal shock resistance	* 151	- 286	°C
Thermal distortion resistance	* 0,00166	- 0,00266	MW/m

Electrical properties

Electrical resistivity	3,3e18	- 3e19	µohm.cm
Electrical conductivity	5,75e-18	- 5,22e-17	%IACS
Dielectric constant (relative permittivity)	* 6,54	- 7,19	
Dissipation factor (dielectric loss tangent)	* 0,0626	- 0,0751	
Dielectric strength (dielectric breakdown)	15,1	- 16,4	MV/m

Magnetic properties

TPU(r)

Magnetic type	Non-magnetic
---------------	--------------

Optical, aesthetic and acoustic properties

Refractive index	1,48 - 1,49
------------------	-------------

TPU(r)

Transparency	Transparent		
Acoustic velocity	1,05e3	-	1,34e3 m/s
Mechanical loss coefficient (tan delta)	* 0,0193	-	0,0305

Restricted substances risk indicators

SIN List indicator (0-1, 1 = high risk)	0,02
---	------

Notes

May contain restricted (wt%): UV-stabilizer up to 2%

Critical materials risk

Contains >5wt% critical elements?	No
-----------------------------------	----

Absorption & permeability

Water absorption @ 24 hrs	0,15	-	0,19	%
Water vapor transmission	0,724	-	4,47	g.mm/m ² .day
Permeability (O2)	51,5	-	120	cm ³ .mm/m ² .day.at m
Permeability (CO2)	688	-	2,03e3	cm ³ .mm/m ² .day.at m
Permeability (N2)	19,9	-	49,9	cm ³ .mm/m ² .day.at m

Processing properties

Polymer injection molding	Acceptable		
Polymer extrusion	Limited use		
Polymer thermoforming	Unsuitable		
Linear mold shrinkage	0,4	-	1 %
Melt temperature	148	-	260 °C
Mold temperature	20	-	55 °C
Molding pressure range	41,3	-	103 MPa

Durability

Water (fresh)	Excellent
Water (salt)	Excellent
Weak acids	Acceptable

TPU(r)

Strong acids	Unacceptable
Weak alkalis	Acceptable
Strong alkalis	Limited use
Organic solvents	Unacceptable
Oxidation at 500C	Unacceptable
UV radiation (sunlight)	Fair
Flammability	Slow-burning
Oxygen index	* 20 - 22 %

Primary production energy, CO2 and water

Embodied energy, primary production (virgin grade)	78,1	-	86,1	MJ/kg
--	------	---	------	-------

Sources

72.1 MJ/kg (Hammond and Jones, 2008); 75.5 MJ/kg (Patel, 2003); 98.3 MJ/kg (Song, Youn, Gutowski, 2009)

Embodied energy, primary production (typical grade)	* 78	-	86	MJ/kg
---	------	---	----	-------

CO2 footprint, primary production (virgin grade)	3,05	-	3,37	kg/kg
--	------	---	------	-------

Sources

Data reported by sources are for CO2, values were converted to CO2 footprint using the relationship: CO2 footprint = CO2 * 1.06. Relationship taken from Hammond and Jones, 2008. Note that this is only captures fuel use (i.e. not including any process related emissions). This is for the average mixture of fuels used in the UK industry.

3 kg/kg (Hammond and Jones, 2008); 3.05 kg/kg (Patel, 2003)

CO2 footprint, primary production (typical grade)	* 3,05	-	3,37	kg/kg
---	--------	---	------	-------

Water usage	* 93,5	-	103	l/kg
-------------	--------	---	-----	------

Processing energy, CO2 footprint & water

Polymer extrusion energy	* 5,79	-	6,4	MJ/kg
--------------------------	--------	---	-----	-------

Polymer extrusion CO2	* 0,435	-	0,48	kg/kg
-----------------------	---------	---	------	-------

Polymer extrusion water	* 4,82	-	7,22	l/kg
-------------------------	--------	---	------	------

Polymer molding energy	* 17,9	-	19,8	MJ/kg
------------------------	--------	---	------	-------

Polymer molding CO2	* 1,34	-	1,48	kg/kg
---------------------	--------	---	------	-------

Polymer molding water	* 12,3	-	18,4	l/kg
-----------------------	--------	---	------	------

Coarse machining energy (per unit wt removed)	* 1,09	-	1,21	MJ/kg
---	--------	---	------	-------

Coarse machining CO2 (per unit wt removed)	* 0,082	-	0,0906	kg/kg
--	---------	---	--------	-------

Fine machining energy (per unit wt removed)	* 6,66	-	7,36	MJ/kg
---	--------	---	------	-------

Fine machining CO2 (per unit wt removed)	* 0,499	-	0,552	kg/kg
--	---------	---	-------	-------

Grinding energy (per unit wt removed)	* 12,8	-	14,2	MJ/kg
---------------------------------------	--------	---	------	-------

Grinding CO2 (per unit wt removed)	* 0,963	-	1,06	kg/kg
------------------------------------	---------	---	------	-------

Recycling and end of life

Recycle	✓			
---------	---	--	--	--

Embodied energy, recycling	26,5	-	29,3	MJ/kg
----------------------------	------	---	------	-------

CO2 footprint, recycling	1	-	1,15	kg/kg
--------------------------	---	---	------	-------

Recycle fraction in current supply	0,1			
------------------------------------	-----	--	--	--

Downcycle	✓			
-----------	---	--	--	--

Combust for energy recovery	✓			
Heat of combustion (net)	* 21,8	-	22,9	MJ/kg
Combustion CO2	* 2	-	2,1	kg/kg
Landfill	✓			
Biodegrade	✗			

Enlaces

ProcessUniverse

Producers

Reference

ANEXO 4

TABLAS Y VALORES PARA GENERAR GRÁFICAS DE TODOS LOS MATERIALES

TABLAS PARA GENERAR GRÁFICOS

Tabla 23. Precios de producción para optimización por minimización de masa.

Material	Coste unitario (€/kg)	Coste inicial (€)	Coste final (€)
ABS	19	125,4	95
PLA	26	200,2	156
PETG	20	158,0	122
PC	24	180,0	139,2
TPU	29	211,7	165,3
NAILON	33	254,1	194,7
PEEK	520	4264	3276

Tabla 24. Precios de producción para optimización mediante Lattice.

Material	Coste unitario (€/kg)	Coste inicial (€)	Coste final (€)
ABS	19	125,4	74,1
PLA	26	200,2	119,6
PETG	20	158,0	90,0
PC	24	180,0	105,6
TPU	29	211,7	127,6
NAILON	33	254,1	151,8
PEEK	520	4264	2496,0

ANEXO 5

**ESTUDIOS AERODINÁMICOS DE LAS
ESTRUCTURAS OPTIMIZADAS**

Descripción del proceso iterativo de optimización topológica de una estructura aeroespacial

La optimización topológica es una técnica muy poderosa para minimizar el peso manteniendo la resistencia mecánica, pero al modificar la geometría de cualquier componente aeroespacial, también puede cambiar su comportamiento aerodinámico. Esto es especialmente cierto para las alas de los drones, donde pequeñas variaciones pueden tener un impacto significativo en su rendimiento. Para analizar y optimizar la interacción entre la aerodinámica y la estructura del ala de un dron, podemos seguir un proceso como el siguiente:

1. Creación del modelo de elementos finitos: Iniciaríamos con un modelo CAD del diseño original del ala del dron y lo usaríamos para generar un modelo de elementos finitos (FEA). Este modelo se usaría para analizar tanto la mecánica estructural (para la resistencia y la rigidez) como el flujo de fluidos (para la aerodinámica).

2. Optimización topológica: Una vez que tengamos el modelo FEA, podríamos aplicar la optimización topológica para encontrar la distribución de material óptima para minimizar el peso mientras mantenemos una cierta resistencia y rigidez. En esta etapa, lo más probable es que se altere la geometría del ala.

3. Análisis de la mecánica de fluidos computacional (CFD): Después de la optimización topológica, tomaríamos el nuevo diseño del ala y realizaríamos un análisis de CFD para entender cómo el nuevo diseño afecta el comportamiento aerodinámico. Esto implicaría simular el flujo de aire alrededor del ala en diferentes condiciones de vuelo.

Más en detalle, el Análisis de Mecánica de Fluidos Computacional (CFD) es un método que utiliza algoritmos numéricos y matemáticas para resolver y analizar problemas que involucran el flujo de fluidos. En términos sencillos, CFD es la aplicación de las ecuaciones de Navier-Stokes, que son las ecuaciones que describen el movimiento de los fluidos viscosos.

Las ecuaciones de Navier-Stokes en 3D, en su forma incompresible, son:

$$\left[\frac{\partial \mathbf{u}}{\partial t} + (\mathbf{u} \cdot \nabla) \mathbf{u} = -\frac{1}{\rho} \nabla p + \nu \nabla^2 \mathbf{u} + \mathbf{g} \right]$$

$$[\nabla \cdot \mathbf{u} = 0]$$

Donde u es la velocidad del fluido, t es el tiempo, ρ es la densidad del fluido, p es la presión del fluido, ν es la viscosidad cinemática del fluido, g es la aceleración debido a la gravedad, ∇ es el operador de gradiente (diferenciación espacial).

Para analizar el rendimiento aerodinámico del ala de un dron, se necesita resolver estas ecuaciones en todo el dominio de flujo alrededor del ala. Esto implica dividir el espacio alrededor del ala en una malla de pequeñas celdas (un proceso llamado discretización) y resolver las ecuaciones de Navier-Stokes en cada celda. Es decir, a diferencia de lo que se ha hecho hasta ahora, el espacio a controlar es un volumen de control, es decir un volumen que rodea al dron.

La solución a estas ecuaciones nos dará la velocidad y la presión del aire en cada punto del dominio, que luego pueden usarse para calcular fuerzas aerodinámicas importantes, como la resistencia y la sustentación. Por ejemplo, la fuerza de elevación (L) en un perfil aerodinámico se puede calcular mediante la ecuación de Bernoulli, que para el caso 2D puede expresarse como:

$$L = \frac{1}{2} C_L \rho V^2 S$$

Donde, C_L es el coeficiente de elevación, ρ es la densidad del aire, V es la velocidad del aire, A es el área de la sección transversal del ala.

4. Optimización iterativa: Dependiendo de los resultados del análisis de CFD, es posible que debamos hacer más iteraciones de optimización topológica y análisis de CFD. Este es un proceso iterativo y podría requerir varias rondas para llegar a un diseño óptimo.

A través de este análisis, puedes determinar cómo la forma alterada del ala afectará su comportamiento aerodinámico. Si la resistencia aumenta demasiado o si la sustentación disminuye demasiado, tendrás que regresar al paso de optimización topológica y ajustar el diseño. Este es un proceso iterativo que puede requerir múltiples ciclos de análisis y optimización para obtener un diseño que equilibre adecuadamente el peso, la resistencia y el rendimiento aerodinámico

5. Verificación experimental: Una vez que hayamos llegado a un diseño que parece óptimo en las simulaciones, tendríamos que verificarlo experimentalmente. Esto podría implicar la fabricación de un prototipo del ala y la realización de pruebas en un túnel de viento o pruebas de vuelo reales con el dron.

6. Optimización basada en los resultados de la prueba: Dependiendo de los resultados de las pruebas, podríamos necesitar hacer ajustes finales al diseño del ala.

Es importante señalar que este es un proceso complejo que requiere un profundo conocimiento de la mecánica de fluidos, la mecánica de materiales y la simulación por elementos finitos. Sin embargo, con las herramientas y el enfoque correctos, es posible diseñar alas de drones que son ligeras, fuertes y aerodinámicamente eficientes.

Existen muchas relaciones numéricas que vinculan la geometría del ala con su rendimiento aerodinámico. Algunas de las más fundamentales incluyen:

1. Envergadura: Es la distancia desde la punta de un ala hasta la punta de la otra. Una mayor envergadura puede mejorar la eficiencia aerodinámica reduciendo la resistencia inducida (la resistencia causada por la generación de sustentación). Esto es particularmente importante para aviones de largo alcance y alta altitud, como aviones de línea o drones de larga duración.

2. Superficie alar: Es el área total de las alas del dron. Esta tiene un efecto directo en la cantidad de sustentación que el dron puede generar. A mayor superficie alar, mayor sustentación.

3. Cuerda media aerodinámica: Es el promedio de las longitudes de todas las cuerdas (la línea recta que une el borde de ataque con el borde de fuga) en el ala. Esta es una medida clave de la "profundidad" del ala.

4. Afilamiento: Es la relación entre la cuerda en la punta del ala y la cuerda en la raíz del ala. Los diseños de alas con afilamiento pueden tener menos resistencia inducida que los diseños rectangulares.

5. Ángulo de incidencia: Es el ángulo entre la cuerda del ala y la dirección del vuelo. Cambiar el ángulo de incidencia puede tener un gran impacto en la sustentación y la resistencia.

6. Perfil aerodinámico: Es la forma del corte transversal del ala. Los diferentes perfiles aerodinámicos tienen diferentes características de rendimiento. Por ejemplo, un perfil simétrico puede ser ideal para un avión acrobático, mientras que un perfil asimétrico puede proporcionar mayor sustentación y ser ideal para un avión de transporte o un dron de carga.

6.1 Fuerza de sustentación (L): Comentada anteriormente

6.2 Resistencia inducida (Di): La resistencia inducida se refiere a la resistencia creada por la generación de sustentación, y es una función del coeficiente de sustentación (Cl), la envergadura (b) y el área del ala (S), entre otros factores.

$$D_i = \frac{C_L^2 \rho V^2 S}{\pi e b^2}$$

Donde e es la eficiencia de Oswald, que varía según la forma del ala, pero a menudo se toma como 0.8 para los diseños iniciales.

6.3 Relación de aspecto (AR): Esta es una medida de cuán "largas" o "cortas" son las alas en relación con su "ancho". Se calcula como el cuadrado de la envergadura dividido por el área del ala.

$$AR = \frac{b^2}{S}$$

6.4 Ángulo de ataque (α): El ángulo de ataque es el ángulo entre la cuerda del ala y el viento relativo. Aunque no hay una fórmula directa para esto, es un factor importante en la determinación del coeficiente de sustentación (Cl), que varía con el ángulo de ataque.

La aerodinámica es un campo increíblemente complejo y las interacciones entre la geometría del ala y el rendimiento aerodinámico pueden ser muy intrincadas. Pero estos conceptos básicos proporcionan una buena base para entender cómo los cambios en la geometría del ala pueden afectar el rendimiento aerodinámico.