COMILLAS
UNIVERSIDAD PONTIFICIA
ICAI

MÁSTER UNIVERSITARIO EN INGENIERÍA INDUSTRIAL

TRABAJO FIN DE MÁSTER

DISEÑO Y OPTIMIZACIÓN TOPOLÓGICA DE UNA ESTRUCTURA PARA MULTIROTOR (DRON)

Autor: Antonio Engelinus Dijkema de Lucas

Director: Mariano Jiménez Calzado

Co-Director: Luis Romero Cuadrado

Madrid

Agosto de 2025

Declaro, bajo mi responsabilidad, que el Proyecto presentado con el título

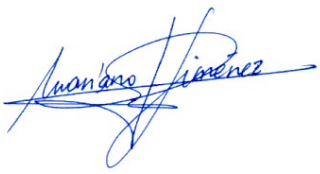
"DISEÑO Y OPTIMIZACIÓN TOPOLÓGICA DE UNA ESTRUCTURA PARA MULTIROTOR (DRON) "

en la ETS de Ingeniería - ICAI de la Universidad Pontificia Comillas en el curso académico 2024/25 es de mi autoría, original e inédito y no ha sido presentado con anterioridad a otros efectos.
El Proyecto no es plagio de otro, ni total ni parcialmente y la información que ha sido tomada de otros documentos está debidamente referenciada.

Fdo.: Antonio Engelinus Dijkema De Lucas Fecha: 22 / 07 /2025

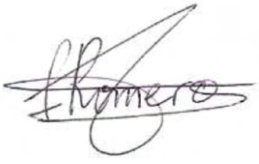
Autorizada la entrega del proyecto

EL DIRECTOR DEL PROYECTO



Fdo.: Mariano Jiménez Calzado Fecha: 22 / 07 /2025

EL CODIRECTOR DEL PROYECTO



Fdo.: Luis Romero Cuadrado Fecha: 22 / 07 /2025

COMILLAS
UNIVERSIDAD PONTIFICIA
ICAI

MÁSTER UNIVERSITARIO EN INGENIERÍA INDUSTRIAL

TRABAJO FIN DE MÁSTER

DISEÑO Y OPTIMIZACIÓN TOPOLÓGICA DE UNA ESTRUCTURA PARA MULTIROTOR (DRON)

Autor: Antonio Engelinus Dijkema de Lucas

Director: Mariano Jiménez Calzado

Co-Director: Luis Romero Cuadrado

Madrid

Agosto de 2025

DISEÑO Y OPTIMIZACIÓN TOPOLÓGICA DE UNA ESTRUCTURA PARA MULTIROTOR (DRON)

Autor: Dijkema de Lucas, Antonio Engelinus
Director: Jiménez Calzado, Mariano.
Entidad Colaboradora: ICAI – Universidad Pontificia Comillas

RESUMEN DEL PROYECTO

Se ha optimizado la estructura de un dron multirotor mediante técnicas de optimización topológica y diseño generativo, con el objetivo de reducir peso manteniendo la rigidez. El modelo final, validado mediante simulaciones FEM y fabricado mediante impresión 3D en el laboratorio de Fabricación Aditiva de ICAI, ha permitido reducir la masa de 426 g a 120g.

Palabras clave: Dron, Optimización Topológica, Diseño Generativo, Fabricación Aditiva

1. Introducción

El crecimiento del uso de drones multirrotores en sectores como la logística y la agricultura ha impulsado la necesidad de desarrollar estructuras más ligeras y eficientes. Reducir el peso estructural se ha convertido en uno de los principales retos de diseño, ya que afecta de forma directa a la autonomía, la estabilidad y el rendimiento del sistema[1]. Para abordar esta cuestión, en este proyecto se han aplicado técnicas de optimización topológica y diseño generativo, con el objetivo de desarrollar una estructura ligera, rígida y fabricable mediante impresión 3D.

2. Definición del proyecto

El proyecto plantea el diseño y optimización estructural de un dron multirrotor, desarrollado desde cero y capaz de alojar todos los componentes funcionales y cumplir con los requisitos normativos aplicables. Para ello, no se ha partido de un modelo comercial, sino que se han diseñado tres modelos iniciales con el objetivo de explorar distintas soluciones geométricas. Todos ellos presentan una distribución en dos niveles en la zona central, adaptada a alojar la batería, el controlador y el sensor de altura. Cada propuesta contempla también la integración de los motores y hélices disponibles. Los componentes han sido proporcionados por dos Trabajos de Fin de Grado de ICAI centrados en la electrónica y el control del dron, que posteriormente utilizarán esta estructura como base para el montaje de sus propios sistemas.

Además de la integración funcional de los componentes, el diseño ha considerado las restricciones propias del proceso de fabricación mediante impresión 3D, en concreto las dimensiones máximas y las limitaciones geométricas asociadas a la tecnología HP Multi Jet Fusion 580 C utilizada en el laboratorio de Fabricación Aditiva. También se han respetado los criterios establecidos por la normativa europea aplicable a drones de clase C1 [2].

Para establecer las condiciones de carga reales, se han definido tres escenarios representativos: vuelo estable, maniobra con aceleración e impacto. Estos casos se han utilizado como base para el proceso de optimización, orientado a reducir masa sin comprometer la rigidez ni la funcionalidad estructural del conjunto.

3. Descripción del proceso

El modelo se desarrolla siguiendo un ciclo iterativo que combina diseño CAD, simulación por elementos finitos y optimización topológica con criterios de diseño generativo en Solid Edge, como se muestra en la Ilustración 1. A partir de una geometría inicial basada en el volumen y la disposición de los componentes, se definen las condiciones de carga y contorno, y se aplica la optimización ajustando la masa objetivo.

El proceso se repite hasta alcanzar la mayor reducción de peso posible, validando cada iteración mediante simulaciones FEM. El modelo final se suaviza para obtener una forma continua y se fabrica un prototipo mediante estereolitografía (SLA), y posteriormente la estructura definitiva mediante tecnología Multi Jet Fusion (MJF).

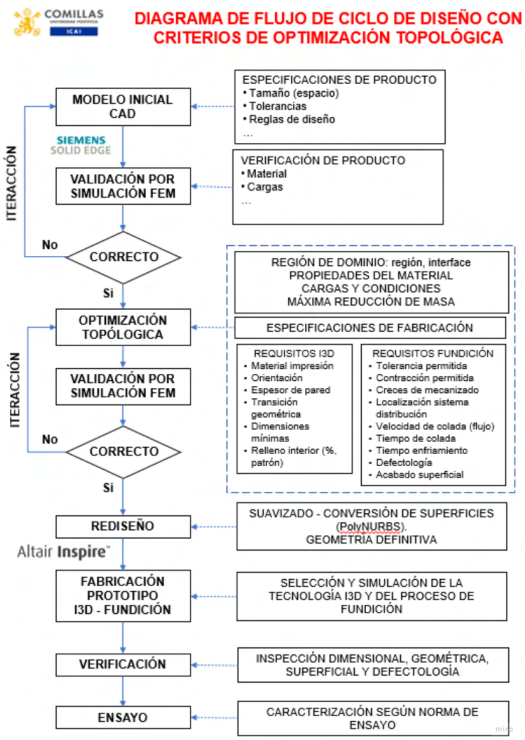


Ilustración 1: Diagrama de flujo del proyecto

4. Resultados

Como resultado del proceso de optimización, se obtiene una estructura ligera y funcional, que reduce la masa desde los 426 g del modelo inicial a 120 g en la versión final. Las simulaciones FEM permiten validar el comportamiento mecánico bajo los tres escenarios definidos. En el caso más desfavorable, correspondiente a un impacto, las tensiones máximas alcanzan 1,62 MPa, valor muy por debajo del límite elástico del material PA12 (32 MPa), lo que garantiza un amplio margen de seguridad.

La Ilustración 2 muestra la comparación visual entre el modelo inicial, basado únicamente en criterios funcionales, y la versión final optimizada tras el proceso iterativo de diseño. La geometría resultante, generada a través de técnicas de optimización topológica y diseño generativo, presenta una complejidad que encaja especialmente bien con la fabricación aditiva. Por ello, se ha fabricado en PA12 mediante tecnología MJF

por su precisión, calidad superficial y fiabilidad. El coste total de impresión ha sido de 162,52 €, incluyendo el uso de máquina, material y proceso de limpieza.

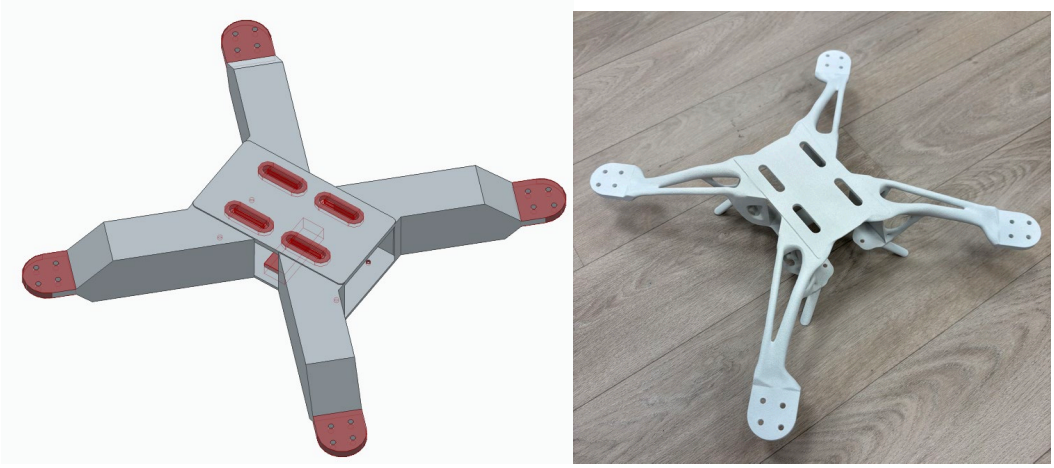


Ilustración 2: Comparativa entre el modelo inicial y la estructura final impresa

Adicionalmente, se ha realizado un análisis comparativo de distintas tecnologías de impresión 3D (FDM, SLA, CRF y MJF), con el objetivo de evaluar su viabilidad y coste de cara a una posible reproducción futura del modelo. Este estudio ha tenido en cuenta aspectos como el volumen de trabajo, la generación de soportes, el tiempo de fabricación y el coste total por unidad. Entre las opciones evaluadas, MJF y SLA destacan como las más equilibradas en cuanto a calidad, eficiencia y coste, reforzando la idoneidad del modelo desarrollado para su fabricación mediante impresión 3D.

5. Conclusiones

Se ha conseguido desarrollar una estructura ligera, resistente y fabricable para un dron multirrotor, aplicando técnicas de optimización topológica y diseño generativo desde las primeras fases del proyecto. El modelo final reduce la masa desde 426 gramos hasta 120 gramos, manteniendo un comportamiento estructural seguro en los tres escenarios de carga definidos, y cumpliendo con los requisitos normativos y funcionales. La fabricación mediante tecnología MJF en PA12 se ha realizado con éxito, con un coste total de 162,52€.

El proyecto demuestra el potencial de estas metodologías para diseñar estructuras adaptadas a cada caso, más eficientes y sostenibles. La combinación de simulación, optimización y fabricación aditiva ofrece nuevas posibilidades en el desarrollo de drones personalizados, capaces de ajustarse a distintos entornos, cargas o configuraciones sin necesidad de rediseñar desde cero.

6. Referencias

[1] S. A. H. Mohsan, M. A. Khan, F. Noor, I. Ullah, y M. H. Alsharif, «Towards the Unmanned Aerial Vehicles (UAVs): A Comprehensive Review», *Drones*, vol. 6, n.º 6, Art. n.º 6, jun. 2022, doi: 10.3390/drones6060147.

[2] M. Ballester, «Requisitos de certificación para drones C1», EU Drone Port™ EU. [En línea]. Disponible en: https://eudroneport.com/blog/certification-requirements-c1-drones/

DESIGN AND TOPOLOGICAL OPTIMISATION OF A STRUCTURE FOR A MULTIROTOR (DRONE)

Author: Dijkema de Lucas, Antonio Engelinus
Supervisor: Jiménez Calzado, Mariano.
Collaborating Entity: ICAI – Comillas Pontifical University

ABSTRACT

The structure of a multirotor drone has been optimised using topological optimisation and generative design techniques, with the aim of reducing weight while maintaining rigidity. The final model, validated through FEM simulations and manufactured using 3D printing in the Additive Manufacturing laboratory, has reduced the mass from 426 g to 120 g.

Keywords: Drone, Topological Optimisation, Generative Design, Additive Manufacturing

1. Introduction

The growing demand for multirotor drones in sectors such as logistics and agriculture has created an urgent need for more efficient structures. Reducing structural weight is one of the main challenges in their design, as it directly impacts the autonomy, stability and efficiency of the system [1]. To address this issue, this project has applied topological optimisation and generative design techniques to develop a lightweight, rigid structure that can be manufactured using 3D printing.

2. Project definition

The project involves the design and structural optimization of a multirotor drone, developed from scratch, capable of housing all functional components, and complying with applicable regulatory requirements. To this end, rather than using a commercial model as a starting point, three initial models have been designed to explore different geometric solutions. All of them feature a two-level layout in the central area, adapted to house the battery, controller, and altitude sensor. Each proposal also considers the integration of the available motors and propellers. The components have been provided by two ICAI Final Degree Projects focused on the electronics and control of the drone, which will subsequently use this structure as the basis for assembling their systems.

In addition to the functional integration of the components, the design has considered the constraints of the 3D printing manufacturing process, specifically the maximum dimensions and geometric limitations associated with the HP Multi Jet Fusion 580 C technology used in the Additive Manufacturing laboratory. The criteria established by European regulations applicable to class C1 drones [2] have also been respected.

To establish the actual load conditions, three representative scenarios have been defined: stable flight, manoeuvre with lateral acceleration and impact. These cases have been used as the basis for the optimisation process, aimed at reducing mass without compromising the rigidity or structural functionality of the assembly.

3. Description of the process

The model is developed following an iterative cycle that combines CAD design, finite element simulation and topological optimisation with generative design criteria in Solid Edge, as shown in Figure 1. Starting from an initial geometry based on the volume and layout of the components, the load and boundary conditions are defined, and optimisation is applied by adjusting the target mass.

The process is repeated until the greatest possible weight reduction is achieved, validating each iteration through FEM simulations. The final model is smoothed to obtain a continuous shape, and a prototype is manufactured using stereolithography (SLA), followed by the final structure using Multi Jet Fusion (MJF) technology.

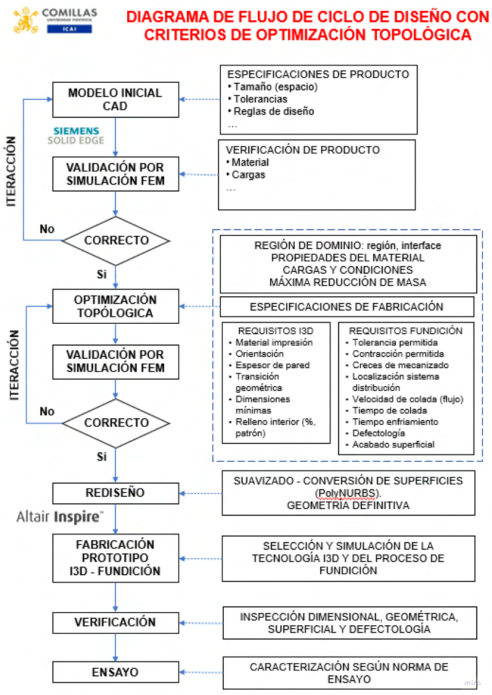


Figure 1: Project flow chart

4. Results

The optimisation process resulted in a lightweight, functional structure, reducing the mass from 426 g in the initial model to 120 g in the final version. FEM simulations validate the mechanical behaviour under the three defined scenarios. In the most unfavourable case, corresponding to an impact, the maximum stresses reach 1.62 MPa, a value well below the elastic limit of the PA12 material (32 MPa), which guarantees a wide safety margin.

Figure 2 shows a visual comparison between the initial model, based solely on functional criteria, and the final version optimised after the iterative design process. The resulting geometry, generated through topological optimisation and generative design techniques, has a complexity that is particularly well suited to additive manufacturing. For this reason, it has been manufactured in PA12 using Multi Jet Fusion (MJF) technology, due to its precision, surface quality and reliability. The total printing cost was 162,52€, including machine use, material and cleaning process.

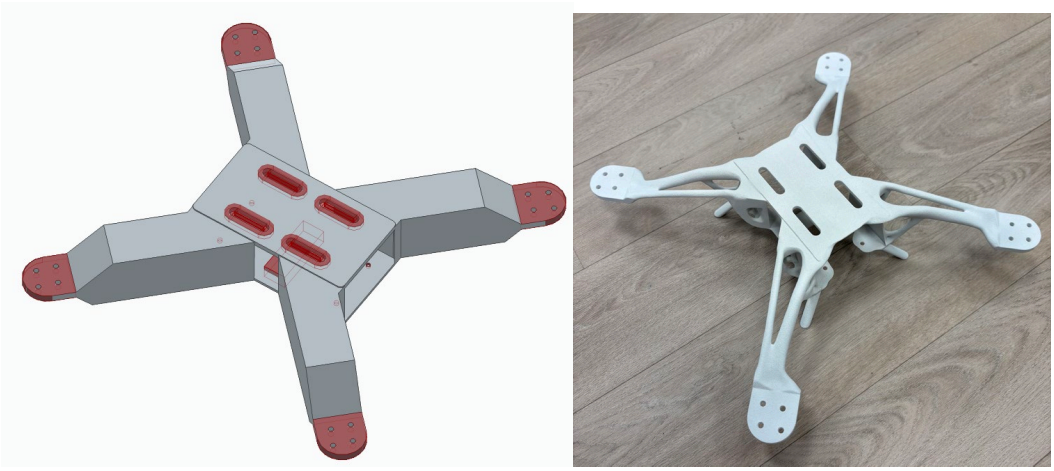


Figure 2: Comparison between the initial model and the final printed structure

In addition, a comparative analysis of different 3D printing technologies (FDM, SLA, CRF and MJF) was carried out to assess their feasibility and cost with a view to possible future reproduction of the model. This study took into account aspects such as workload, support generation, manufacturing time, and total cost per unit. Among the options evaluated, MJF and SLA stand out as the most balanced in terms of quality, efficiency, and cost, reinforcing the suitability of the model developed for manufacturing using 3D printing.

5. Conclusions

A lightweight, resistant, and manufacturable structure for a multirotor drone has been developed, applying topological optimisation and generative design techniques from the early stages of the project. The final model reduces the mass from 426 grams to 120 grams, maintaining safe structural behaviour in the three defined load scenarios and complying with regulatory and functional requirements. Manufacturing using Multi Jet Fusion (MJF) technology in PA12 has been completed, with a total cost of 162,52€.

The project demonstrates the potential of these methodologies to design structures that are adapted to each case, more efficient, and sustainable. The combination of simulation, optimisation, and additive manufacturing offers new possibilities in the development of customised drones, capable of adapting to different environments, loads or configurations without the need to redesign from scratch.

6. References

[1] S. A. H. Mohsan, M. A. Khan, F. Noor, I. Ullah, y M. H. Alsharif, «Towards the Unmanned Aerial Vehicles (UAVs): A Comprehensive Review», *Drones*, vol. 6, n.º 6, Art. n.º 6, jun. 2022, doi: 10.3390/drones6060147.

[2] M. Ballester, «Requisitos de certificación para drones C1», EU Drone Port™ EU. [En línea]. Disponible en: https://eudroneport.com/blog/certification-requirements-c1-drones/

Índice de la memoria

Capítulo 1. Introducción 10

Capítulo 2. Estado de la Cuestión 14

2.1 Optimización topológica 14

2.1.1 Fundamentos 15

2.1.2 Ejemplos del sector aeronáutico y drones 20

2.2 Diseño generativo 24

2.2.1 Fundamentos 25

2.2.2 Ejemplos del sector aeronáutico y drones 29

2.3 Análisis por elementos finitos 31

2.3.1 Fundamentos del método de los elementos finitos 32

2.4 Fabricación aditiva 35

2.4.1 Tecnologías principales 38

2.4.2 Impresoras en ICAI 39

Capítulo 3. Propuesta de estudio 41

3.1 Justificación 41

3.2 Normativa 42

3.3 Objetivos 46

3.4 Flujo 47

3.5 Componentes 49

3.6 Material y tecnología de fabricación 52

3.7 Geometría 55

3.7.1 Análisis de tipologías estructurales 55

3.7.2 Dimensiones y distribución de los componentes 58

3.7.3 Modelos geométricos iniciales 59

3.8 Cargas 62

3.8.1 Caso 1: Vuelo estable 64

3.8.2 Caso 2: Maniobras 65

3.8.3 Caso 3: Impacto 67

Capítulo 4. Modelo Desarrollado 69

4.1 Geometría 69
4.1.1 Diseño de la estructura para el alojamiento de componentes 69
4.1.2 Modelo 1 72
4.1.3 Modelo 2 y 3 74
4.2 Asignación de materiales 75
4.3 Cargas y restricciones 77
4.4 Simulación FEM inicial 84
4.4.1 Modelo 1 85
4.4.2 Modelo 2 y 3 87
4.5 Optimización del modelo 90
4.5.1 Modelo 1 91
4.5.2 Modelo 2 102
4.5.3 Modelo 3 111
4.6 Comparación de modelos y selección del diseño final 120
4.7 Refinamiento de la geometría 121

Capítulo 5. Fabricación del modelo 124
5.1 Fabricación del prototipo 124
5.2 Mejoras implementadas tras el prototipo 128
5.3 Impresión de la estructura final 131

Capítulo 6. Análisis de Resultados 136
6.1 Evaluación del modelo e impresión final 136
6.2 Análisis de costes 137
6.2.1 Prusa I3KS – MK3S+ (FDM) 139
6.2.2 DT600 (FDM) 140
6.2.3 HP 580C (MJF) 141
6.2.4 FORMLABS -FORM 3L (SLA) 143
6.2.5 Markforged X7 146
6.2.6 Comparativa final 147

Capítulo 7. Conclusiones y Trabajos Futuros 149

Capítulo 8. Bibliografía 151

Capítulo 9. ANEXO I 155

9.1 Alineación con los Objetivos de Desarrollo Sostenible 155
9.2 Ficha técnica prusa I3KS 157
9.3 Ficha técnica Formlabs 158
9.4 Ficha técnica markforged x7 159
9.5 Ficha técnica HP 580C 160
9.6 Ficha Técnica DT600 161
9.7 Características técnicas PA12 162

Índice de figuras

Figura 1: Ejemplo optimización topológica 11
Figura 2: Ejemplo diseño generativo 12
Figura 3: Diagrama de flujo optimización topológica [4] 17
Figura 4: Brazo robot, antes y después de optimización topológica [4] 19
Figura 5: Optimización topológica de la nariz del avión A380 [10] 21
Figura 6: Prototipo nariz optimizada del avión A380 [10] 21
Figura 7: Comparación visual entre el diseño original y el resultado tras aplicar la optimización topológica 22
Figura 8: Optimización topológica estructura de un dron [14] 23
Figura 9: Proceso de diseño tradicional y proceso de diseño generativo 26
Figura 10: Comparativa de diferentes soluciones a partir de los mismos requisitos 27
Figura 11: Ejemplo de silla diseñada mediante diseño generativo 28
Figura 12: Partición de cabina A320 mediante diseño generativo 29
Figura 13: Diferentes posibles soluciones DJI F450 con diseño generativo 30
Figura 14: Deformaciones en un elemento finito 33
Figura 15: Ejemplo análisis FEA en SolidEdge 34
Figura 16: Comparativa entre fabricación sustractiva y fabricación aditiva 36
Figura 17: Clasificación Fabricación aditiva 38
Figura 18: Diagrama de flujo de la optimización e impresión del dron 48
Figura 19: Comparación materiales [28] 53
Figura 20: Modelo inicial diseño 1 60
Figura 21: Modelo inicial diseño 2 60
Figura 22: Modelo inicial diseño 3 61
Figura 23: Fuerzas y torques dron multirotor [30] 63
Figura 24: Vista superior estructura central alojamiento componentes 70
Figura 25: Vista inferior estructura central alojamiento componentes 71
Figura 26: Agujeros pasantes sujeción motores 72

Figura 27; Modelo 1 inicial 73
Figura 28: Modelos 2 y 3 iniciales 75
Figura 29: Asignación PA12 77
Figura 30: Cargas caso 1: vuelo estable Simulación FEM 78
Figura 31: Cargas caso 1: vuelo estable Optimización 79
Figura 32: Cargas caso 2: maniobras Simulación FEM 80
Figura 33: Cargas caso 2: maniobras Optimización 80
Figura 34: Caso 3: Impacto Simulación FEM 81
Figura 35: Caso 3: maniobras Optimización 82
Figura 36: Restricciones simulación FEM 83
Figura 37: Restricciones Optimización modelo 3 84
Figura 38: Simulación FEM inicial, vuelo estable modelo 1 85
Figura 39: Simulación FEM inicial, maniobras modelo 1 86
Figura 40: Simulación FEM inicial, impacto modelo 1 87
Figura 41: Simulación FEM inicial, vuelo estable modelos 2 y 3 88
Figura 42: Simulación FEM inicial, maniobras modelos 2 y 3 89
Figura 43: Simulación FEM inicial, impacto modelos 2 y 3 90
Figura 44: Modelo 1, regiones preservadas 92
Figura 45: Modelo 1, detalle de la reducción del 70%, masa objetivo de 545 g 92
Figura 46: Modelo 1, iteración 1 optimizada 93
Figura 47: Modelo 1, iteración 1, vuelo estable FEM 94
Figura 48: Modelo 1, iteración 1, maniobras FEM 94
Figura 49: Modelo 1, iteración 1, impacto FEM 95
Figura 50: Modelo 1, detalle de la reducción del 80%, masa objetivo de 363 g 95
Figura 51: Modelo 1, iteración 2 optimizada 96
Figura 52: Modelo 1, iteración 2, vuelo estable FEM 97
Figura 53: Modelo 1, iteración 2, maniobras FEM 97
Figura 54: Modelo 1, iteración 2, impacto FEM 98
Figura 55: Modelo 1, detalle de la reducción del 85%, masa objetivo de 272 g 98

Figura 56: Modelo 1, iteración 3 optimizada 99
Figura 57: Modelo 1, iteración 3, vuelo estable FEM 100
Figura 58: Modelo 1, iteración 3, maniobras FEM 100
Figura 59: Modelo 1, iteración 3, impacto FEM 101
Figura 60: Modelo 1, detalle de la reducción del 87%, masa objetivo de 236 g 101
Figura 61: Modelo 1, iteración 4 optimizada 102
Figura 62: Modelo 2, regiones preservadas 103
Figura 63: Modelo 2, detalle de la reducción del 40%, masa objetivo de 252 g 103
Figura 64: Modelo 2, iteración 1 optimizada 104
Figura 65: Modelo 2, iteración 1, vuelo estable FEM 105
Figura 66: Modelo 2, iteración 1, maniobras FEM 105
Figura 67: Modelo 2, iteración 1, impacto FEM 106
Figura 68: Modelo 2, detalle de la reducción del 55%, masa objetivo de 189 g 106
Figura 69: Modelo 2, iteración 2 optimizada 107
Figura 70: Modelo 2, iteración 2, vuelo estable FEM 107
Figura 71: Modelo 2, iteración 2, maniobras FEM 108
Figura 72: Modelo 2, iteración 2, impacto FEM 108
Figura 73: Modelo 2, detalle de la reducción del 70%, masa objetivo de 126 g 109
Figura 74: Modelo 2, iteración 3 optimizada 109
Figura 75: Modelo 2, iteración 3, vuelo estable FEM 110
Figura 76: Modelo 2, iteración 3, maniobras FEM 110
Figura 77: Modelo 2, iteración 3, impacto FEM 111
Figura 78: Modelo 3, regiones preservadas 112
Figura 79: Modelo 3, detalle de la reducción del 60%, masa objetivo de 170 g 112
Figura 80: Modelo 3, iteración 1 optimizada 113
Figura 81: Modelo 3, iteración 1, vuelo estable FEM 113
Figura 82: Modelo 3, iteración 1, maniobras FEM 114
Figura 83: Modelo 3, iteración 1, impacto FEM 114
Figura 84: Modelo 3, detalle de la reducción del 70%, masa objetivo de 133 g 115

Figura 85: Modelo 3, iteración 2 optimizada 115
Figura 86: Modelo 3, iteración 2, vuelo estable FEM 116
Figura 87: Modelo 3, iteración 2, maniobras FEM 116
Figura 88: Modelo 3, iteración 2, impacto FEM 117
Figura 89: Modelo 3, detalle de la reducción del 73%, masa objetivo de 120 g 117
Figura 90: Modelo 3, iteración 3 optimizada 118
Figura 91: Modelo 3, iteración 3, vuelo estable FEM 119
Figura 92: Modelo 3, iteración 3, maniobras FEM 119
Figura 93: Modelo 3, iteración 3, impacto FEM 120
Figura 94: Herramienta de ajustar en Altair Inspire 122
Figura 95: Vista superior modelo final refinado 122
Figura 96: Vista inferior modelo final refinado 123
Figura 97: Prototipo en software PreForm 125
Figura 98: Impresión del prototipo en Formlabs Form 3L 125
Figura 99: Vista superior prototipo 126
Figura 100: Vista inferior prototipo 126
Figura 101: Montaje de los componentes en el prototipo, vista superior 127
Figura 102: Montaje de los componentes en el prototipo, vista inferior 128
Figura 103: Vista superior, modelo final 130
Figura 104: Vista inferior, modelo final 130
Figura 105: Modelo final refinado 131
Figura 106: Software Netfab, impresión modelo en HP 580 132
Figura 107: Datos estructura final dron en la impresión en HP 580 133
Figura 108: Estructura final, vista superior 134
Figura 109: Estructura final, vista inferior 135
Figura 110: Costes impresión 3D vs fabricación convencional 138
Figura 111: Modelo final en el Ultimaker Cura 139
Figura 112: Modelo final en Simplify3D 140
Figura 113: Costes impresión en DT600 – FDM 141

Figura 114: Modelo final (naranja) en Netfabb 142
Figura 115: Costes impresión en HP 580C – MJF 143
Figura 116: Modelo final en Preform 144
Figura 117: Costes de impresión en Form3l – SLA 145
Figura 118: Modelo final en Eiger 146
Figura 119: Costes de impresión en Markforged X7 – CRF 147

Índice de tablas

Tabla 1: Diferencias entre la fabricación aditiva y sustractiva [26] 37
Tabla 2: Requisitos técnicos Clase 0 43
Tabla 3: Requisitos técnicos Clase 1 44
Tabla 4: Requisitos técnicos Clase 2 44
Tabla 5: Requisitos técnicos Clase 3 44
Tabla 6: Requisitos técnicos Clase 4 45
Tabla 7: Requisitos técnicos Clase 5 45
Tabla 8: Requisitos técnicos Clase 6 45
Tabla 9: Metodología para determinar la tipología de estructura 57
Tabla 10: Peso componentes 63
Tabla 11: Peso de la potencia del motor 66
Tabla 12: Cargas debidas a la aceleración 67

Capítulo 1. INTRODUCCIÓN

Los drones multirotores son un tipo de vehículo aéreo no tripulado (VANT) que se caracteriza por generar la sustentación mediante las múltiples hélices que incorporan en los extremos de cada brazo. Este tipo de drones son capaces de despegar y aterrizar verticalmente, que junto a su alta maniobrabilidad los convierte en una solución muy atractiva para muchos sectores productivos en la actualidad, como son la logística, agricultura de precisión, cine y fotografía aérea, así como la inspección y mantenimiento de infraestructuras.

Este auge ha impulsado avances significativos en su diseño y tecnología, sin embargo uno de los principales desafíos que presentan es el peso. Este factor resulta crítico en el desempeño del dron, impactando directamente en el tiempo de vuelo, autonomía, estabilidad estructural y maniobrabilidad [1]. El peso de la batería no debe ser reducido, ya que una disminución en su capacidad comprometería la autonomía y el tiempo de vuelo. Por tanto, una de las áreas con mayor potencial para mejorar el rendimiento del dron es la reducción de peso y optimización de su estructura [3].

El diseño generativo y la optimización topológica se han consolidado como dos métodos clave que ofrecen soluciones innovadoras a estos desafíos. Ambas tecnologías permiten crear diseños optimizados mediante el rediseño y redistribución eficiente del material, logrando estructuras más ligeras y resistentes que se adaptan a las necesidades específicas del sistema que se esté optimizando.

La optimización topológica es una técnica computacional utilizada para determinar la mejor distribución de material dentro de un dominio dado, considerando unas condiciones de contorno y cargas determinadas. Se basa en algoritmos que iteran sobre la geometría inicial, eliminando progresivamente material de aquellas zonas que menos contribuyen a la resistencia estructural, hasta alcanzar una forma óptima desde el punto de vista mecánico. Este método no propone directamente una forma final, sino una "densidad de material"

distribuida que sirve de base para el posterior diseño detallado. Su uso está ampliamente extendido en sectores como la automoción, la aeronáutica o la biomecánica, donde el peso es un parámetro crítico en el comportamiento del sistema. En la Figura 1 se muestra un ejemplo típico del resultado de un proceso de optimización topológica aplicado a una estructura de soporte, donde se aprecia la transición desde un bloque macizo a una forma más ligera con una distribución eficiente del material.

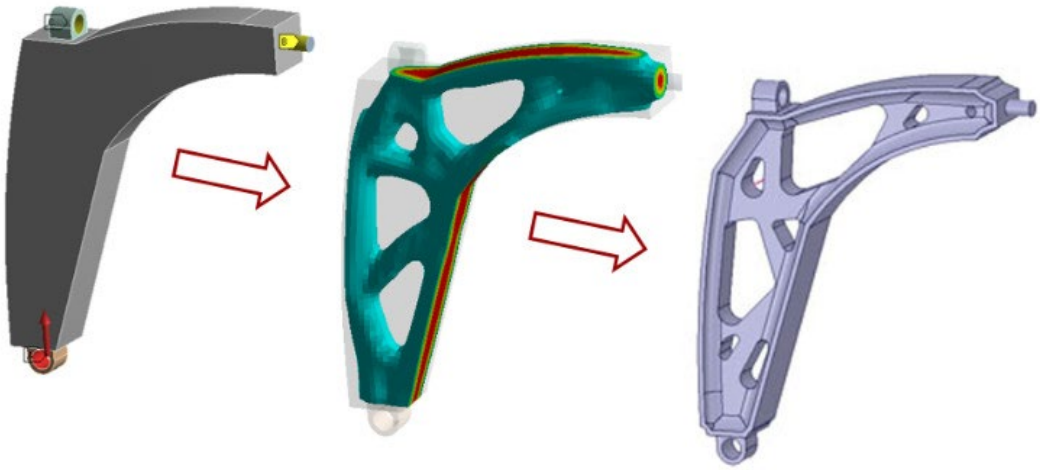


Figura 1: Ejemplo optimización topológica

Por su parte, el diseño generativo se presenta como una evolución del diseño asistido por ordenador (CAD), en la que el diseñador no define directamente la geometría final, sino que establece un conjunto de objetivos (por ejemplo, minimizar el peso manteniendo una rigidez mínima), restricciones geométricas y condiciones de carga. A partir de esta información, el software genera múltiples alternativas viables de diseño que cumplen con los requisitos establecidos, permitiendo así explorar soluciones que, en muchos casos, serían impensables desde un enfoque tradicional. Estas soluciones pueden incorporar geometrías orgánicas o no intuitivas que se adaptan con gran precisión a las condiciones específicas del problema. En la Figura 2 se presenta un ejemplo del resultado de un proceso de diseño generativo, donde se observa cómo la forma final responde de manera coherente a las cargas y restricciones impuestas.

Figura 2: Ejemplo diseño generativo

En este trabajo, ambas metodologías se utilizarán de forma integrada mediante la herramienta Solid Edge, que combina las capacidades de optimización topológica con el entorno de modelado generativo en un único flujo de trabajo. Esta integración permite partir de una geometría inicial definida por el usuario, aplicar restricciones mecánicas y de fabricación, y obtener directamente una solución de diseño optimizada lista para su validación. No se trata, por tanto, de procesos secuenciales, sino de una metodología continua que facilita el desarrollo ágil de estructuras mecánicas adaptadas a condiciones reales.

Este TFM aplicará dicho enfoque integrado al diseño estructural de un dron multirrotor, con el objetivo de mantener su resistencia mediante una estructura optimizada y más ligera. A diferencia de otros trabajos centrados exclusivamente en simulación, este proyecto incluye desde el inicio la fabricación física de la estructura, lo que permitirá validar el diseño mediante pruebas funcionales del prototipo.

Además del componente técnico, este proyecto también busca alinearse con los Objetivos de Desarrollo Sostenible (ODS) promovidos por la ONU, contribuyendo especialmente a aquellos relacionados con la innovación, el uso responsable de los recursos y la acción climática. Esta dimensión sostenible se aborda con mayor detalle en el 9.1 Alineación con

los Objetivos de Desarrollo Sostenible, donde se analiza cómo el desarrollo y fabricación de la estructura optimizada del dron se enmarca dentro de estos objetivos globales.

Finalmente, este proyecto se enmarca en un esfuerzo colaborativo junto a otros Trabajos de Fin de Grado que se desarrollan simultáneamente, centrados en aspectos como el control de vuelo, la electrónica embarcada y la integración de sensores. Gracias a esta colaboración, se busca no solo optimizar la estructura, sino fabricar un dron funcional completo, capaz de ser ensayado en condiciones reales. Esta sinergia interdisciplinar permite abordar el desarrollo del dron de forma integral y replicar un entorno más cercano al de la ingeniería aplicada en la industria.

Capítulo 2. ESTADO DE LA CUESTIÓN

Antes de abordar el diseño y la optimización estructural de un dron, es fundamental comprender qué soluciones y avances existen en este ámbito. La revisión del estado de la cuestión no solo permite identificar las herramientas y metodologías más utilizadas, sino también evaluar las limitaciones y retos que permanecen abiertos. Esta reflexión previa es clave para justificar el desarrollo de un nuevo proyecto y garantizar que aporta valor y novedad al campo.

En un mercado donde los drones están adquiriendo un protagonismo creciente en múltiples sectores, conocer los métodos de optimización estructural existentes se convierte en una base imprescindible. Esto incluye técnicas avanzadas como la optimización topológica y el diseño generativo, que ofrecen vías innovadoras para conseguir estructuras más ligeras y eficientes, alineadas con los requerimientos funcionales y normativos.

Además, la fabricación aditiva emerge como una tecnología crucial que posibilita la materialización de estas soluciones complejas, permitiendo llevar a la práctica diseños que antes resultaban imposibles o muy costosos. En este capítulo se examinarán los fundamentos, aplicaciones y ejemplos relevantes de estas tecnologías, especialmente en el contexto de los drones.

Con esta base, se podrá situar el proyecto dentro del panorama actual, identificando las brechas y oportunidades que justifican su desarrollo. Así, este capítulo prepara el terreno para la justificación detallada del trabajo, mostrando que el proyecto no solo responde a un interés académico, sino también a necesidades reales de innovación técnica y práctica.

2.1 OPTIMIZACIÓN TOPOLÓGICA

Cuando nos enfrentamos al diseño de una estructura, el verdadero desafío va más allá de garantizar su resistencia; se trata de lograr esa rigidez con el mínimo material posible,

reduciendo peso y costes sin sacrificar la seguridad. La optimización topológica actúa como un escultor digital que, partiendo de un volumen macizo, elimina el material donde no resulta necesario y refuerza las zonas sometidas a mayores esfuerzos. Este proceso iterativo de análisis por elementos finitos, cálculo de sensibilidades y ajuste de densidades da lugar a geometrías inesperadamente eficientes que optimizan la rigidez y minimizan la masa [4], un beneficio especialmente valioso cuando cada gramo cuenta en aplicaciones como los drones.

Las primeras ideas sobre distribución óptima de material surgieron en el siglo XIX con los trabajos de James Clerk Maxwell, quien estudió entramados de volumen mínimo bajo carga, y se formalizaron en 1904 con las condiciones geométricas de Michell para armazones óptimos [5]. Aunque durante décadas estas formulaciones permanecieron casi en el olvido, fue en la década de los ochenta cuando el método SIMP las revitalizó al combinarse con la potencia del análisis por elementos finitos y los algoritmos de optimización numérica. Con el advenimiento de la fabricación aditiva, que permite crear sin restricciones las formas complejas generadas por estos métodos, la optimización topológica se ha convertido en una herramienta indispensable para diseñar componentes ligeros y resistentes [6].

2.1.1 FUNDAMENTOS

En el corazón de la optimización topológica se encuentra la búsqueda de una distribución del material que permita soportar las cargas aplicadas empleando la menor cantidad posible. A diferencia de enfoques tradicionales basados en modificar dimensiones o contornos, la optimización topológica actúa directamente sobre la distribución del material dentro de un dominio de diseño dado, logrando diseños que se adaptan a la ruta de las tensiones internas y que suelen presentar contrafuertes curvos difíciles de anticipar por métodos clásicos [5], [7]. Para un dron, donde cada gramo cuenta y la rigidez es esencial para mantener la estabilidad en vuelo, esta filosofía ofrece una forma precisa de colocar el material solo allí donde realmente es necesario.

Para abordar este problema, se discretiza el dominio en pequeños elementos finitos, a cada uno de los cuales se le asigna una variable continua de densidad que oscila entre un valor mínimo, indispensable para evitar problemas numéricos y garantizar conectividad, y el valor

uno, que representa la presencia de material sólido. Este planteamiento conduce a un problema matemático en el que se persigue minimizar la deformación total de la estructura ante las fuerzas externas, sujeto a una restricción de volumen máximo permitido. De este modo, la solución indica con precisión qué regiones del dominio deben conservar material y cuáles pueden vaciarse sin comprometer la rigidez global [8].

Desde el punto de vista computacional, el procedimiento comienza habitualmente con una distribución de densidad uniforme, que equivale a partir de un bloque macizo. Un análisis por elementos finitos calcula entonces los desplazamientos resultantes frente a las cargas y condiciones de contorno definidas. Mediante un método adjunto se obtiene la sensibilidad de la deformación global respecto a pequeñas variaciones en la densidad de cada elemento, lo que permite conocer el efecto que tendría retirar o añadir material en cualquier punto. Esta información alimenta un algoritmo de optimización, como el Método de los Multiplicadores Asintóticos Móviles, que ajusta las densidades de forma iterativa. Este ciclo de análisis, cálculo de sensibilidades y actualización se repite hasta que las variaciones en la función objetivo y en la propia distribución del material se estabilizan por debajo de un umbral fijado [6].

Para ilustrar de forma general este procedimiento, a continuación en la Figura 3 se muestra un esquema del flujo de trabajo seguido habitualmente en este tipo de procesos, donde se parte del diseño inicial, se definen los parámetros de optimización y se desarrollan las iteraciones necesarias hasta alcanzar un resultado que cumpla con los requisitos estructurales y volumétricos. Si no se logra, el modelo se ajusta y el ciclo se repite, asegurando un diseño progresivamente adaptado a las cargas.

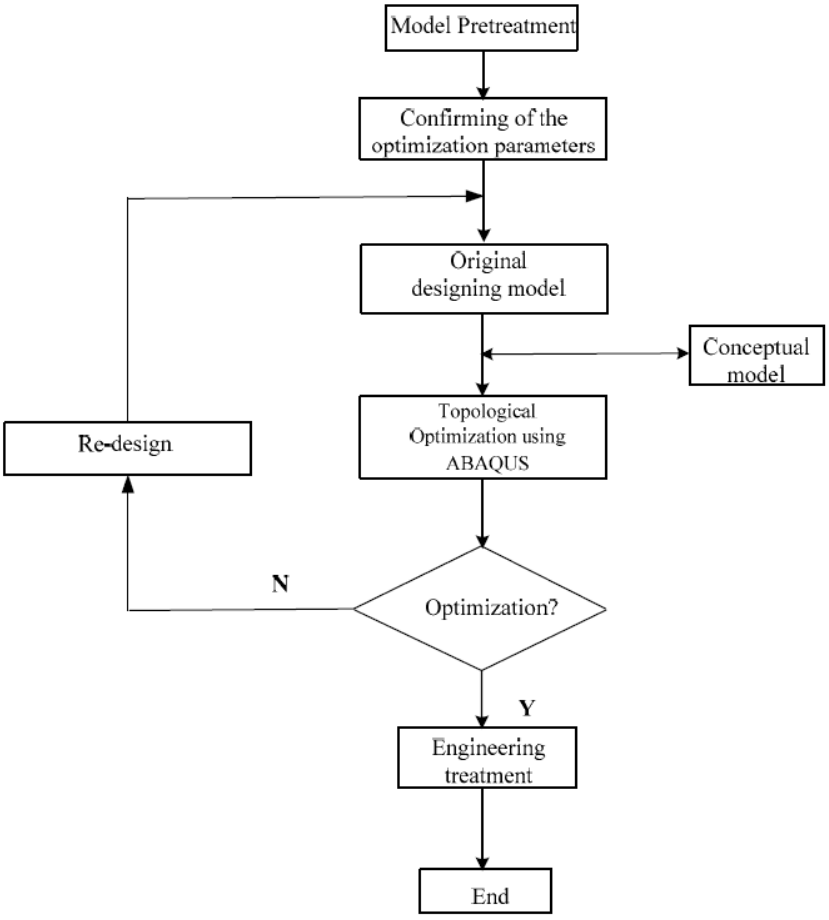


Figura 3: Diagrama de flujo optimización topológica [4]

El fundamento matemático de todo este proceso se expresa mediante la Ecuación 1, ecuación de equilibrio, donde K(ρ) es la matriz global de rigidez que depende de la distribución de densidades U representa los desplazamientos y F las fuerzas aplicadas.

$$K(\rho)U = F$$

Ecuación 1: Ecuación de equilibrio

Para evitar soluciones con valores intermedios, el modelo SIMP (Solid Isotropic Material with Penalization) interpola el módulo de elasticidad, siguiendo la Ecuación 2.

$$E(\rho) = E_0 \rho^p$$

Ecuación 2: Interpolación SIMP

Se emplea un exponente p que fuerza la convergencia hacia valores próximos a cero o uno, asegurando que aparezcan zonas bien definidas de sólido o vacío. De forma habitual, el problema se formula con la siguiente minimización, Ecuación 3:

$$\min C(\rho) = F^T U(\rho)$$

Ecuación 3: Optimización Topológica Función a minimizar

Siendo la restricción representada en la Ecuación 4, donde ve es el volumen de cada elemento y V* el máximo volumen admisible [7].

$$\sum_e \rho_e v_e \leq V^*$$

Ecuación 4: Restricción volumétrica

Para evitar resultados poco realistas o inestables desde el punto de vista numérico, el método utiliza filtros que suavizan las transiciones bruscas entre elementos vecinos. Además, se aplican proyecciones que llevan las densidades intermedias hacia valores cercanos a cero o uno, lo que permite definir contornos claros entre el material sólido y las zonas vacías y facilita así la fabricación del componente. Cuando se anticipan pequeñas variaciones derivadas del propio proceso de fabricación, se incorpora también una formulación robusta que analiza distintas versiones del diseño, algo más erosionadas o dilatadas, para garantizar que la pieza final conserve su resistencia incluso con esas desviaciones [9].

Aunque en este trabajo se dedica un capítulo específico a la fabricación aditiva (2.4 Fabricación aditiva), resulta evidente que la capacidad de la impresión 3D para materializar geometrías complejas ha sido el factor que más ha impulsado la aplicación práctica de la optimización topológica. Gracias a estas tecnologías es posible fabricar sin restricciones formas que quedarían fuera del alcance del mecanizado convencional, consolidando esta metodología como una herramienta clave para diseñar estructuras ligeras, completamente

adaptadas a su función y capaces de colocar cada gramo de material justo donde realmente aporta rigidez.

A continuación, en la Figura 4 se presenta un ejemplo sencillo que permite apreciar con claridad el efecto de aplicar estos principios. Se muestra un brazo de robot cuyo diseño inicial parte de un volumen macizo que emplea mucho más material del realmente necesario. Después del proceso de optimización, el material se concentra de forma natural en las zonas sometidas a mayor tensión y desaparece allí donde la carga es mínima. Este resultado pone de manifiesto cómo la optimización topológica convierte los fundamentos matemáticos en soluciones prácticas que no solo cumplen con su función estructural, sino que también reducen el peso y mejoran el comportamiento global del diseño.

Figura 4: Brazo robot, antes y después de optimización topológica [4]

2.1.2 EJEMPLOS DEL SECTOR AERONÁUTICO Y DRONES

La optimización topológica ha encontrado un espacio privilegiado en la industria aeronáutica y aeroespacial debido a su enorme capacidad para reducir el peso estructural sin comprometer la rigidez ni la seguridad de los componentes. En un sector donde cada kilogramo eliminado se traduce de forma directa en ahorro de combustible, aumento de autonomía y posibilidad de incrementar la carga útil, aprovechar al máximo las herramientas de diseño avanzado no es solo una ventaja competitiva, sino una auténtica necesidad. Durante las últimas décadas, las grandes compañías del sector han incorporado metodologías de optimización topológica en el diseño de elementos sometidos a múltiples condiciones de carga, con el objetivo de lograr distribuciones óptimas del material que sigan el flujo interno de las tensiones.

Un ejemplo destacado de aplicación industrial se encuentra en el trabajo realizado por Airbus sobre el fuselaje del modelo A380 [10]. En este caso, se aplicaron técnicas de optimización topológica al diseño de los nervios de la nariz del avión, logrando una redistribución del material que mantuvo los requisitos estructurales al tiempo que permitió reducir de manera significativa el peso total del componente. Esta estrategia, integrada dentro de un proceso iterativo que combinaba optimización topológica con métodos de ajuste de forma y dimensionado, supuso un hito en la incorporación de técnicas avanzadas en la industria aeronáutica. Como se observa en la Figura 5, la estructura resultante presenta una geometría más ligera y eficiente, adaptada a las trayectorias de carga y lista para su integración con otros elementos críticos del fuselaje.

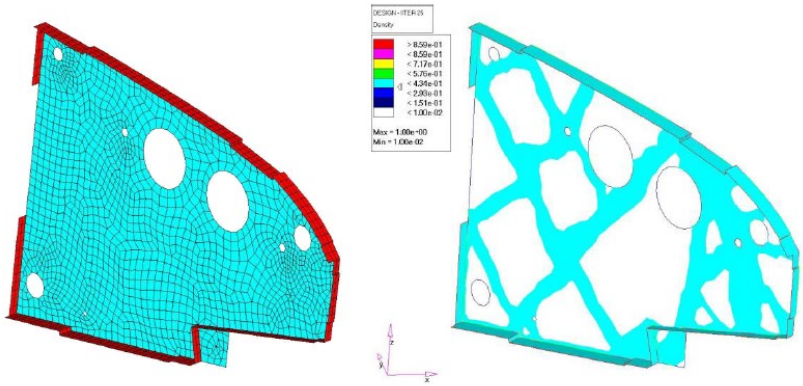


Figura 5: Optimización topológica de la nariz del avión A380 [10]

Además, en la Figura 6 se muestra el prototipo físico construido del nervio optimizado, lo que demuestra la viabilidad del diseño generado y su posterior implementación en un entorno real de fabricación.

Figura 6: Prototipo nariz optimizada del avión A380 [10]

Más allá de la aviación comercial, la optimización topológica ha comenzado a desempeñar un papel destacado en el diseño de drones, donde el peso es uno de los factores más críticos. En este ámbito, se busca desarrollar estructuras que, sin renunciar a la rigidez necesaria para soportar vibraciones, impactos o maniobras, logren reducir masa al máximo para extender la autonomía de vuelo y mejorar la eficiencia general del sistema.

Un estudio reciente realizado por Bayi y Eryildiz [11] aplicó esta técnica al diseño estructural de un dron cuadricóptero, partiendo de una configuración inicial convencional. Tras aplicar una estrategia de optimización topológica con restricciones geométricas adaptadas a la impresión 3D, lograron una reducción del peso de la estructura en torno al 30 %, manteniendo la integridad estructural y mejorando la distribución de esfuerzos en las zonas críticas. El diseño final redistribuye el material siguiendo las líneas de tensión, concentrando refuerzos únicamente en las zonas de alta solicitación, lo que además facilitó su fabricación aditiva.

En un trabajo desarrollado por Mohammed A. H. G. C. Reddy [12], se aplicó optimización topológica a una estructura de dron genérica, partiendo de un modelo macizo y con el objetivo de aligerar al máximo el diseño sin comprometer su capacidad de carga. El resultado fue una reducción del peso de 127,23 gramos a 76,72 gramos, es decir, un ahorro de aproximadamente el 40 %. Durante el proceso se analizaron los puntos críticos de aplicación de carga y se generó una geometría con zonas de refuerzo en las áreas sometidas a mayores tensiones. Como se muestra en la Figura 7, la comparación entre el diseño original y el optimizado pone de manifiesto la eficacia del método, destacando una reorganización inteligente del material que elimina redundancias estructurales sin perjudicar la rigidez del sistema. Este estudio refuerza la idea de que incluso diseños aparentemente simples pueden beneficiarse de estas herramientas, obteniendo estructuras más ligeras y funcionales.

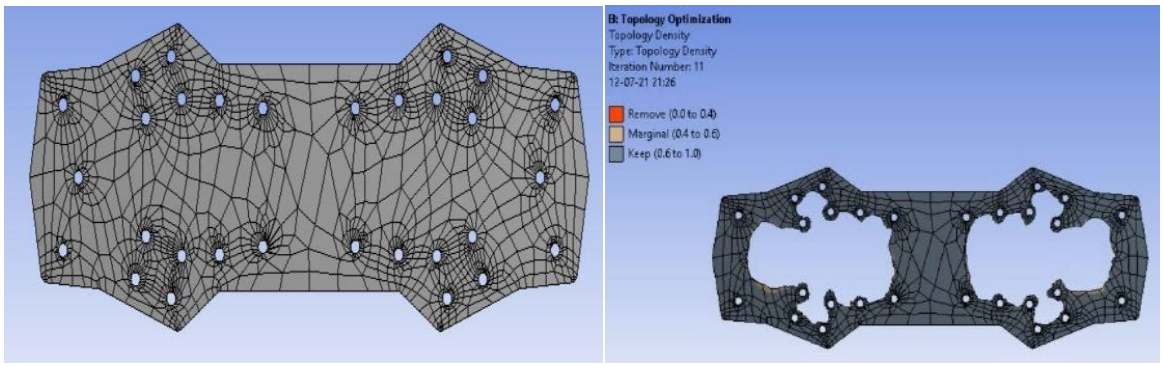


Figura 7: Comparación visual entre el diseño original y el resultado tras aplicar la optimización topológica

Otro estudio relevante es el realizado por Pawar et al. [13], donde se abordó el diseño de una estructura de soporte para drones basada en un marco tipo cruz. En este caso, se utilizó el método SIMP para obtener una distribución eficiente del material que redujera la deformación total del sistema bajo condiciones de carga estándar. El modelo optimizado mostró una mejora significativa en el rendimiento estructural, con una distribución del material que eliminaba redundancias y mejoraba la rigidez en las zonas críticas. El diseño final, fabricado mediante impresión 3D, fue validado mediante simulación por elementos finitos y pruebas de laboratorio.

Finalmente, el trabajo de U et al. [14] explora la aplicación de técnicas de optimización topológica a la estructura de un dron tipo quadcóptero, con el objetivo de reducir masa sin comprometer la resistencia estructural. En este caso, el proceso se llevó a cabo mediante el módulo de simulación de SolidWorks, aplicando condiciones de contorno equivalentes al diseño original. Aunque el estudio no proporciona un dato cuantificado del porcentaje de reducción, el modelo resultante evidencia una distribución del material mucho más eficiente, eliminando zonas de baja solicitación y reforzando únicamente aquellas sometidas a mayores esfuerzos. Este planteamiento permite aligerar la estructura manteniendo su capacidad de soportar cargas. La Figura 8 muestra la comparación visual entre el modelo inicial y la propuesta final, donde se aprecia una geometría más refinada y adaptada al flujo interno de tensiones.

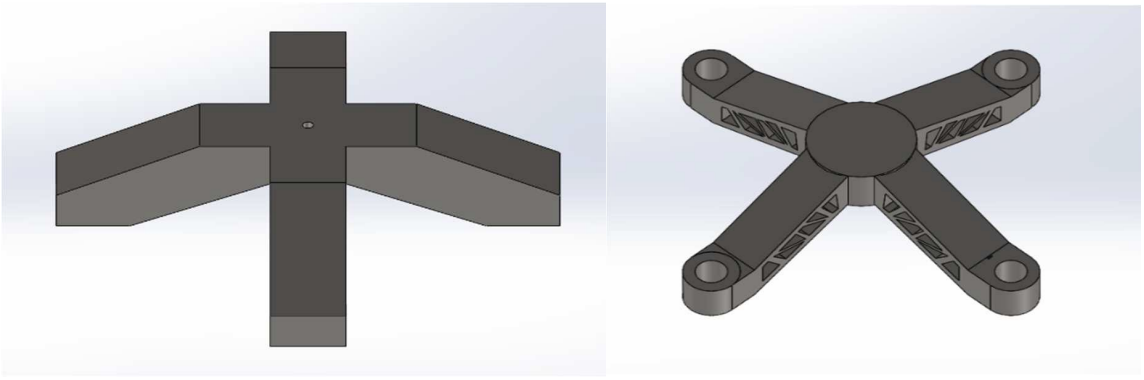


Figura 8: Optimización topológica estructura de un dron [14]

2.2 DISEÑO GENERATIVO

En las últimas décadas, el proceso de diseño ha experimentado una transformación profunda impulsada por herramientas computacionales avanzadas. Entre ellas, el diseño generativo ha emergido como una metodología capaz de cambiar radicalmente la manera en que concebimos productos. A diferencia del enfoque tradicional, donde el diseñador crea una solución basada en su experiencia y la ajusta a lo largo de múltiples iteraciones, el diseño generativo propone invertir esta lógica. En lugar de definir una geometría desde el principio, se establecen una serie de condiciones: objetivos funcionales, restricciones geométricas, materiales, cargas o límites espaciales, y es el software quien explora automáticamente un abanico de posibles soluciones que cumplen con esos criterios.

Aunque su aplicación práctica ha ganado popularidad en los últimos años, el diseño generativo tiene sus raíces en investigaciones desarrolladas desde finales del siglo XX, cuando comenzaron a combinarse algoritmos evolutivos con simulaciones físicas para explorar soluciones estructurales optimizadas. Su evolución ha ido de la mano del avance de la capacidad computacional y de los algoritmos de inteligencia artificial, lo que ha permitido pasar de enfoques experimentales a sistemas robustos y accesibles integrados en plataformas comerciales. Las formas que emergen del proceso suelen presentar geometrías orgánicas o distribuciones inesperadas de material, difíciles de concebir mediante métodos convencionales, pero perfectamente adaptadas a las condiciones del entorno de diseño. Estas características lo convierten en una herramienta especialmente valiosa en sectores donde la optimización del peso, la rigidez o el uso eficiente de recursos resulta clave, como en la aeronáutica, la automoción o el desarrollo de drones.

Esta capacidad de generar alternativas válidas de forma automatizada no solo permite acortar significativamente los tiempos de desarrollo, sino que abre la puerta a soluciones más eficientes, creativas y funcionales. Tal como señala McKnight, el diseño generativo representa un cambio de paradigma: el papel del ingeniero o diseñador ya no se centra tanto en proponer una forma concreta, sino en definir correctamente el problema. El sistema, por su parte, actúa como un motor de búsqueda avanzado que analiza millones de posibilidades

en función de los objetivos definidos. Esto no elimina la creatividad humana, sino que la desplaza hacia la toma de decisiones estratégicas, permitiendo evaluar y seleccionar entre opciones que de otro modo jamás habrían sido consideradas [15].

En la práctica, el proceso de diseño generativo se apoya en técnicas como la simulación por elementos finitos, optimización estructural y aprendizaje automático para iterar automáticamente sobre múltiples configuraciones válidas. El resultado no es una única propuesta, sino un conjunto de soluciones que cumplen con los requisitos establecidos, entre las que el diseñador puede escoger según criterios estéticos, funcionales o de fabricabilidad. Esta forma de trabajar refuerza la colaboración entre ser humano y máquina, maximizando las capacidades de ambos. Tal como describe Sixuan Li, el diseño generativo es mucho más que una herramienta de modelado: es un enfoque estratégico que combina exploración computacional y toma de decisiones humanas para alcanzar soluciones de alto rendimiento en el menor tiempo posible [16].

2.2.1 FUNDAMENTOS

El diseño generativo se fundamenta en un enfoque inverso al que tradicionalmente ha guiado el proceso de desarrollo de productos. En lugar de partir de una forma predeterminada propuesta por el diseñador y comprobar si cumple con los requisitos estructurales, funcionales o térmicos, el punto de partida son las condiciones que debe satisfacer el producto. Estas incluyen, entre otras, las cargas aplicadas, el tipo de material, los objetivos de peso o rigidez, y las restricciones geométricas o espaciales. A partir de estos datos, el sistema computacional explora de forma automática un conjunto amplio de soluciones viables, adaptadas al problema planteado. En este sentido, el diseño generativo desplaza el foco desde la forma hacia la definición precisa del problema.

Los motores de diseño generativo funcionan a través de ciclos iterativos que combinan generación geométrica, simulación y evaluación de resultados. Para cada configuración que respeta las restricciones impuestas, el sistema realiza simulaciones, habitualmente mediante métodos de elementos finitos, que permiten valorar su comportamiento estructural o térmico. Aquellas alternativas que no alcanzan el rendimiento esperado se descartan, mientras que las

más prometedoras alimentan nuevas iteraciones que refinan la solución. Este proceso puede repetirse cientos o miles de veces, avanzando rápidamente hacia configuraciones optimizadas. Como se observa en la Figura 9, el flujo habitual incluye la definición del problema, la generación automática de geometrías, la simulación de resultados, el análisis comparativo y, finalmente, la selección del conjunto óptimo de soluciones [17].

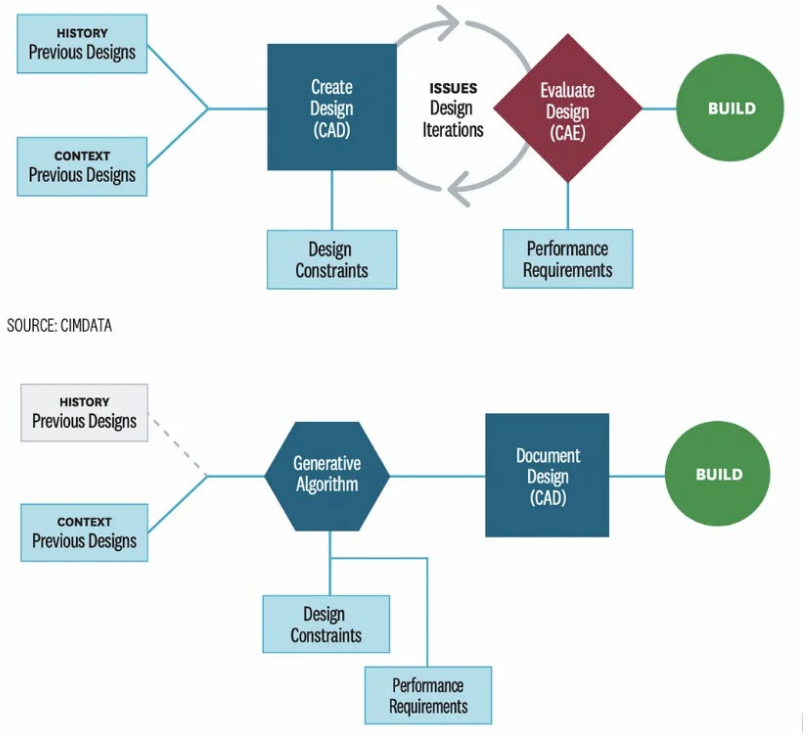


Figura 9: Proceso de diseño tradicional y proceso de diseño generativo

Uno de los elementos distintivos del diseño generativo frente a otras metodologías como la optimización topológica es su capacidad para producir múltiples configuraciones válidas a partir de una misma definición del problema. En lugar de converger en una única solución, el sistema explora el espacio de diseño de forma diversa, generando alternativas estructurales con distintas geometrías, pesos o topologías, todas ellas aptas según los objetivos definidos. Esta pluralidad resulta especialmente útil en fases conceptuales del desarrollo, donde no se busca una respuesta cerrada sino entender el abanico de posibilidades disponibles. Como se aprecia en la Figura 10, a partir de las mismas condiciones de contorno, el motor generativo

puede proponer múltiples variantes que difieren en configuración, pero cumplen con los mismos criterios de rigidez, peso o volumen.

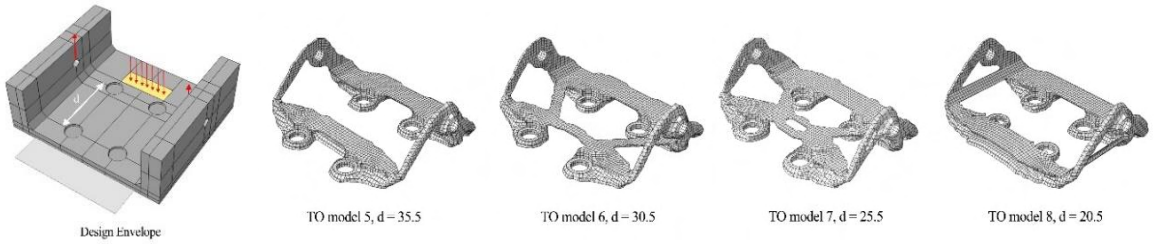


Figura 10: Comparativa de diferentes soluciones a partir de los mismos requisitos

Este comportamiento es posible gracias al empleo de algoritmos evolutivos, redes neuronales o modelos híbridos de aprendizaje automático, que permiten explorar el espacio de soluciones de forma eficiente. En muchos casos se utilizan algoritmos genéticos que cruzan y mutan configuraciones con buen desempeño para obtener nuevas variantes optimizadas. En otros entornos, se implementan técnicas de inteligencia artificial que aprenden a predecir el comportamiento de una solución en función de sus características geométricas y materiales. Todo ello se ve impulsado por el uso de computación en la nube, que permite realizar múltiples simulaciones en paralelo, reduciendo drásticamente el tiempo de cálculo y permitiendo abordar problemas que hace unos años eran computacionalmente inviables.

Otro aspecto esencial del diseño generativo es su integración con el entorno CAD y las herramientas de simulación estructural, térmica o dinámica. El objetivo no es solo generar formas sugerentes, sino que estas resulten válidas desde el punto de vista funcional y fabricable. Muchas plataformas actuales permiten incorporar restricciones específicas del proceso de fabricación, ya sea por mecanizado, impresión 3D o técnicas híbridas, lo que garantiza que las soluciones propuestas sean viables desde el punto de vista productivo. Tal como explican Barbieri y Muzzupappa [6], esta integración hace del diseño generativo una metodología orientada al rendimiento real, donde la forma final surge del equilibrio entre función, materiales y medios de fabricación.

Además del avance en algoritmos, la formalización matemática de estos procesos ha cobrado relevancia. Varios estudios recientes han propuesto modelos híbridos que fusionan conceptos físicos tradicionales, como las ecuaciones de equilibrio estructural, con la versatilidad de los procedimientos generativos. Un caso ilustrativo es el trabajo de Urquhart et al.[18], quienes proponen un marco computacional automatizado que integra principios estructurales con algoritmos generativos basados en redes neuronales, permitiendo generar geometrías que respetan restricciones como el desplazamiento máximo, la tensión admisible o la masa total. Este tipo de modelos facilita la introducción de funciones objetivo como la minimización de energía o el ajuste de frecuencias naturales, abriendo nuevas posibilidades para aplicaciones de alto rendimiento en ingeniería y diseño industrial.

Finalmente, una de las fortalezas más relevantes del diseño generativo es su capacidad para ofrecer soluciones que no solo optimizan el rendimiento estructural, sino que además están listas para ser fabricadas con tecnologías avanzadas como la impresión 3D. A diferencia de otras metodologías que requieren rediseño posterior, las formas generadas respetan desde el principio las restricciones geométricas y funcionales del entorno de fabricación. Como se observa en la Figura 11, el resultado puede incorporar vacíos estratégicos, zonas reforzadas y una distribución del material que responde directamente a las trayectorias de carga, lo que da lugar a componentes ligeros, robustos y altamente eficientes desde el punto de vista productivo.

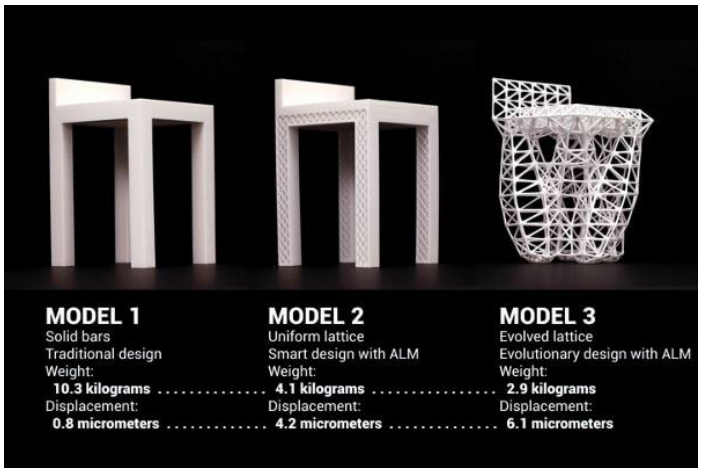


Figura 11: Ejemplo de silla diseñada mediante diseño generativo

2.2.2 EJEMPLOS DEL SECTOR AERONÁUTICO Y DRONES

El diseño generativo ha comenzado a consolidarse como una herramienta estratégica en el desarrollo de componentes aeronáuticos y de estructuras para vehículos aéreos no tripulados. Su capacidad para explorar automáticamente múltiples soluciones geométricas dentro de un conjunto de restricciones estructurales, funcionales y de fabricación ha permitido a los ingenieros redefinir piezas que antes estaban limitadas por enfoques de diseño tradicionales. En este apartado se recogen algunos de los estudios y desarrollos más relevantes que evidencian el impacto de esta metodología en el sector.

Uno de los primeros casos ampliamente divulgados es el llevado a cabo por Airbus en colaboración con Autodesk, centrado en la optimización de las particiones de cabina del A320. Mediante técnicas de diseño generativo y fabricación aditiva, se diseñaron estructuras biónicas capaces de soportar las mismas cargas que los tabiques convencionales, pero con un peso un 45% inferior, lo que supone una reducción de aproximadamente 30 kg por unidad. Esta disminución del peso estructural se traduce, además, en un menor consumo de combustible y, por tanto, en una notable reducción de emisiones de CO_2. Según estimaciones internas, la implementación global de este tipo de estructuras podría evitar hasta 465.000 toneladas anuales de CO_2 emitidas a la atmósfera [19]. En la Figura 12 se aprecia con claridad la diferencia entre la configuración original y la solución biónica generada, en la que destacan las estructuras internas reticuladas optimizadas para aligerar el conjunto sin comprometer su resistencia.

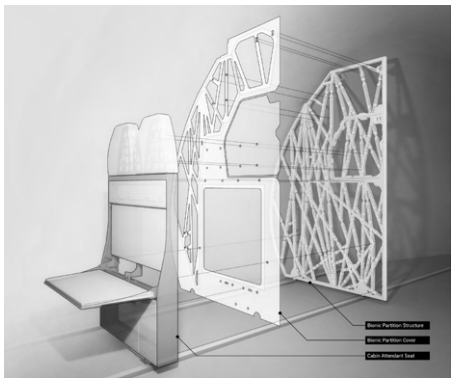


Figura 12: Partición de cabina A320 mediante diseño generativo

En el ámbito de los drones, el diseño generativo también ha mostrado un enorme potencial. Una de las investigaciones pioneras en este terreno es la realizada por Bright et al [20], donde se comparan dos estructuras diseñadas generativamente con el chasis convencional de un dron DJI F450. Ambos nuevos diseños, generados a partir de las mismas condiciones de contorno, fueron sometidos a simulaciones estructurales para evaluar su rendimiento frente al modelo comercial. Los resultados fueron especialmente llamativos: el segundo diseño generado obtuvo un factor de seguridad 40 veces superior, un estrés de Von Mises 11.3 veces menor y un desplazamiento bajo carga 400 veces inferior al del dron original. A nivel de peso, también se evidenció una mejora sustancial, con estructuras que pasaron de los 330 g del modelo DJI a 227 g y 267 g respectivamente. En la Figura 13 se muestra la comparación visual entre las distintas soluciones, donde se aprecia la complejidad geométrica y ligereza de las configuraciones generadas.

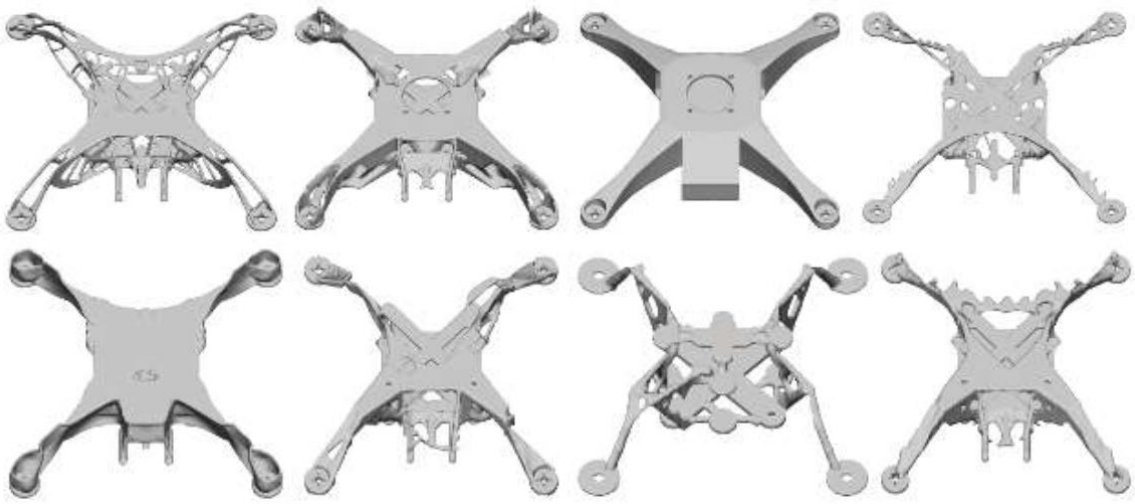


Figura 13: Diferentes posibles soluciones DJI F450 con diseño generativo

En otro estudio centrado en aplicaciones aeronáuticas, Marino [21] plantea un enfoque basado en diseño generativo para crear componentes destinados a impresión 3D en drones. El autor destaca cómo la metodología no solo permite obtener piezas más ligeras, sino que facilita su integración con procesos aditivos, mejorando el rendimiento global del sistema. El trabajo subraya también la ventaja de poder incluir restricciones térmicas y de vibración

en el propio proceso generativo, obteniendo diseños robustos desde múltiples puntos de vista.

Por último, U et al. [14] exploran el potencial del diseño generativo en el desarrollo de la carcasa estructural de un dron de tipo cuadricóptero. A través de herramientas de diseño paramétrico integradas con simulación estructural, lograron obtener una configuración que reducía significativamente el peso total manteniendo la integridad estructural. El diseño final, orientado a fabricación aditiva, presentaba una geometría con refuerzos estratégicos y vaciados internos que optimizaban la distribución del material. Este tipo de soluciones ilustran cómo el diseño generativo no solo mejora la eficiencia, sino que también abre nuevas posibilidades en cuanto a personalización y adaptación funcional.

2.3 ANÁLISIS POR ELEMENTOS FINITOS

En todo proceso de diseño estructural, y más aún cuando se trabaja con herramientas avanzadas como la optimización topológica o el diseño generativo, es imprescindible comprobar que la solución obtenida cumple con los requisitos funcionales y mecánicos que va a enfrentar en la realidad. Aunque estas técnicas permiten explorar nuevas geometrías eficientes y ligeras, no garantizan por sí mismas que la estructura final sea viable desde el punto de vista estructural.

Por esta razón, tras la optimización del modelo, resulta necesario validarlo mediante métodos que permitan predecir su comportamiento ante distintas condiciones de carga. Es en esta etapa donde el análisis por elementos finitos (FEM, por sus siglas en inglés) adquiere un papel fundamental. A través del FEM, es posible estimar cómo se distribuyen los esfuerzos, las deformaciones y los desplazamientos en una estructura, sin necesidad de fabricar físicamente el componente.

Este tipo de análisis no solo aporta seguridad en la fase de diseño, sino que también permite justificar decisiones de modificación o refinamiento en geometrías complejas, especialmente cuando estas han sido generadas de forma automática por algoritmos. En el caso de este

proyecto, el análisis FEM se utilizará como herramienta de validación estructural de las propuestas obtenidas tras la optimización del modelo, asegurando que la solución elegida no compromete la integridad del dron bajo las condiciones reales de uso.

2.3.1 FUNDAMENTOS DEL MÉTODO DE LOS ELEMENTOS FINITOS

El procedimiento se basa en un principio sencillo pero muy potente: dividir una estructura continua en un conjunto de regiones más pequeñas, conocidas como elementos, que se conectan entre sí a través de puntos compartidos llamados nodos. A partir de esa división, lo que inicialmente es un sistema con infinitos grados de libertad se transforma en un sistema discreto con un número finito de variables, que pueden manejarse de forma computacional con bastante eficiencia.

A cada elemento se le asignan unas propiedades geométricas y materiales, y su comportamiento se describe a través de relaciones matemáticas que vinculan las fuerzas aplicadas con los desplazamientos que experimentan sus nodos. Estas relaciones se construyen utilizando funciones de interpolación que permiten estimar la respuesta del elemento a partir de los valores conocidos en sus nodos. En este punto, y como explica Celigüeta [22], resulta fundamental que dichas funciones aseguren la compatibilidad entre elementos adyacentes y representen adecuadamente la distribución de desplazamientos y deformaciones en el dominio. Solo así puede lograrse una aproximación fiable al comportamiento real del sistema, especialmente en configuraciones tridimensionales o con materiales no homogéneos.

En la Figura 14 se representa un ejemplo de elemento cuadrilátero en el que se observan los desplazamientos nodales en las direcciones u y v. Esta representación permite entender cómo se definen los grados de libertad de cada nodo y cómo se utilizan en el modelo para describir la deformación del conjunto.

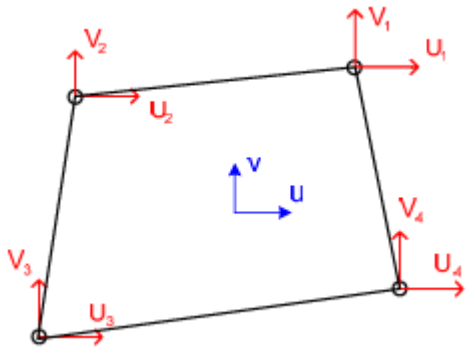


Figura 14: Deformaciones en un elemento finito

Una vez conocidas las deformaciones, se obtiene el estado de tensiones del material utilizando las ecuaciones constitutivas, que dependen del tipo de comportamiento asumido, normalmente elástico lineal. En este caso, la relación entre el vector de tensiones σ y el vector de deformaciones ε se expresa mediante la Ecuación 5, donde D es la matriz de rigidez del material, que recoge sus propiedades elásticas:

$$\sigma = D \cdot \varepsilon$$

Ecuación 5: ley de Hooke generalizada

Con esta formulación se construye la matriz de rigidez de cada elemento, que representa su resistencia a deformarse frente a una carga aplicada. Esta matriz local se ensambla junto con las del resto de elementos para formar un sistema global que recoge el comportamiento estructural completo del modelo.

El problema estructural se resuelve planteando un sistema de ecuaciones lineales que relaciona la matriz de rigidez global K, el vector de desplazamientos u y el vector de fuerzas aplicadas F, según la Ecuación 6:

$$K \cdot u = F$$

Ecuación 6: Ecuación global del equilibrio estructural

Este sistema se resuelve mediante métodos numéricos. Una vez conocidos los desplazamientos en los nodos, es posible calcular las deformaciones y tensiones en cada

elemento, lo que permite evaluar con bastante detalle el comportamiento del modelo bajo las condiciones aplicadas.

En términos prácticos, el resultado depende directamente de cómo se haya definido el mallado, de la calidad de las funciones de interpolación utilizadas y de las condiciones de contorno impuestas. Por ello, en aplicaciones reales se suele realizar una comprobación de sensibilidad del modelo, refinando progresivamente el mallado o ajustando las condiciones para garantizar que los resultados sean robustos. Tal y como se detalla en la documentación técnica de Ansys [23], el refinamiento del modelo es una etapa clave para garantizar que las zonas de concentración de esfuerzos o los desplazamientos máximos se están representando con la precisión necesaria.

A modo de ejemplo, en la Figura 15 se muestra una simulación estructural realizada en el entorno de Solid Edge Simulation. En ella puede observarse el mallado del modelo, las condiciones de contorno aplicadas y la distribución de tensiones resultante tras aplicar una carga puntual sobre uno de los extremos. Este tipo de representación, basada en tensiones de Von Mises, permite identificar rápidamente las zonas más solicitadas y detectar posibles concentraciones de esfuerzo que podrían comprometer el diseño.

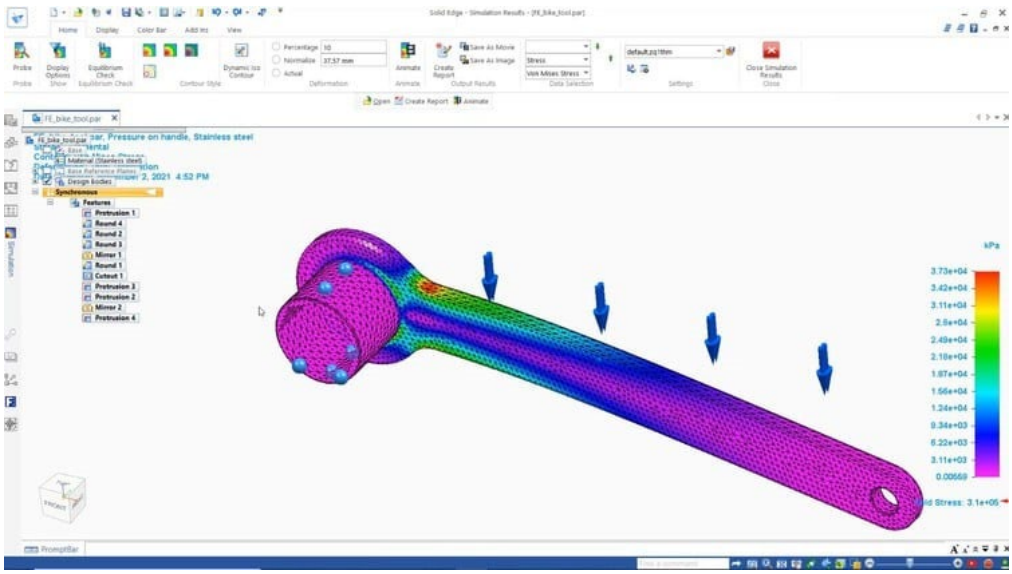


Figura 15: Ejemplo análisis FEA en SolidEdge

Este tipo de análisis, comúnmente conocido en el ámbito profesional como FEA (Finite Element Analysis), forma parte habitual del flujo de desarrollo de productos que deben resistir cargas o deformaciones. Aunque el proceso matemático subyacente sea el mismo que el descrito en los fundamentos, su aplicación práctica requiere el uso de software especializado capaz de generar automáticamente el mallado, aplicar las condiciones físicas adecuadas y resolver el modelo de forma eficiente. En este proyecto, se utilizará Solid Edge como herramienta principal de simulación estructural, con el objetivo de verificar que las soluciones optimizadas no presentan fallos y cumplen con los requisitos mecánicos antes de su fabricación final.

En el caso particular de este trabajo, el método se aplicará para comprobar que las estructuras generadas mediante optimización topológica y diseño generativo presentan un comportamiento mecánico adecuado bajo las condiciones de carga previstas.

2.4 FABRICACIÓN ADITIVA

En las últimas décadas, la fabricación aditiva se ha consolidado como una de las tecnologías más disruptivas dentro del ámbito del diseño y la ingeniería. Esta técnica, comúnmente conocida como impresión 3D, permite crear objetos tridimensionales capa por capa a partir de un modelo digital. A diferencia de los métodos tradicionales, que consisten en eliminar material de un bloque macizo mediante procesos sustractivos como el fresado o el torneado, la fabricación aditiva construye la pieza añadiendo solo el material necesario, lo que conlleva una drástica reducción del desperdicio y una mayor libertad de diseño.

Los orígenes de la fabricación aditiva se remontan a los años 80, cuando aparecieron las primeras tecnologías de estereolitografía (SLA). Esta técnica, basada en la solidificación de resinas líquidas mediante luz ultravioleta, marcó el inicio de una nueva forma de producir objetos directamente desde modelos CAD. A partir de entonces, se han desarrollado múltiples variantes tecnológicas como el sinterizado selectivo por láser (SLS), la fusión por haz de electrones (EBM), el modelado por deposición fundida (FDM), entre otras. La evolución ha sido especialmente notable a partir de la década de 2010, cuando se produjo

una democratización de estas tecnologías gracias a la reducción de costes, la mejora de los materiales disponibles y la integración de estas técnicas en flujos de trabajo industriales cada vez más complejo [24].

La fabricación aditiva se caracteriza por una serie de ventajas que la han posicionado como una herramienta clave en sectores como la automoción, la medicina, y la arquitectura. Entre sus principales fortalezas destaca la capacidad de personalización, la posibilidad de fabricar geometrías complejas que serían imposibles por métodos tradicionales, y la reducción del desperdicio de material [25]. Además, permite iteraciones de diseño más rápidas y una mayor integración entre la etapa de diseño y la de fabricación, lo cual es especialmente útil en entornos de prototipado y producción de bajo volumen.

Sin embargo, también existen limitaciones importantes. Muchas piezas producidas mediante impresión 3D aún presentan propiedades mecánicas inferiores respecto a aquellas fabricadas por métodos tradicionales. También es habitual la aparición de poros o defectos internos, así como restricciones térmicas o geométricas impuestas por las propias tecnologías utilizadas. Además, cuando se trata de grandes volúmenes de producción, los costes pueden ser más altos en comparación con técnicas convencionales. La Figura 16 muestra de forma esquemática la diferencia conceptual entre la fabricación sustractiva y la aditiva, en términos de entrada de material, eficiencia del proceso y generación de residuos.

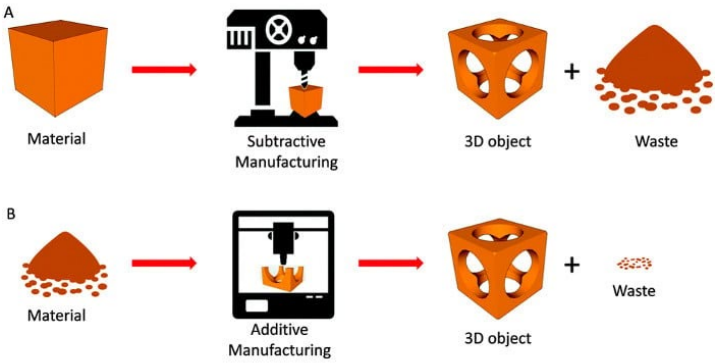


Figura 16: Comparativa entre fabricación sustractiva y fabricación aditiva

Para sintetizar las fortalezas y debilidades de ambas metodologías, puede resultar útil la comparativa recogida en la Tabla 1. Como se puede observar, mientras que la fabricación sustractiva ofrece mayor resistencia y precisión, la fabricación aditiva permite una personalización mucho más ágil y reduce considerablemente los residuos generados. Esta comparativa cobra especial relevancia en contextos como el del diseño de drones, donde la reducción de peso, la rapidez de iteración y la integración de funciones son factores clave.

Manufactura aditiva	Manufactura sustractiva (tradicional)
Fortalezas: • Se pueden personalizar las piezas de una manera simple. • Cualquier objeto se puede diseñar en un sistema CAD e imprimirse en 3D. • La fabricación aditiva genera menos desperdicio.	Fortalezas: • Las piezas producidas son más fuertes y con más tolerancia. • Pueden durar más tiempo.
Debilidades: • Las piezas no poseen mucha resistencia al calor. • Si se realizara una producción muy grande de piezas, no sería rentable. • Se pueden contaminar mediante unos poros que les quedan.	Debilidades: • Este proceso toma más tiempo en realizarse. • Se produce un gran desperdicio. • Puede llegar a ser muy costosa si se producen pocas piezas.

Tabla 1: Diferencias entre la fabricación aditiva y sustractiva [26]

La fabricación aditiva no solo permite materializar piezas complejas; también es lo que hace posible que los resultados obtenidos mediante técnicas como la optimización topológica o el diseño generativo puedan convertirse en estructuras reales. Gracias a esta tecnología, formas que antes eran solo viables en el entorno digital pueden fabricarse con precisión. En sectores como el de los drones, donde el peso y la funcionalidad marcan la diferencia, esta conexión entre diseño avanzado y fabricación se vuelve especialmente valiosa.

2.4.1 TECNOLOGÍAS PRINCIPALES

Las tecnologías de fabricación aditiva abarcan un amplio abanico de métodos con principios operativos muy distintos entre sí, aunque todos comparten una característica fundamental: la creación de objetos capa a capa a partir de un modelo tridimensional. Esta diversidad ha hecho necesaria su clasificación en distintas categorías, que han sido recogidas por la norma UNE-EN ISO 17296:2017. Dicha norma agrupa las tecnologías existentes en función de su mecanismo de deposición y fusión del material.

La Figura 2 muestra de forma esquemática esta clasificación estandarizada, recogiendo los siete grandes grupos tecnológicos que definen el ecosistema actual de la fabricación aditiva.

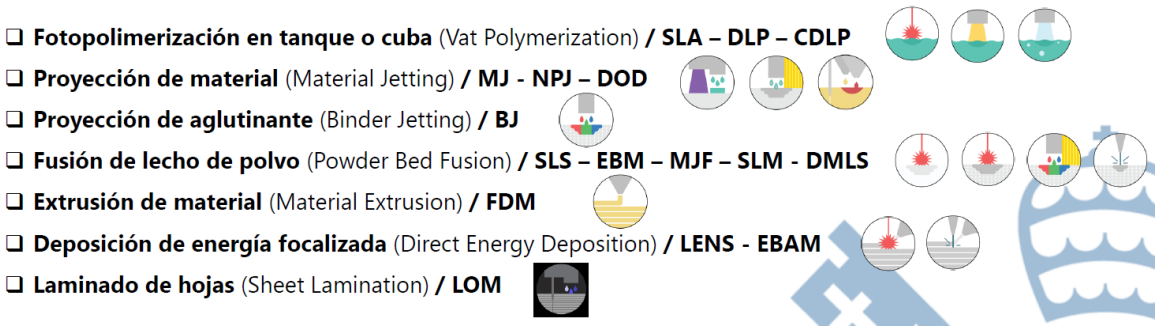


Figura 17: Clasificación Fabricación aditiva

Entre las tecnologías más representativas destaca el modelado por deposición fundida (FDM), posiblemente el sistema más conocido tanto a nivel doméstico como educativo, y cada vez más presente en entornos industriales. Este proceso se basa en la fusión de un filamento termoplástico que se extruye a través de una boquilla caliente, depositándose capa por capa sobre una plataforma siguiendo el modelo digital. Su popularidad se debe a su facilidad de uso, el bajo coste de las máquinas y la gran variedad de materiales disponibles, como PLA, ABS, PETG o TPU. Aun así, conviene tener en cuenta que las piezas obtenidas con FDM suelen presentar una cierta debilidad estructural entre capas, menor resolución en los detalles y la necesidad de soportes que luego deben retirarse manualmente.

Otra tecnología ampliamente utilizada es la estereolitografía (SLA), basada en la fotopolimerización de resinas líquidas mediante un láser ultravioleta. A medida que el haz

de luz solidifica selectivamente la resina en un tanque, se construye la pieza capa a capa. El resultado son objetos con una precisión dimensional muy alta, excelente calidad superficial y un nivel de detalle superior al que ofrecen otras tecnologías. Por estas razones, la SLA es especialmente valorada en sectores como la odontología, la joyería o el modelado arquitectónico. No obstante, también presenta algunas limitaciones importantes: las resinas suelen ser más costosas, las piezas impresas son más frágiles y el proceso requiere pasos adicionales como el curado en cámara UV y la limpieza con solventes.

En un nivel más avanzado se encuentra la tecnología Multi Jet Fusion (MJF), desarrollada por HP, que representa una solución industrial de alto rendimiento. A diferencia de los sistemas láser, MJF trabaja con un lecho de polvo de poliamida sobre el que se aplican agentes fusionantes y detalladores mediante inyectores de precisión. Posteriormente, una fuente de radiación infrarroja activa estas zonas, fusionando el polvo selectivamente. Este sistema destaca por su velocidad, la uniformidad térmica que garantiza resultados consistentes, y por la calidad mecánica y dimensional de las piezas obtenidas. Además, permite recuperar parte del polvo no utilizado, reduciendo el desperdicio de material. Gracias a estas características, MJF es ideal para producir series cortas de componentes funcionales que requieren precisión y resistencia, como piezas estructurales para drones o carcasas técnicas.

2.4.2 IMPRESORAS EN ICAI

Dentro del laboratorio de fabricación aditiva de ICAI se dispone de una selección de impresoras 3D que abarcan diferentes tecnologías y niveles de exigencia, lo que permite cubrir un amplio espectro de aplicaciones: desde prototipos preliminares hasta componentes funcionales de alto rendimiento.

Las Prusa i3 MK3S representan una solución fiable y accesible para el trabajo con termoplásticos estándar. Aunque su resolución y prestaciones mecánicas son limitadas en comparación con otros equipos, son adecuadas para validar geometrías, realizar iteraciones rápidas y obtener piezas sencillas con materiales como PLA o PETG.

Las impresoras Formlabs SLA ofrecen una alternativa basada en resinas fotopolimerizables, con mayor precisión dimensional y calidad superficial. Se utilizan habitualmente en piezas donde la estética o el detalle fino son aspectos prioritarios. Por el contrario, el proceso requiere postcurado y los materiales presentan una menor resistencia frente a impactos o cargas mecánicas.

Para piezas con exigencias estructurales se cuenta con la Markforged X7, una impresora FDM que trabaja con Onyx, un material técnico a base de nylon con microfibras de carbono. Su principal ventaja reside en la posibilidad de integrar refuerzo de fibra continua de carbono, configurable capa a capa a través del software Eiger. Esto permite fabricar piezas con una rigidez y resistencia significativamente superiores, manteniendo un peso reducido.

Por su parte, la HP Multi Jet Fusion 580 utiliza la tecnología MJF, que consiste en la aplicación de agentes fusionantes y detalladores sobre un lecho de polvo de poliamida PA12, activados térmicamente mediante una fuente de calor infrarroja. Este proceso permite generar piezas con buena resolución, propiedades mecánicas uniformes y alta repetibilidad. La posibilidad de controlar la distribución térmica con precisión permite fabricar geometrías complejas sin estructuras de soporte, lo que optimiza el rendimiento del material y reduce el postprocesado necesario.

En conjunto, estas impresoras permiten adaptar la estrategia de fabricación a los objetivos concretos de cada proyecto. La variedad de tecnologías disponibles en el laboratorio refuerza la integración entre diseño, validación digital y producción física, lo que resulta clave para proyectos con geometrías optimizadas o diseños generativos. En el Capítulo 9. ANEXO I se incluyen las fichas detalladas de cada impresora.

Capítulo 3. PROPUESTA DE ESTUDIO

3.1 JUSTIFICACIÓN

Uno de los principales problemas técnicos dentro del desarrollo de los drones sigue siendo la reducción de peso sin comprometer la resistencia estructural ni la funcionalidad de estos. Esta cuestión es especialmente crítica al impactar directamente en parámetros clave como la autonomía de vuelo, la maniobrabilidad y la estabilidad en condiciones dinámicas.

En el contexto donde el mercado de los drones se encuentra en expansión, y diversificación, con aplicaciones en agricultura, logística, cartografía, seguridad o inspección industrial, innovar en el diseño de estas estructuras ya no es una opción, sino una necesidad estratégica. La evolución del sector exige replantear continuamente sus soluciones técnicas, y entre todos los retos, la optimización del peso estructural representa la mayor oportunidad de mejora. No se trata simplemente de aligerar componentes, sino de redefinir la arquitectura estructural del dron para hacerla más eficiente, funcional y perfectamente adaptada a su entorno operativo.

Este proyecto responde directamente a esta necesidad. La finalidad es diseñar la estructura de un dron, que cumpliendo las restricciones de la normativa, este optimizada para minimizar el peso total, sin comprometer la capacidad de soportar las cargas y esfuerzos propios de la operación de vuelo. Para ello, se integrarán metodologías de diseño avanzadas, como la optimización topológica y el diseño generativo, que permiten obtener soluciones estructurales innovadoras, adaptadas a los requerimientos funcionales y mecánicos definidos en el proceso de diseño.

La implementación de estas nuevas herramientas se usará como una estrategia de ingeniería para alcanzar una solución más ligera, permitiendo reducir los consumos energéticos, ampliar la duración de vuelo y permitir la mejora en la maniobrabilidad. Además, este enfoque se desarrolla con criterios de fabricabilidad, asegurando que los resultados

obtenidos puedan ser materializados y que se fabricará un prototipo para evaluar la viabilidad y el comportamiento real de la solución propuesta con técnicas de producción actuales.

Desde una perspectiva más amplia, el proyecto ofrece una aportación clara tanto a nivel técnico como en su posible transferencia hacia el sector industrial. Sirve como referencia para futuros proyectos donde se pueda escalar el uso de estas tecnologías con el objetivo de desarrollar drones industriales optimizados. Además, se trata de un trabajo exhaustivo enfocado en la reducción del peso estructural, que sigue metodologías avanzadas como la optimización topológica y el diseño generativo, sentando así una base sólida para que otros desarrollos puedan aprovechar estas técnicas y mejorar el rendimiento de sus drones.

Además, el diseño del dron que se plantea en este proyecto está pensado para un uso académico dentro del entorno universitario, sirviendo como base física para un dron desarrollado junto con otros dos trabajos. En concreto, este proyecto se complementa con los estudios de Clara Lucena Vicente y Álvaro Maestroarena Navamuel, alumnos de 4.º del Grado en Ingeniería Industrial en ICAI, quienes se encargan del desarrollo de la parte electrónica y del control del dron, respectivamente. Gracias a esta colaboración, el resultado final será un dron completamente funcional que podrá utilizarse como plataforma práctica y experimental en futuros estudios y asignaturas relacionadas con robótica, control, electrónica o diseño mecánico.

3.2 NORMATIVA

En primer lugar, para poder realizar el diseño de cualquier dron, es imprescindible tener en cuenta la normativa vigente aplicable. Esta normativa no solo establece las condiciones de uso y las limitaciones operativas de estos dispositivos, sino que también define una serie de requisitos técnicos y medidas de seguridad que deben ser estrictamente cumplidos durante todo el proceso de desarrollo. Respetar estas regulaciones es esencial para garantizar que el dron funcione de manera segura tanto para los operadores como para el entorno en el que se despliega, minimizando riesgos y evitando posibles incidentes.

Desde una perspectiva técnica y de diseño, la normativa es crucial porque marca las restricciones y condiciones que deben cumplirse, y que afectan directamente a la concepción estructural y funcional del dron. Por ejemplo, límites en el peso máximo, velocidades permitidas, sistemas de seguridad obligatorios, o la inclusión de mecanismos de identificación electrónica, son aspectos que condicionan el proyecto desde sus primeras fases. Conocer y aplicar correctamente estas normativas permite asegurar que el prototipo que se desarrolle sea no solo eficiente y funcional, sino también conforme con las exigencias legales y de seguridad, lo que garantiza su viabilidad para posteriores fases de fabricación, prueba y eventual uso real.

En el ámbito europeo, la regulación sobre drones está recogida en el Reglamento Delegado (UE) 2019/945 que busca garantizar la seguridad y la interoperabilidad de estos dispositivos en el espacio aéreo común [27]. Esta normativa clasifica a los drones en diferentes clases técnicas, basándose en características como el peso, las capacidades técnicas y los sistemas de seguridad que deben incorporar. Cada clase establece una serie de requisitos específicos que condicionan el diseño y el uso de los drones, facilitando una regulación más precisa y adaptada a las distintas aplicaciones y riesgos asociados.

A continuación, se presentan las distintas clases de drones contempladas en la normativa europea, mostrando sus principales características y limitaciones. Esta clasificación es fundamental para entender las restricciones técnicas que afectan directamente al diseño y desarrollo del dron.

Clase	Requisitos técnicos
0	– Tener una MTOM (masa máxima al despegue) inferior o igual a 250 g. – Tienen una velocidad máxima de vuelo horizontal de 19 m/s. – Han limitado la altitud desde el punto de despegue a 120 m. – Funcionar con electricidad.

Tabla 2: Requisitos técnicos Clase 0

Clase	Requisitos técnicos
1	– Tener una MTOM (masa máxima al despegue) inferior o igual a 900 g o que la energía transmitida en caso de impacto sea inferior o igual a 80 J. – Tener una velocidad máxima de vuelo horizontal de 19 m/s. – Tener limitada la altitud desde el punto de despegue a 120 m. – Funciona con electricidad. – Tener un número de serie único. – Disponer de un sistema de identificación directa a distancia. – Estar equipado con un sistema de geolocalización. – Estar equipado con un sistema de aviso de batería baja para la UA (aeronave no tripulada) y la estación de control (CS). – Equipar luces para control de actividad y vuelo nocturno (luz verde intermitente).

Tabla 3: Requisitos técnicos Clase 1

Clase	Requisitos técnicos
2	– Tener una MTOM inferior o igual a 4 kg. – Tener limitada la altitud desde el punto de despegue a 120 m. – Funciona con electricidad. – Estar equipado con un enlace de datos protegido contra el acceso no autorizado a las funciones de control (C2). – Excepto si se trata de un UA de tipo juguete, estar equipado con un modo de baja velocidad seleccionable que limite la velocidad a 3 m/s como máximo. – Tener un número de serie. – Disponer de un sistema de identificación directa a distancia. – Estar equipado con un sistema de geolocalización. – Disponer de un sistema de aviso de batería baja para la UA y la estación de control (CS). – Equipa luces para control de actividad y vuelo verde intermitente (luz verde intermitente).

Tabla 4: Requisitos técnicos Clase 2

Clase	Requisitos técnicos
3	– Tener una MTOM (masa máxima al despegue) inferior o igual a 25 kg y una dimensión característica máxima inferior o igual a 3 metros. – Tener una altitud máxima limitada a 120 metros desde el punto de despegue. – Funciona con electricidad. – Tener un número de serie único. – Disponer de un sistema de identificación directa a distancia. – Estar equipado con un sistema de geolocalización. – Estar equipado con un sistema de aviso de batería baja para la UA (aeronave no tripulada) y la estación de control (CS). – Estar equipado con luces para control de actitud y vuelo nocturno (luz verde intermitente).

Tabla 5: Requisitos técnicos Clase 3

Clase	Requisitos técnicos
4	– Tener una MTOM (masa máxima al despegue) inferior a 25 kg, incluida la carga útil. – No disponer de modos de control automáticos, excepto para la asistencia en la estabilización del vuelo sin efecto directo sobre la trayectoria y para la asistencia en caso de pérdida del enlace, siempre que exista una posición fija predeterminada de los mandos de vuelo en caso de pérdida del enlace. – Estar destinado a la práctica del aeromodelismo.

Tabla 6: Requisitos técnicos Clase 4

Clase	Requisitos técnicos
5	– Tener una MTOM inferior o igual a 25 kg. – No ser un UA de ala fija; si es un UA cautivo. – Proporcionar al piloto información clara y concisa sobre la altitud del UA. – Estar equipado con un modo de baja velocidad seleccionable que limita la velocidad a 5 m/s como máximo. – Ante una pérdida de enlace de datos (C2), cuente con un método para recuperar o finalizar el vuelo con seguridad. – Disponer de un método de recuperación del enlace desde la estación de control (C2), en caso de fallo, un sistema de terminación para vuelo seguro. – Estar equipado con un enlace de datos protegido contra el acceso no autorizado a las funciones de control (C2). – Funciona con electricidad. – Tener un número de serie único. – Disponer de un sistema de identificación directa a distancia. – Estar equipado con un sistema de geolocalización. – Estar equipado con un sistema de aviso de batería baja para la UA y la estación de control (CS). – Equipa luces para el control de la actividad y el vuelo nocturno. – Si el UA dispone de una función de limitación de acceso a determinadas zonas o volúmenes de aire, ésta deberá ser inoperable desde el sistema de control, y el piloto deberá ser informado cuando se le impida entrar en el UA en determinadas zonas o volúmenes de aire. – Un UA de clase C5 que asista a un UA de clase C3 que tenga instalado un accesorio de piloto a distancia deberá convertir el UA de clase C3 en un UA de clase C5. El kit de accesorios no debe incluir cambios en la UA de la clase C3.

Tabla 7: Requisitos técnicos Clase 5

Clase	Requisitos técnicos
6	– Tener una MTOM inferior o igual a 25 kg. – Disponer de un sistema que proporcione al piloto información clara y concisa sobre la altitud del UA, garantizando que el UA no supere los límites horizontales y verticales de un volumen operativo programable. – Disponen de un mecanismo de reducción de la velocidad que limita la velocidad de avance a un máximo de 50 m/s. – Ante una pérdida de enlace de datos (C2), cuente con un método para recuperar o finalizar el vuelo de forma segura. – Disponer de un método de recuperación del enlace desde la estación de control (C2) o, en caso de fallo, de un sistema de terminación para un vuelo seguro. – Estar equipado con un enlace de datos protegido contra el acceso no autorizado a las funciones de control (C2). – Funciona con electricidad. – Tener un número de serie único. – Disponer de un sistema de identificación directa a distancia. – Estar equipado con un sistema de geolocalización. – Estar equipado con un sistema de aviso de batería baja para la UA y la estación de control (CS). Si el UA tiene una función para limitar el acceso a determinadas zonas o volúmenes de espacio aéreo, debe ser inoperable desde el sistema de control, y el piloto debe ser informado a distancia cuando se le impida entrar en el UA en esas zonas o volúmenes de espacio aéreo. – Equipa luces para control de actitud y vuelo nocturno.

Tabla 8: Requisitos técnicos Clase 6

Siguiendo los intereses de desarrollarlo para uso en la universidad, y teniendo en cuenta que hay que añadir componentes adicionales, se ha decidido que el dron diseñado cumplirá con los requisitos de la clase C1.

La clasificación C1 establece condiciones específicas que el dron debe cumplir para ser certificado dentro de esta clase. Entre los requisitos más relevantes para este proyecto se encuentran el peso máximo al despegue, que debe ser inferior a 900 gramos, y la velocidad máxima en vuelo nivelado, limitada a 19 metros por segundo. Además, la altitud máxima permitida debe limitarse a 120 metros sobre el punto de despegue, y el dron debe contar con sistemas que aseguren esta restricción. También se exige que el dron lleve una etiqueta visible que identifique su clasificación y que disponga de iluminación adecuada para operaciones nocturnas.

Estos requisitos tienen un impacto directo en el diseño estructural y funcional del dron, condicionando el peso objetivo para la optimización.

3.3 OBJETIVOS

El objetivo principal de este proyecto es diseñar y optimizar topológicamente, utilizando criterios de diseño generativo, la estructura de un dron que mantenga su resistencia, pero con una configuración más ligera. Este enfoque busca maximizar la eficiencia estructural, reduciendo peso sin sacrificar la funcionalidad ni la seguridad.

A parte de ello, se presentan los siguientes objetivos específicos:

- Reducir el peso de la estructura en al menos un 30% y, en algunos casos, lograr que el peso total sea inferior a 300 gramos. Esta restricción se establece teniendo en cuenta la clase C1 de la normativa europea, el peso de los componentes electrónicos necesarios para el correcto funcionamiento del dron, y dejando un margen para posibles elementos o accesorios adicionales que se puedan incorporar. Se aplican ambas restricciones porque se partirá de distintos modelos iniciales, explorando así diferentes posibles soluciones finales. Al comenzar desde diferentes condiciones

iniciales, los algoritmos de optimización generan resultados variados, lo que permite evaluar diversas configuraciones y escoger la más adecuada según criterios de rendimiento y viabilidad.

- Mantener la resistencia estructural, asegurando que la estructura sea capaz de soportar todas las cargas y esfuerzos a los que estará sometido el dron durante su operación. Esto incluye las cargas estáticas y dinámicas derivadas del peso propio, la carga útil, las fuerzas durante el vuelo y las maniobras, así como los posibles impactos. Es fundamental garantizar que la reducción de peso no comprometa la integridad ni la seguridad del dron, manteniendo así la fiabilidad del diseño para su uso real y la durabilidad a lo largo del tiempo.
- Fabricar mediante impresión 3D el modelo optimizado para verificar la solución propuesta. Este proceso se realizará aprovechando las sinergias con los proyectos paralelos que desarrollan la electrónica y el software, lo que permitirá disponer de un diseño final totalmente funcional. La impresión 3D no solo validará el diseño estructural en la práctica, sino que también facilitará la integración y prueba conjunta de todos los sistemas, ofreciendo un enfoque completo y aplicado al proyecto.

3.4 *FLUJO*

Para garantizar la correcta evolución desde el diseño inicial hasta el prototipo final impreso, es necesario seguir un procedimiento sistemático y ordenado. A continuación, en la Figura 18 se presenta el flujo de trabajo a seguir, que integra de manera coherente todas las etapas necesarias, desde la creación de los diferentes modelos iniciales, pasando por las validaciones mediante simulaciones FEM, hasta la optimización e iteraciones para conseguir el modelo final deseado. Posteriormente, se realizará un rediseño para suavizar el modelo final, dando paso finalmente a la fabricación del prototipo y su verificación.

Es importante destacar que, antes del diseño CAD, se debe determinar el material, definir las cargas sobre la estructura y considerar los componentes electrónicos y del dron, ya que estos aspectos condicionan la forma y geometría inicial de los diseños. Esta fase previa

garantiza que los modelos sean realistas y adecuados para la optimización posterior.

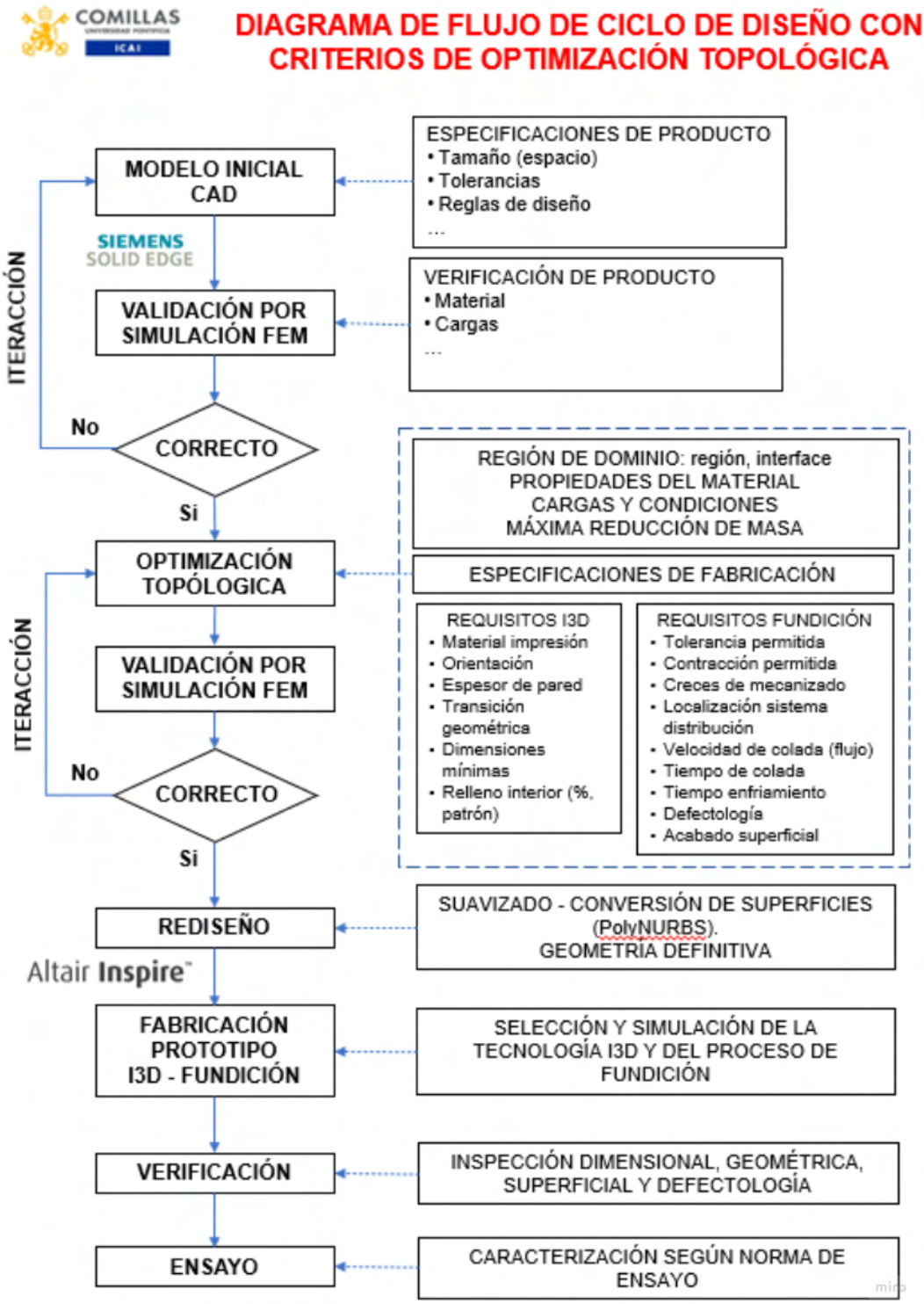


Figura 18: Diagrama de flujo de la optimización e impresión del dron

3.5 COMPONENTES

Un aspecto fundamental por considerar para el diseño de la geometría inicial de los diferentes modelos es la inclusión de los componentes que la estructura deberá albergar. Estos elementos determinan dimensiones, pesos y la distribución de las cargas, factores esenciales para realizar una optimización topológica realista y efectiva. Por ello, en esta sección se presentan los componentes que formarán parte del dron final. Es importante destacar que aquí únicamente se describen los componentes utilizados, ya que la selección y justificación detallada de los mismos no forman parte del presente proyecto, sino que se aprovechan las sinergias generadas con los trabajos de los compañeros previamente mencionados, sirviendo como base para el diseño estructural del dron.

A continuación, se listan los principales componentes con sus características físicas relevantes:

- Batería:

  El modelo seleccionado es Tattu Batería LiPo de 11.1V 3S 1550mAh 45C, cuyas especificaciones son:

  - Peso: 128 g
  - Dimensiones (L x W x H): 72 mm × 37 mm × 25 mm

Ilustración 3: Tattu Batería LiPo de 11.1V 3S 1550mAh 45C

- Motores (x4):

  Los motores seleccionados son CrazePony DX2205 2300KV, siendo las especificaciones:

  - Altura: 31.5 mm
  - Ancho: 27.9 mm
  - Diámetro del eje: M5
  - Tamaño del orificio de montaje: M3
  - Peso aproximado: 28 g cada uno

Ilustración 4: CrazePony DX2205 2300KV

- Hélices (x4):

  Dado la búsqueda de un mayor control y maniobrabilidad se opta por unas hélices tripalas. A su vez, dado el tamaño del dron el diámetro es cogido es de 5''.

  - Peso: 3.6 g por unidad
  - Diámetro: 5 pulgadas (127 mm)

Ilustración 5: Hélices tripalas de 5 pulgadas: Gemfan 5x3.1x3

- Sensor de altura

  El sensor por utilizar es el LIDAR sensor Benewake TFmini-S, el cual permite mediar altura en interiores, con alta precisión y bajo consumo.

  - Voltaje: 1.5 V – 6 V
  - Corriente: 65 mA (100 mA máx)
  - Potencia típica: 0.325 W
  - Peso: 5 g (realmente 20 g)
  - Tamaño: 42 mm × 15 mm × 16 mm

Ilustración 6: LIDAR sensor Benewake TFmini-S

- Controlador

  El controlador es un componente fundamental en el dron, ya que se encarga de procesar la información de los sensores y controlar el funcionamiento de los motores, asegurando la estabilidad y el manejo preciso durante el vuelo. En este proyecto se utiliza el Orange Cube+ (CubePilot), un controlador de vuelo avanzado utilizado en drones y vehículos autónomos.

  - Dimensiones: 38.5 mm × 38.5 mm × 22 mm
  - Peso: aproximadamente 73g

Ilustración 7: Orange Cube+ y CubePilot

3.6 MATERIAL Y TECNOLOGÍA DE FABRICACIÓN

La impresión 3D constituye la base del enfoque de diseño seguido en este trabajo, no solo como método de fabricación final, sino como condicionante desde las primeras fases del desarrollo. Frente a otras tecnologías sustractivas o de moldeo, permite fabricar geometrías complejas en una sola pieza, lo que resulta especialmente útil cuando se trabaja con estructuras optimizadas donde predominan formas irregulares y elementos interconectados.

Este planteamiento obliga a considerar desde el inicio las posibilidades reales de fabricación, teniendo en cuenta tanto las limitaciones dimensionales como los materiales disponibles. De hecho, el tipo de impresora seleccionada y el material asociado no solo determinan la viabilidad del modelo, sino que influyen directamente en sus propiedades mecánicas, en la precisión de los detalles y en los criterios de diseño aplicables. Por ello, contar con esta información desde el primer momento es clave para asegurar que las soluciones obtenidas por el software de optimización puedan trasladarse sin modificaciones a una fabricación real.

Para la selección del material se tomó como referencia el estudio de Samuel Osorio Marino [28], donde se realiza un análisis comparativo de diversos polímeros empleados en fabricación aditiva. En dicho estudio se evalúan múltiples propiedades técnicas de cada material, tales como densidad, absorción de agua, resistencia a tracción última y límite, módulo de elasticidad, resistencia al impacto Charpy sin muesca, deflexión bajo carga, temperatura a 0.46 MPa y temperatura máxima de servicio en aire.

La gráfica comparativa que se presenta en la Figura 19 muestra el desempeño relativo de los materiales evaluados, que incluyen ABS, PLA, PA (Nylon 6), PP modificado para impacto, PS modificado para impacto, PC modificado para impacto, TPU con fibra de vidrio, ASA, PETG, PEEK, PEKK y PEI. Para comparar objetivamente estas propiedades, se aplicó un proceso de normalización mediante transformación Z, permitiendo así una valoración equilibrada de cada característica.

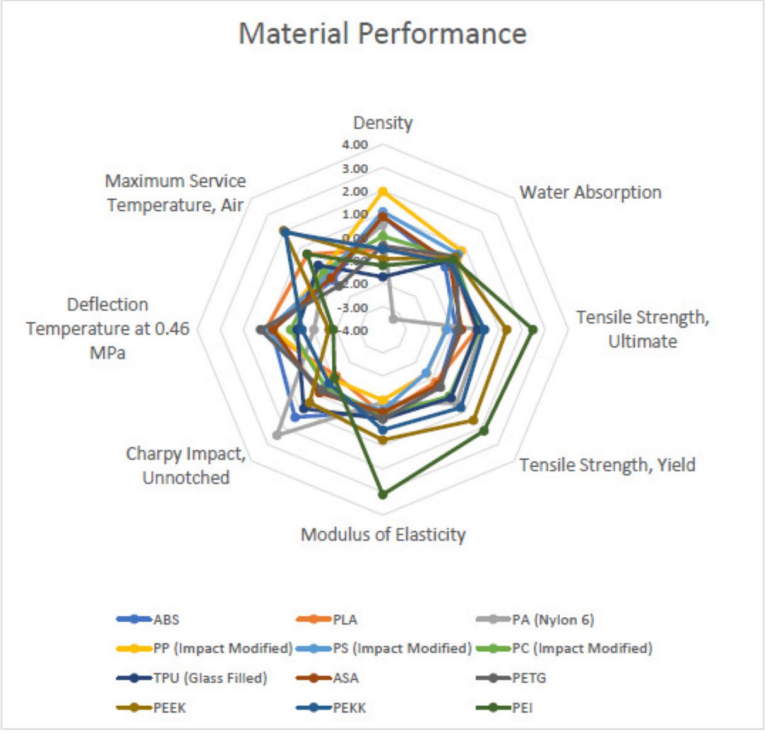


Figura 19: Comparación materiales [28]

A partir de los resultados de esta comparación, se observó que las poliamidas presentaban un comportamiento favorable para las exigencias estructurales y térmicas del dron. En consecuencia, y considerando tanto el desempeño del material como la disponibilidad tecnológica en el laboratorio, se optó inicialmente por la impresora HP Multi Jet Fusion 580, capaz de procesar PA12 con buenas propiedades mecánicas y térmicas, y un volumen de fabricación adecuado para el diseño propuesto. Esta elección se justifica no solo por su compatibilidad con el material seleccionado, sino también por las ventajas inherentes a la tecnología MJF, que permite fabricar piezas con excelente resolución, resistencia uniforme en las tres direcciones y sin necesidad de estructuras de soporte, ya que el propio polvo sin fusionar actúa como apoyo durante el proceso. Esto resulta especialmente adecuado para piezas funcionales optimizadas, como la estructura del dron, donde una base plana puede integrarse al diseño como superficie de contacto, mejorando la estabilidad de la impresión y reduciendo el postprocesado.

Aunque en el Capítulo 6. Análisis de Resultados se realiza un análisis más detallado sobre los costes y la viabilidad de utilizar otras impresoras disponibles en el laboratorio, es necesario seleccionar una impresora de referencia desde el inicio del proceso con el fin de delimitar las dimensiones máximas de impresión y establecer las restricciones geométricas y de orientación durante la fase de diseño. Por todo ello, la HP 580C constituye una opción particularmente adecuada como punto de partida. Las características técnicas de esta impresora se incluyen en el 9.5 Ficha técnica HP 580C.

El material seleccionado para la fabricación del dron es el PA12, ya que ofrece un equilibrio óptimo entre rigidez, resistencia, flexibilidad y resistencia térmica, aspectos clave para garantizar la funcionalidad y durabilidad de la estructura optimizada. Entre sus propiedades más relevantes, utilizadas en las simulaciones de elementos finitos y en la optimización topológica, destacan: densidad de 1010 kg/m³, módulo de elasticidad de 1800 MPa, coeficiente de Poisson de 0,45, límite elástico de 32 MPa, resistencia última a la tracción de 48 MPa y una elongación a la rotura del 17,5 %.

El resto de las características técnicas del PA12 y parámetros del proceso de impresión quedan recogidos en el 9.7 Características técnicas PA12.

3.7 GEOMETRÍA

La definición de la geometría inicial representa uno de los pasos más determinantes dentro del proceso de diseño y optimización estructural. Esta etapa actúa como punto de partida sobre el cual se aplicarán posteriormente los algoritmos de optimización topológica, condicionando en gran medida tanto el comportamiento estructural como las posibles soluciones alcanzables. Una geometría mal planteada puede limitar drásticamente la eficacia del proceso, derivando en resultados poco funcionales o incluso inviables. Por el contrario, una propuesta inicial bien fundamentada permite al algoritmo trabajar con mayor libertad dentro de unos márgenes adecuados, facilitando la convergencia hacia soluciones eficientes y realistas. Además, esta geometría debe responder desde el inicio a requisitos funcionales concretos, como el espacio necesario para albergar los componentes del sistema, su accesibilidad o la forma en que estos condicionan la distribución de masas y cargas. Todo ello convierte a la fase de definición geométrica en un ejercicio de equilibrio entre condicionantes técnicos, funcionales y de fabricación, que debe abordarse con un criterio claro desde las primeras etapas del desarrollo.

3.7.1 ANÁLISIS DE TIPOLOGÍAS ESTRUCTURALES

La elección de una tipología estructural adecuada es fundamental en el proceso de diseño de un dron, ya que influye directamente en su comportamiento dinámico, eficiencia estructural, facilidad de integración de componentes y fabricabilidad. Existen múltiples configuraciones geométricas utilizadas en estructuras de drones, cada una con ventajas y limitaciones específicas según la aplicación.

Entre las configuraciones más comunes se encuentran los diseños en H, híbrido-H, cuadrado, X, híbrido-X y X estructurada. Uno de los análisis más representativos en el ámbito del diseño estructural de drones se encuentra en el estudio realizado por Samuel Osorio Marino

[21], donde se examina el comportamiento dinámico de distintas configuraciones utilizadas habitualmente en drones de competición.

En dicho trabajo se resalta que las estructuras simétricas del tipo true-X presentan una elevada maniobrabilidad y agilidad, manteniendo una velocidad y respuesta constantes durante trayectorias curvas. Esta característica las convierte en una opción idónea para vuelos exigentes en precisión. No obstante, este tipo de configuración requiere trenes de aterrizaje más largos al montar sensores, lo cual puede reducir su ventaja en cuanto a ligereza.

Por su parte, los modelos stretched-X destacan por alcanzar mayores velocidades en trayectorias rectas, debido a su diseño alargado y liviano. Sin embargo, muestran un rendimiento inferior en maniobras que impliquen curvas cerradas, reduciendo así su maniobrabilidad general.

En cuanto a las estructuras tipo H, se caracterizan por un mayor peso y una menor rigidez torsional, lo que puede comprometer la eficiencia estructural en ciertas condiciones de vuelo. Sin embargo, presentan ventajas claras como la facilidad para integrar sensores en la parte frontal y la reducción de la altura necesaria para el tren de aterrizaje, lo cual puede simplificar el montaje y el acceso a los componentes.

La configuración híbrida-H surge como una solución intermedia que busca combinar las fortalezas de los diseños true-X y H. Esta disposición permite reducir los problemas asociados a la torsión estructural y mejora la compatibilidad con equipos frontales. Además, al presentar brazos de longitud intermedia, ofrece un compromiso adecuado entre estabilidad, peso y rigidez estructural, lo que la convierte en una opción muy versátil en aplicaciones donde se requiere equilibrio entre rendimiento dinámico y capacidad de integración de componentes.

Por último, el diseño cuadrado y el X estructurada se consideran principalmente en etapas exploratorias o en casos específicos. La geometría cuadrada, aunque fácil de fabricar y simétrica, tiende a generar una distribución de cargas menos favorable en vuelo. Por otro

lado, la configuración X estructurada incorpora elementos adicionales que mejoran la resistencia y la disipación de cargas, pero incrementa la complejidad y el peso total de la estructura.

Como se puede comprobar, cada configuración ofrece ventajas y desventajas particulares que afectan aspectos fundamentales como la maniobrabilidad, el peso, la rigidez estructural y la facilidad para integrar componentes. Por ello, la elección más adecuada dependerá directamente del propósito y las necesidades específicas del dron que se quiera diseñar.

A continuación, se adjunta una tabla comparativa en la que se recogen las distintas configuraciones estructurales analizadas, tomando como base las valoraciones establecidas en el estudio previamente citado. En dicha tabla, se han mantenido las puntuaciones cualitativas asignadas a cada configuración en función de su desempeño por criterio, y se han adaptado los porcentajes de ponderación de cada uno de ellos conforme a los objetivos e intereses específicos de este proyecto.

Nombre	Peso	H	WS	Híbrido-H	WS2	Cuadrado	WS3	X	WS4	Híbrido-X	WS5	X estructurada	WS6
ieguridad	9	0.5	4.5	0.5	4.5	0.8	7.2	0.7	6.3	0.6	5.4	0.7	6.3
:stabilidad	9	0.5	4.5	0.5	4.5	0.7	6.3	0.8	7.2	0.7	6.3	0.8	7.2
Maniobrabilidad	10	0.8	8	0.8	8	0.7	7	0.6	6	0.8	8	0.4	4
Resistencia al impacto	9	0.4	3.6	0.5	4.5	0.8	7.2	0.8	7.2	0.8	7.2	0.8	7.2
Relacion potencia-peso	9	0.7	6.3	0.7	6.3	0.7	6.3	0.6	5.4	0.5	4.5	0.6	5.4
Fabricabilidad	15	0.8	12	0.6	9	0.6	9	0.8	12	0.7	10.5	0.7	10.5
Mantenimiento	10	0.8	8	0.8	8	0.5	5	0.6	6	0.7	7	0.6	6
:omplejidad	13	0.6	7.8	0.5	6.5	0.8	10.4	0.8	10.4	0.7	9.1	0.7	9.1
tentabilidad	8	0.9	7.2	0.9	7.2	0.8	6.4	0.6	4.8	0.8	6.4	0.6	4.8
Eficiencia de vuelo	8	0.7	5.6	0.7	5.6	0.6	4.8	0.5	4	0.7	5.6	0.5	4
Total	100		67.5		64.1		69.6		69.3		**70**		64.5

Tabla 9: Metodología para determinar la tipología de estructura

Como se puede comprobar a partir del análisis realizado, la tipología estructural que obtiene un mayor puntuación total es la configuración híbrido en X, lo que la convierte en la opción más adecuada para este proyecto. Esta disposición ofrece un equilibrio óptimo entre maniobrabilidad, estabilidad y capacidad de integración de componentes. Al combinar

características de las estructuras en H y X, permite reducir problemas de torsión, mejora la distribución de cargas y aporta una buena rigidez estructural. Además, su diseño simétrico y equilibrado facilita las etapas de modelado, optimización e impresión, lo que contribuye a un desarrollo más eficiente del diseño.

3.7.2 DIMENSIONES Y DISTRIBUCIÓN DE LOS COMPONENTES

Una vez seleccionada la configuración estructural híbrido en X, se plantean las dimensiones preliminares del dron y la posible distribución de los distintos componentes, con el objetivo de facilitar un diseño eficiente, funcional y fabricable.

Uno de los aspectos fundamentales a considerar es la limitación dimensional impuesta por el volumen de fabricación de la impresora 3D HP Multi Jet Fusion 580, que permite un área máxima útil de 250 por 250 milímetros en planta. Esta restricción condiciona directamente la disposición de los motores y el tamaño total de la estructura, ya que todos los componentes deben ubicarse dentro de esas dimensiones para garantizar la fabricabilidad de la pieza en una sola impresión. Por ello, se planteará un diseño que optimice el espacio disponible sin superar ese límite.

Los motores se ubicarán en los extremos de la estructura, cada uno sobre su soporte específico, aprovechando al máximo el espacio periférico para la propulsión. En la zona central, se plantea una estructura de doble nivel que permita separar funcionalmente los distintos componentes y optimizar el uso del espacio. En el nivel inferior se situará el sensor de altura, mientras que justo encima, en la parte superior de esta placa inferior, se ubicará el controlador de vuelo. Finalmente, en la parte superior de la placa superior estará la batería, aprovechando la posición elevada para mantener un centro de masas equilibrado.

Este tipo de distribución facilita el acceso a los componentes para mantenimiento y reparación, además de proporcionar una mejor protección para los elementos electrónicos más delicados, especialmente la batería y el controlador.

Como se observa en los siguientes ejemplos, este enfoque de doble nivel ha sido adoptado en otros diseños de referencia y ha servido como inspiración para esta propuesta inicial:

Ilustración 8: Estructura doble nivel y distribución de componentes

3.7.3 MODELOS GEOMÉTRICOS INICIALES

Con el objetivo de estudiar distintas estrategias de optimización topológica bajo criterios de diseño generativo, se han definido tres modelos geométricos iniciales a partir de la configuración estructural híbrido en X. Estos modelos servirán como base para comparar cómo influye la geometría de partida y el grado de restricción en las superficies preservadas en los resultados obtenidos mediante el software Solid Edge.

El primer modelo parte de una geometría sin restricciones específicas en la forma de los brazos, dejando una gran superficie continua de material disponible. De esta forma, se permite una mayor libertad al algoritmo de optimización topológica, que podrá explorar múltiples soluciones estructurales sin condicionamientos geométricos impuestos previamente. Esta aproximación es especialmente útil en fases iniciales, ya que puede ofrecer resultados innovadores y eficientes al aprovechar al máximo la lógica del diseño generativo. En la Figura 20 se muestra una versión inicial de lo que consistirá el modelo 1. La geometría exacta de todos los modelos será detallada en el apartado 4.1 Geometría.

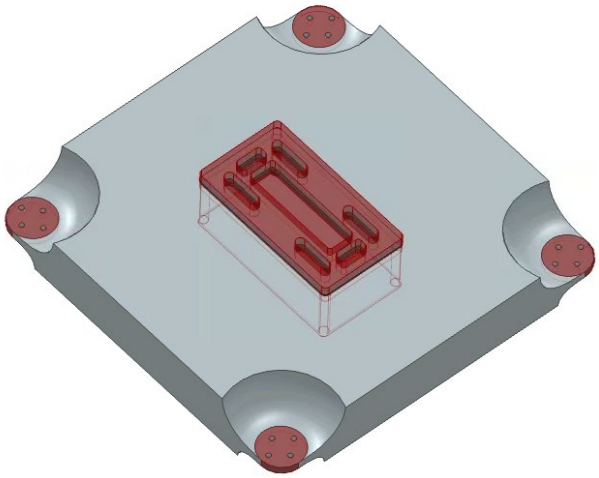


Figura 20: Modelo inicial diseño 1

Por otro lado, los modelos 2 y 3 comparten una misma geometría base, en la que los brazos del dron ya han sido diseñados con una forma definida y dimensiones concretas. En este caso, la optimización topológica se enfoca únicamente en aligerar y mejorar la eficiencia estructural de los propios brazos, sin modificar la forma general de la estructura. En la Figura 21 y la Figura 22 se muestran las versiones iniciales de los modelos 2 y 3, respectivamente.

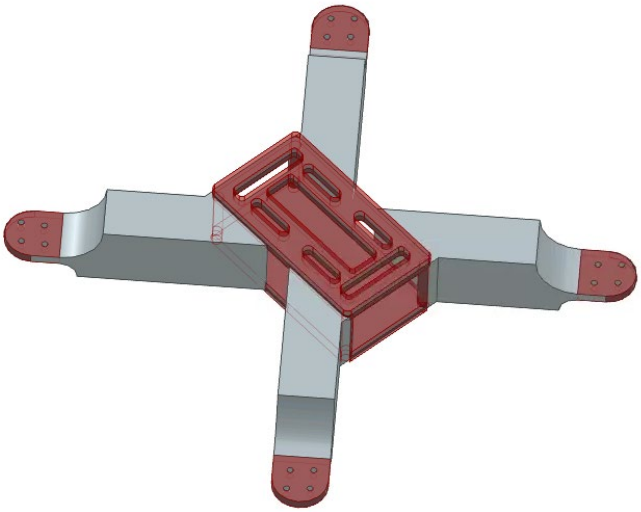


Figura 21: Modelo inicial diseño 2

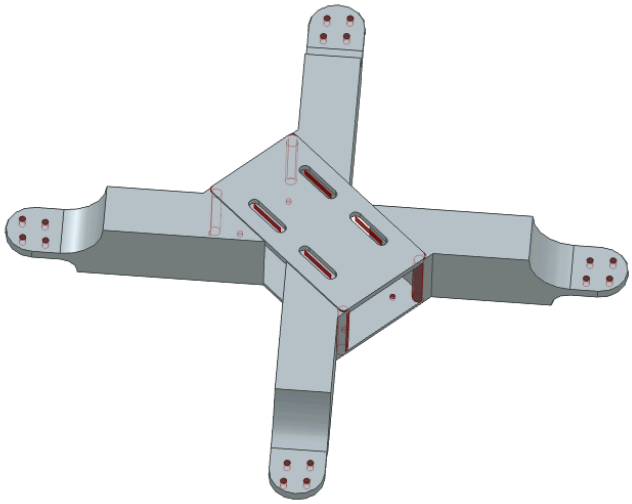


Figura 22: Modelo inicial diseño 3

La principal diferencia entre ambos modelos reside en el grado de restricción aplicado durante el proceso de optimización. En Solid Edge, antes de ejecutar la optimización es necesario definir las regiones del modelo que deben preservarse. En el modelo 2, se mantendrán intactas las zonas de soporte de los motores y las áreas de contacto de los diferentes componentes electrónicos, limitando así el área efectiva de optimización. En cambio, el modelo 3 plantea una restricción mínima, conservando únicamente los orificios y ranuras funcionales imprescindibles para fijar los elementos, lo cual permite una mayor libertad al algoritmo para redistribuir el material.

Esta comparación entre modelos permitirá evaluar cómo el grado de condicionamiento geométrico influye en el rendimiento estructural del diseño resultante. Además, cada uno de los modelos será sometido a diversas iteraciones, siguiendo el flujo de trabajo descrito en el 3.4 Flujo, donde se detallan las etapas y criterios empleados en el proceso. En dichas iteraciones, se irá ajustando progresivamente el porcentaje de reducción de masa objetivo, comenzando por valores conservadores y aumentando de forma más agresiva en cada ciclo. El objetivo será encontrar el punto óptimo en el que se maximice la eficiencia estructural sin comprometer la integridad del modelo ni generar errores en la simulación. Finalmente, se llevará a cabo una comparación entre los resultados obtenidos, considerando criterios como peso, rigidez, viabilidad de impresión y facilidad de integración de componentes. El modelo

que presente el mejor equilibrio entre estos factores será el seleccionado para su fabricación mediante impresión 3D.

3.8 CARGAS

En este apartado se exponen los diferentes estados de cargas que afectan a la estructura del dron su funcionamiento. En este contexto, es esencial considerar todas las fuerzas y momentos que actúan sobre la estructura del dron multirotor, reflejando los escenarios más críticos y realistas posibles. Este análisis es fundamental para garantizar la resistencia estructural y la seguridad del dron.

Siguiendo los cálculos realizados en el estudio realizado por Calle Gonzales [29], en este proyecto se consideran tres estados de cargas clave que afectan al rendimiento del dron:

1. Vuelo estable: Se reflejan las cargas que actúan durante un escenario de sustentación, asumiendo que todos los motores generan el mismo empuje, sin variaciones en la velocidad o dirección de vuelo
2. Maniobras: Se consideran las fuerzas y momentos generados durante movimientos dinámicos del dron, resultando en cargas que afectan a la estructura de manera más compleja. En este escenario se considera un movimiento hacia delante y giro a la derecha al mismo tiempo, a la vez que experimenta una aceleración.
3. Impacto: Dos de los brazos impactan contra un sólido rígido a una velocidad de 19 m/s (límite máximo por normativa para drones en la clase C1, ver 3.2 Normativa)

Para el cálculo de las cargas que soportará el dron resulta clave definir correctamente los casos de carga a considerar. El multirotor de estudio en este proyecto se trata de un cuadricóptero, contando entonces con cuatro rotores, cada uno con su propio motor, generando empuje vertical de forma independiente. Para lograr maniobrabilidad y estabilidad en el vuelo se controlan con precisión la potencia de cada motor. Por ejemplo, el desplazamiento lateral del dron se consigue mediante las diferencia de empuje entre rotores. En la Figura 23 se observan las fuerzas y torques producidos en nuestro cuadricóptero. En

esta se destacan la dirección de rotación de cada rotor, siendo el giro de dos de sus hélices en sentido horario, y otras dos en antihorario.

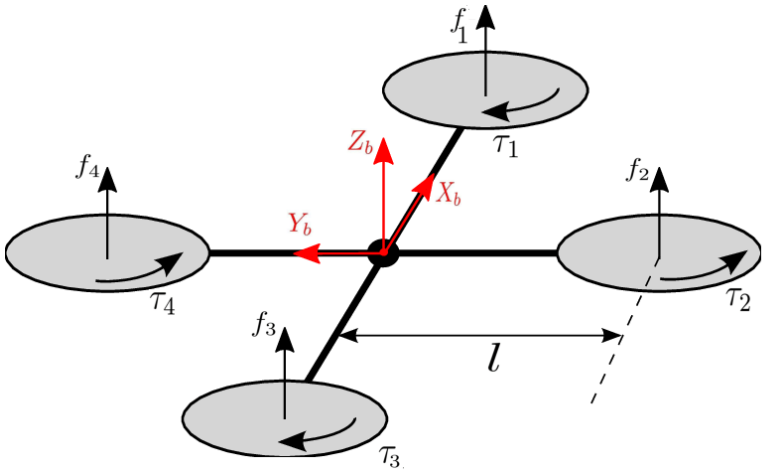


Figura 23: Fuerzas y torques dron multirotor [30]

Cabe destacar que además de todas las fuerzas y momentos específicos detallados en cada estado de cargas, también se tienen en cuenta los pesos de los componentes (3.5 Componentes) constantes en todos ellos. En la Tabla 10, se resumen las fuerzas debidas al peso de los distintos componentes que conforman el dron. Estas fuerzas han sido calculadas a partir de la masa de cada componente y la aceleración gravitatoria.

Nombre	*Masa (g)*	*Peso total (mN)*
Motor (x4)	28.8	1130.1
Hélices (x4)	3.6	141.3
Sensor de altura	20	196.2
Batería	128.2	1257.6
Controlador de vuelo	73.0	716.1

Tabla 10: Peso componentes

A continuación se detalla de forma más exhaustiva cada estado de cargas:

3.8.1 CASO 1: VUELO ESTABLE

El estado de cargas durante vuelo estable se refiere a las condiciones de carga que experimenta la estructura del dron cuando se encuentra en un vuelo horizontal nivelado, sin realizar maniobras bruscas. Este análisis es esencial para asegurar que la estructura es capaz de soportar todas las cargas en condiciones normales de operación.

En este caso se asume que la fuerza de empuje generada por los motores compensa el peso total del dron y es distribuida de forma uniforme entre los cuatro motores. Al ser el peso del dron un resultado final de este proyecto, se adopta un criterio conservador, utilizando como referencia el peso máximo permitido para esta clase según la normativa (ver 3.2 Normativa): 900g.

Usando la segunda ley de Newton, Ecuación 7, se obtiene el empuje necesario en total, y el desarrollado por cada motor, Ecuación 8:

$$E_{Total} = 0.9\ kg\ \cdot 9.81 \frac{m}{s^2} = 8.829\ N$$

Ecuación 7: Empuje total - Vuelo estable

$$E_{motor} = \frac{E_{total}}{4} = 2.207\ N$$

Ecuación 8: Empuje por motor - Vuelo estable

En vuelo estable, siendo la estructura y distribución de los componentes simétrica y bajo la condición de que la fuerza de empuje generada es igual en los cuatro motores y que dos de ellos giran en una dirección y los otros dos en la opuesta, se puede determinar que los momentos generados se anulan entre sí.

3.8.2 CASO 2: MANIOBRAS

Este estado de cargas se refiere a las condiciones a las que el dron soporta cuando se realizan movimientos dinámicos con cambios de dirección y aceleraciones. En este caso se simula un movimiento simultáneo hacia delante y hacia la derecha. De esta forma se considera un escenario muy desfavorable, en el que el dron debe de ser capaz de mantener su rendimiento y estabilidad estructural.

Con motivo de simular un escenario restrictivo y realista, al movimiento descrito anteriormente, se ha decidido incorporar una aceleración. En entornos de investigación y pruebas controladas se han documentado aceleraciones de 2g. En el caso del estudio de Ezra Tal [31], se han registrado aceleraciones máximas de hasta 2.1 g en un dron de 1kg al realizar trayectorias complejas. Por otra parte, en manuales técnicos, como el de dron PX4 [32], se recomienda considerar entre 1.5g y 3g. En base a estos resultados, se ha decidido incorporar una aceleración de 2g para asegurar un rendimiento acorde a condiciones similares.

En primer lugar se deben seguir los cálculos realizados en el caso de vuelo estable descrito en el apartado 3.8.1 y aplicarle la nueva condición de aceleración 2g. En la Ecuación 9 y la Ecuación 10 se detallan el empuje total y por motor, respectivamente.

$$E_{Total\ max} = 0.9\ kg\ \cdot 2 \cdot 9.81 \frac{m}{s^2} = 17.658\ N$$

Ecuación 9: Empuje total máximo - Maniobras

$$E_{motor\ max} = \frac{E_{total}}{4} = 4.415\ N$$

Ecuación 10: Empuje por motor máximo - Maniobras

A su vez hay que tener en cuenta el torque generado por los rotores. Como se explica en el en el estudio realizado por Calle Gonzales [29], el valor del par máximo (T_{max}) viene dado por la Ecuación 11, donde en el caso del motor seleccionado (ver 3.5 Componentes) el valor de KV es 2300 y la máxima corriente es 27,6A.

$$T_{max} = K_t \cdot I_{max} \rightarrow T_{max} = \frac{\frac{60}{2\pi \cdot KV} NM}{A} = 0.115Nm$$

Ecuación 11: Torque máximo – Maniobras

La simulación del movimiento simultaneo hacia delante y a la derecha se consigue teniendo diferentes empujes cada rotor, concretamente a cada rotor se le asignan los factores especificados en la Tabla 11.

Nombre	*Factores sobre rotores*
Rotor 1 (hacia donde se realiza la maniobra)	2.0
Rotor 3 (situado en la diagonal del anterior)	1.0
Rotor 2 y 4 (rotores restantes)	1.5

Tabla 11: Peso de la potencia del motor

Para conseguir este movimiento, se observa que el motor opuesto será el que más empuje debe realizar, mientras que el rotor hacia el que se realiza la maniobra el que menor. Siguiendo estos factores y la Ecuación 12 y la Ecuación 13 se obtienen todos los empujes y torques generados por cada rotor.

$$E_{max} = 2 \cdot E_1 \rightarrow E_1 = \frac{4.415}{2} = 2.207\ N$$

$$E_{max} = 1 \cdot E_3 \rightarrow E_3 = 4.415\ N$$

$$E_{max} = 1.5 \cdot E_{2,4} \rightarrow E_{2,4} = 2.943\ N$$

Ecuación 12: Empuje por rotor – Maniobras

$$T_{max} = 2 \cdot T_1 \rightarrow T_1 = \frac{0.115}{2} = 0.057\ N$$

$$T_{max} = 1 \cdot T_3 \rightarrow T_3 = 0.115\ N$$

$$T_{max} = 1.5 \cdot T_{2,4} \rightarrow T_{2,4} = 0.076\ N$$

Ecuación 13: Torque por rotor – Maniobras

Según Burggräf, Pérez Martínez, Roth y Wagner [33], las diferencias entre los empujes y pares entre los distintos rotores del dron generan los pares en la estructura responsable de los movimientos de alabeo, cabeceo y guiñada, consiguiendo de esta forma la maniobra descrita.

Finalmente, en la ecuación y ecuación se calculan las cargas debidas a la aceleración. Para ello en primer lugar se obtiene la fuerza total, y posteriormente se descompone en sus componentes teniendo en cuenta la dirección de la aceleración. Para representar de forma precisa las cargas debidas a la aceleración de 2g durante las maniobras, se opta por aplicar la fuerza resultante sobre cada componente de forma individual, recogidas en la Tabla 12.

Nombre	*F (N)*	*Fx*	*Fy*
Motor (x4)	2.260	1.598	1.598
Hélices (x4)	0.282	0.200	0.200
Sensor de altura	0.392	0.277	0.277
Batería	2.515	1.778	1.778
Controlador de vuelo	1.432	1.012	1.012

Tabla 12: Cargas debidas a la aceleración

3.8.3 CASO 3: IMPACTO

Durante el estado de cargas de impacto del dron, se analizan las condiciones que experimenta la estructura cuando colisiona con una superficie sólida con dos de sus brazos. Durante este escenario, la brusca desaceleración del dron genera unas cargas extremas en áreas específicas de la estructura. Aunque en el diseño del dron se contempla la opción de añadir una jaula

anti-impacto para prevenir posibles daños estructurales, en este proyecto se ha optado por incluir este estado de carga con el fin de garantizar el desempeño completo del dron sin la necesidad de este complemento.

Para el cálculo de la carga generada durante el impacto del dron se basa en el principio del impulso lineal. Se simula el impacto a 19m/s (máximo permitido según la normativa), en un intervalo de 0.085s y con una masa estructural afectada de 0.7 kg, destacando que este caso, para no obtener una fuerza sobredimensionada, se ha optado por realizar una estimación del peso final del dron. En la ecuación se observa la fuerza de impacto calculada.

$$F_c = \frac{m \cdot \Delta v}{\Delta t} = \frac{0.7 \cdot 19}{0.085} = 156.47\ N$$

Ecuación 14: Fuerza de impacto

Dado que el dron impactaría con dos de sus brazos, se asume que esta fuerza se distribuye de manera simétrica entre ambos, obteniendo una fuerza por cada brazo de 73.24 N.

Capítulo 4. MODELO DESARROLLADO

En este capítulo se presenta el desarrollo completo del modelo estructural del dron, resultado del proceso de diseño generativo y optimización topológica llevado a cabo. A lo largo del mismo, se analiza cómo evoluciona la estructura desde una configuración inicial hasta una solución final optimizada y fabricable, prestando especial atención al comportamiento mecánico, la eficiencia material y la viabilidad de fabricación aditiva. Este proceso permite no solo validar los métodos utilizados, sino también comparar distintas alternativas estructurales para seleccionar la más adecuada en función de criterios técnicos y prácticos. El resultado final es un modelo optimizado que cumple con los requerimientos funcionales del dron y está preparado para su posterior fabricación y validación experimental.

4.1 GEOMETRÍA

En este apartado se detalla la geometría inicial de los modelos. Como se explicó en el apartado 3.7.3 Modelos geométricos iniciales, se parte de tres modelos iniciales distintos para que los algoritmos de optimización tengan diferentes condiciones de partida y así poder explorar un rango amplio de posibles soluciones. Cabe destacar que la geometría del modelo 2 y del modelo 3 es idéntica; la única diferencia entre ambos radica en las regiones que se preservan durante la optimización, tal y como se analizará en el apartado correspondiente. Además, en todo momento se ha respetado cuidadosamente lo establecido en el capítulo 3, teniendo en cuenta las limitaciones propias de la impresión 3D, la ubicación y características de los componentes electrónicos y mecánicos, así como la elección del material.

4.1.1 DISEÑO DE LA ESTRUCTURA PARA EL ALOJAMIENTO DE COMPONENTES

En primer lugar, y siguiendo las restricciones mencionadas anteriormente, el primer paso común a todos los modelos consiste en el diseño de la estructura que alojará los diferentes componentes del dron, los cuales se detallaron en el apartado 3.5 Componentes. Tal y como se explicó previamente en 3.7.2 Dimensiones y distribución de los componentes, se optó por

una estructura central de dos niveles para distribuir de forma eficiente y equilibrada el peso y el espacio disponible.

En esta configuración, la placa superior está destinada a albergar la batería, aprovechando su posición elevada para mantener un centro de masas equilibrado y mejorar la estabilidad del dron. Además, se ha diseñado de forma que permita un fácil acceso para su montaje, extracción o sustitución, facilitando tanto la recarga como el cambio rápido cuando sea necesario. Por su parte, la placa inferior acoge el sensor de altura en su cara inferior, asegurando así una correcta medición durante el vuelo, mientras que en la cara superior de esta misma placa inferior se sitúa el controlador de vuelo. Esta disposición busca optimizar la estabilidad y el centro de gravedad del dron, respetando las restricciones dimensionales impuestas por la impresora 3D y garantizando un acceso adecuado para el montaje y mantenimiento de los componentes.

Como puede observarse en las Figura 24 y Figura 25, que muestran respectivamente las vistas superior e inferior de esta zona, el diseño incorpora espacios específicos para garantizar la correcta sujeción y protección de los elementos alojados.

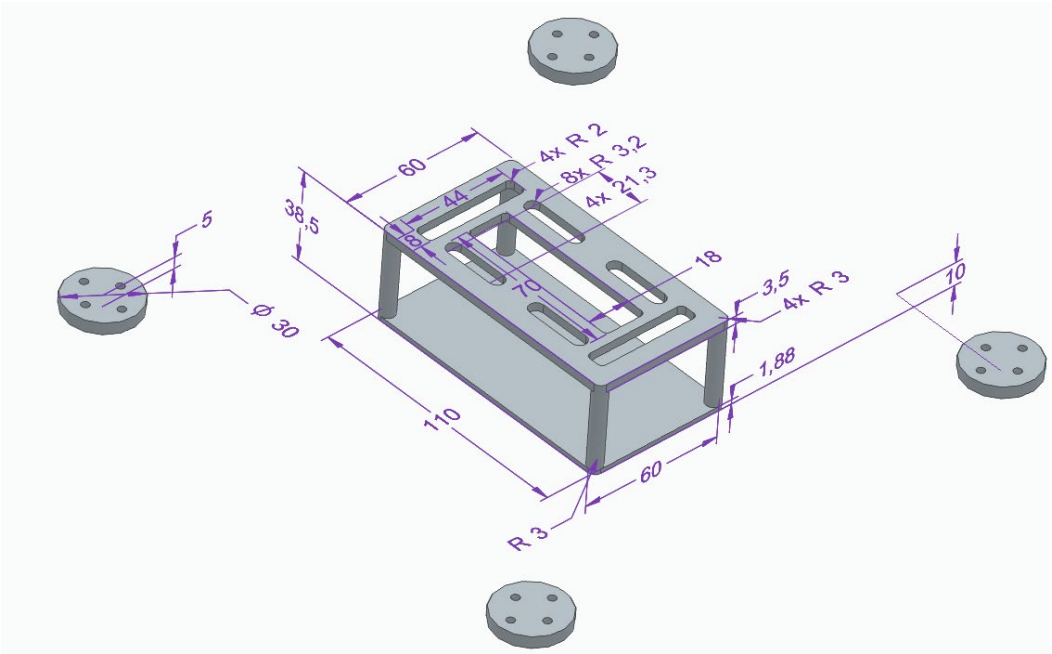


Figura 24: Vista superior estructura central alojamiento componentes

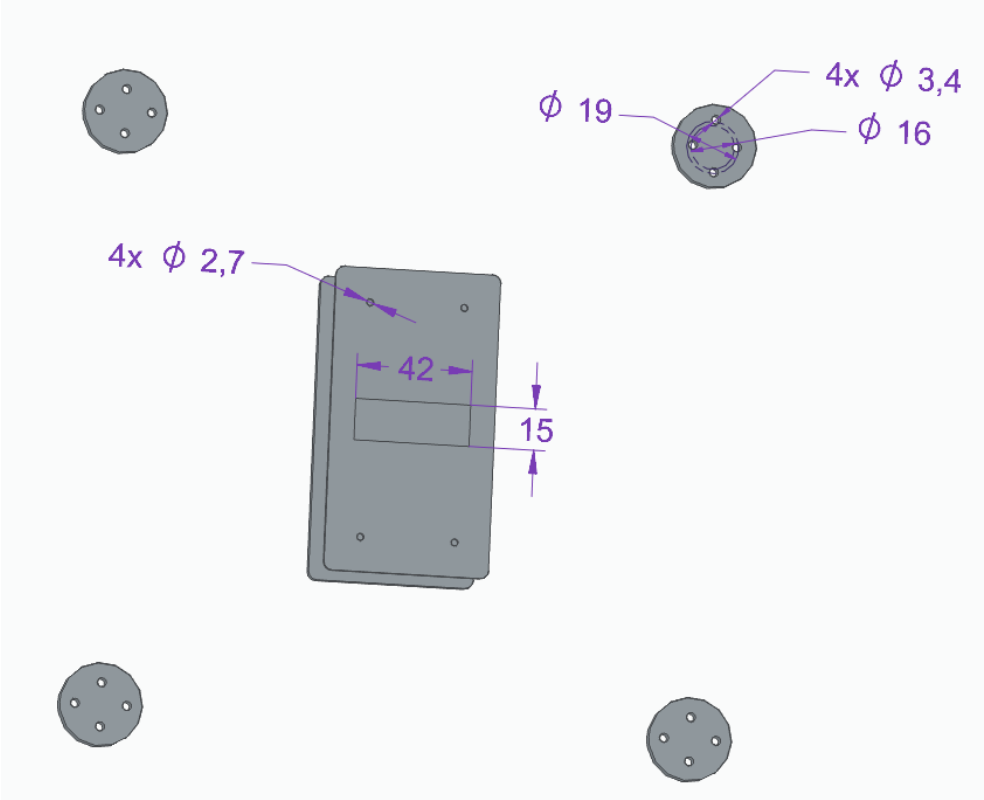


Figura 25: Vista inferior estructura central alojamiento componentes

Además, la estructura cuenta con soportes específicos en cada uno de sus cuatro extremos para la fijación de los motores. Estos soportes están diseñados para adaptarse a las dimensiones y características técnicas de los motores seleccionados, asegurando una correcta transmisión de fuerzas y un montaje firme que permita la máxima eficiencia en vuelo.

En cuanto a la fijación de los motores, dado que estos requieren tornillos M3 para su montaje, se han diseñado orificios pasantes de 3,4 mm de diámetro en los soportes, lo que garantiza tanto la compatibilidad con los tornillos como una tolerancia adecuada para el montaje. Esta característica puede apreciarse en la Figura 26.

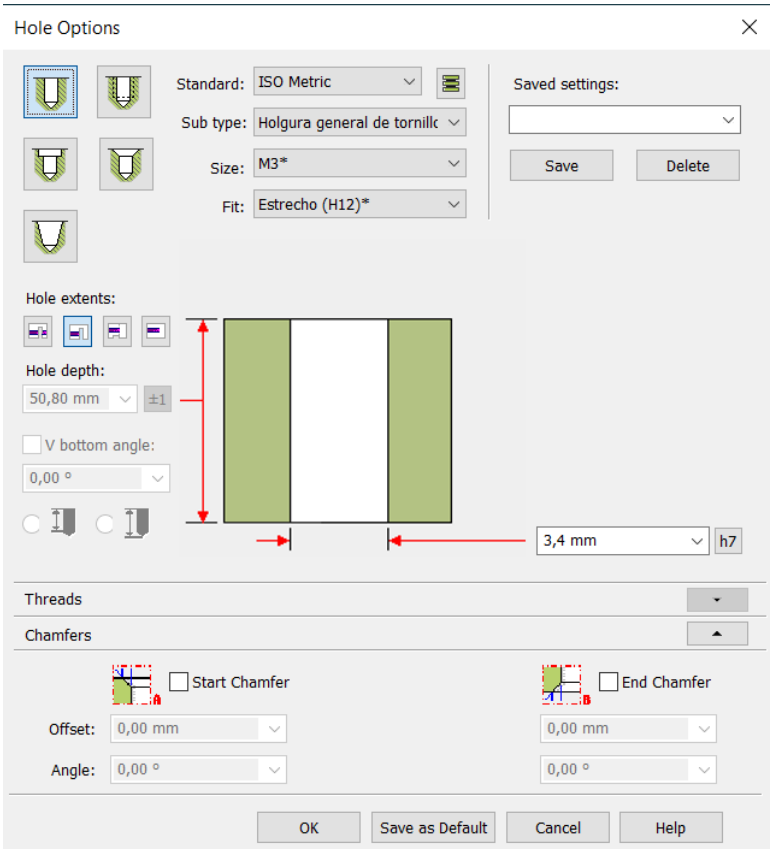


Figura 26: Agujeros pasantes sujeción motores

4.1.2 MODELO 1

En el Modelo 1 se ha optado por añadir material sólido que conecta directamente la estructura central de doble nivel con los cuatro soportes periféricos de los motores, generando una geometría continua desde el núcleo hasta cada extremo. Esta decisión se toma con el objetivo de ofrecer al algoritmo de optimización un mayor volumen de partida sobre el cual operar, permitiéndole explorar una gama más amplia de configuraciones estructurales posibles. Al disponer de mayor libertad geométrica, el software puede redistribuir la materia de forma más eficiente en función de las cargas, restricciones y objetivos definidos, lo que puede dar lugar a soluciones más innovadoras o mejor adaptadas al problema estructural.

Las dimensiones exactas del Modelo 1 pueden consultarse en la Figura 27, donde se detalla la geometría inicial generada a partir de la estructura común descrita anteriormente. En dicha

figura se aprecian tanto las proporciones generales del modelo como la conexión continua entre la zona central y los soportes de los motores, que caracteriza esta primera aproximación. Esta representación técnica permite verificar que el modelo respeta los límites máximos de fabricación definidos en el capítulo 3.7 Geometría, al tiempo que proporciona una base geométrica robusta sobre la cual aplicar el proceso de optimización posterior.

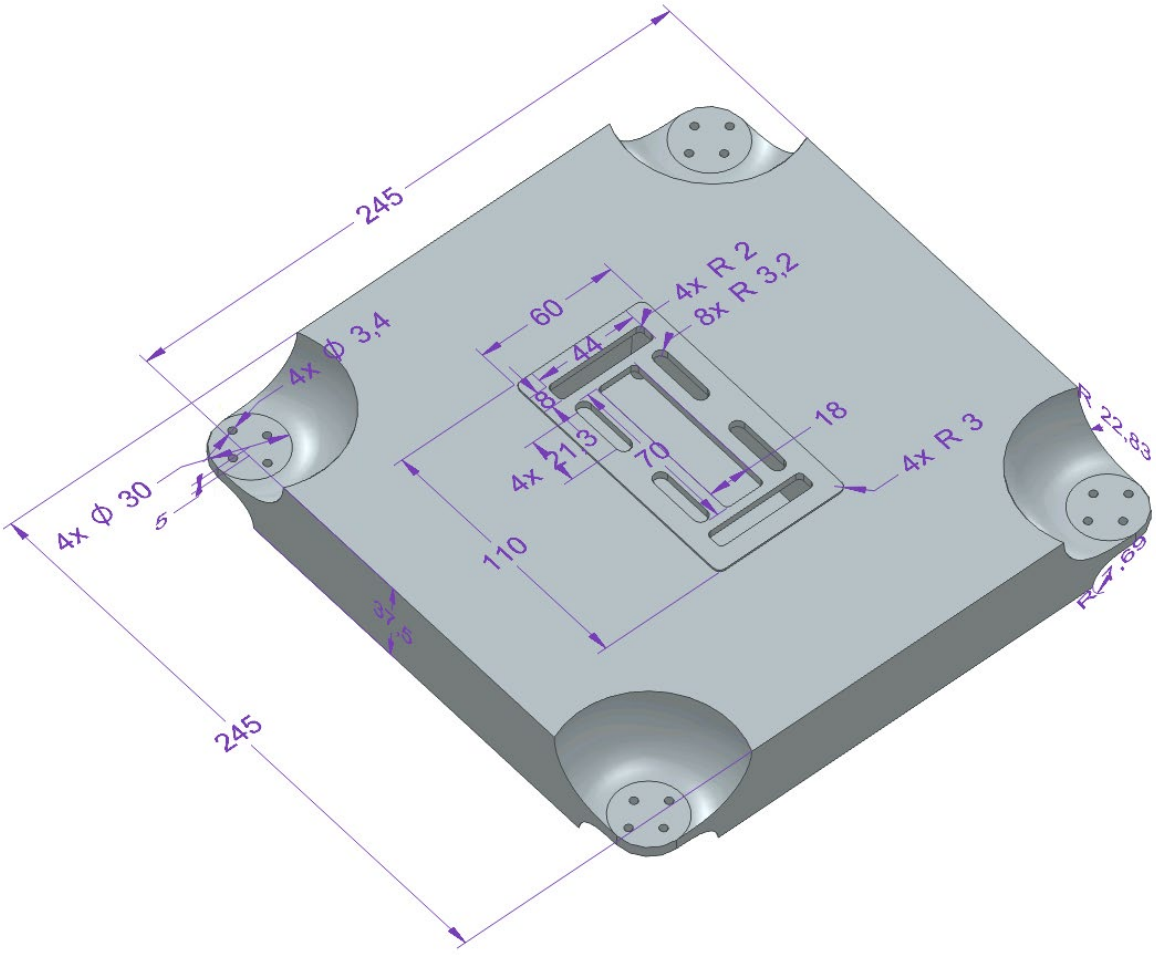


Figura 27; Modelo 1 inicial

Además, para suavizar la transición entre los soportes de los motores y la estructura central, y con el objetivo de asegurar un espacio libre adecuado para la instalación de los motores y el correcto funcionamiento de las hélices, se ha decidido redondear suavemente la zona alrededor de los motores. Esta geometría, con forma aproximada de un cuarto de esfera vacía

en cada extremo, actúa como una región preservada que garantiza que no se genere material innecesario durante la optimización en áreas críticas para el montaje y operación del dron.

4.1.3 MODELO 2 Y 3

En el caso de los modelos 2 y 3, se parte de una aproximación distinta a la del modelo 1, definiendo explícitamente una estructura en forma de X híbrida mediante cuatro brazos de sección rectangular que conectan los soportes de los motores con la estructura central. Esta configuración se alinea con la estrategia estructural discutida previamente en el apartado 3.7.1 Análisis de tipologías estructurales, donde se justificaba su idoneidad en términos de eficiencia mecánica, simplicidad geométrica y facilidad de fabricación.

Ambos modelos comparten exactamente la misma geometría base, representada en la Figura 28, donde se detallan sus dimensiones principales. En dicha figura puede observarse cómo los brazos están diseñados de forma simétrica respecto al centro del dron, respetando tanto las restricciones dimensionales como la disposición de los componentes establecidas anteriormente. Esta configuración inicial proporciona al dron una estructura clara y funcional desde el inicio, con líneas directas de transmisión de carga desde los motores hasta el núcleo.

La diferencia fundamental entre los modelos 2 y 3 reside en la definición de las regiones preservadas durante el proceso de optimización topológica. En el modelo 2 se adopta un enfoque más conservador, manteniendo un mayor volumen como no modificable para asegurar la viabilidad estructural y la fabricación. En cambio, en el modelo 3 se reduce esta restricción, permitiendo una mayor libertad al algoritmo para explorar formas más eficientes o ligeras, asumiendo un mayor grado de transformación de la geometría inicial.

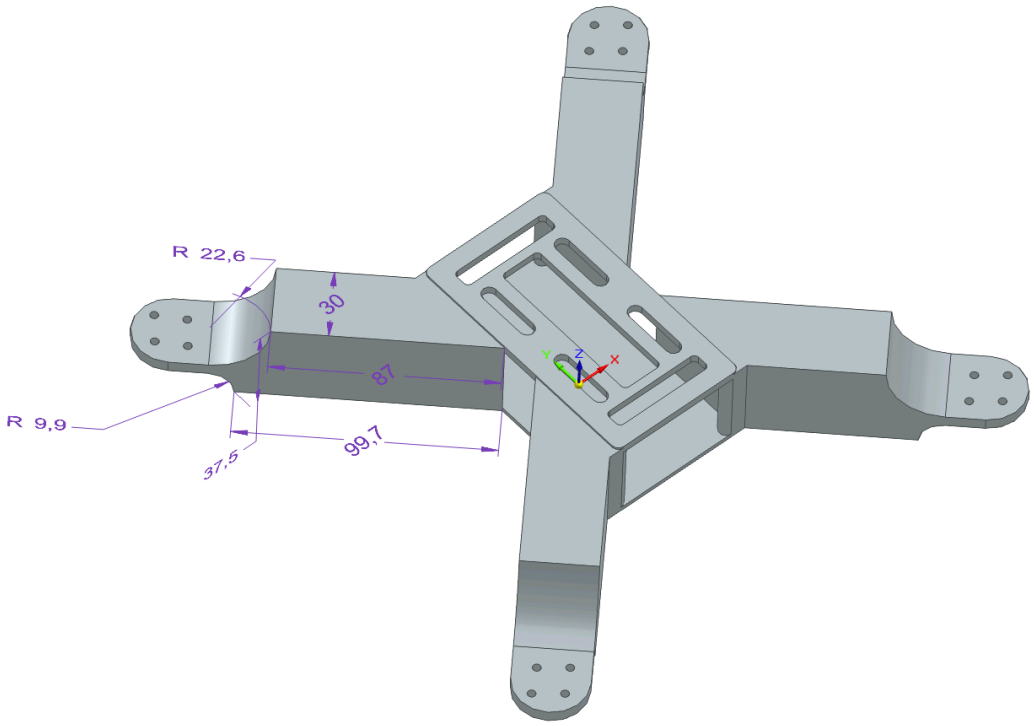


Figura 28: Modelos 2 y 3 iniciales

A partir de esta base, los algoritmos de optimización se centrarán en refinar y ofrecer distintas soluciones estructurales para los brazos que conectan los motores con el cuerpo central del dron. En el caso del modelo 3, esta libertad se extiende también a la estructura central y a los propios soportes de los motores, lo que permitirá evaluar alternativas más agresivas en términos de aligeramiento y eficiencia estructural, dentro de los límites de fabricabilidad establecidos.

4.2 ASIGNACIÓN DE MATERIALES

La asignación del material constituye un paso clave y necesario en el desarrollo del modelo, ya que permite definir el comportamiento estructural del dron frente a las cargas aplicadas, además de influir directamente en aspectos críticos como la resistencia, la rigidez y el peso total de la estructura. Una correcta selección y caracterización del material es esencial tanto para la simulación mediante elementos finitos como para el posterior proceso de fabricación.

En este caso, y tal como se detalló en el capítulo 3, se ha optado por utilizar PA12 como material para la impresión 3D de la estructura, debido a su compatibilidad con la impresora HP Multi Jet Fusion 580, así como por sus propiedades mecánicas adecuadas para aplicaciones aéreas ligeras como la que nos ocupa. El PA12 destaca por su resistencia, durabilidad y peso reducido, lo que favorece la eficiencia estructural del dron. Las propiedades mecánicas específicas asignadas al modelo pueden consultarse en el anexo 9.7 Características técnicas PA12, donde se recopilan los parámetros empleados en el entorno de simulación. Entre estas propiedades, cabe destacar el límite elástico de 32 MPa, un dato clave para la simulación FEM, ya que permite verificar que en ningún punto de la estructura se supera dicho valor, asegurando así que no se produce fallo estructural por plastificación del material.

Una vez realizado este paso, es posible calcular el peso inicial de cada modelo en función del volumen generado y del material asignado. En este sentido, se obtiene un peso inicial de 1.816 kg para el modelo 1, y de 0.426 kg para los modelos 2 y 3. Esta diferencia significativa se debe al mayor volumen de material de partida en el modelo 1, pensado precisamente para ofrecer más libertad al algoritmo de optimización y permitirle explorar una gama más amplia de soluciones estructurales.

Además, en la Figura 29 se presenta una captura de las especificaciones del material tal y como han sido definidas en el entorno de trabajo de Solid Edge.

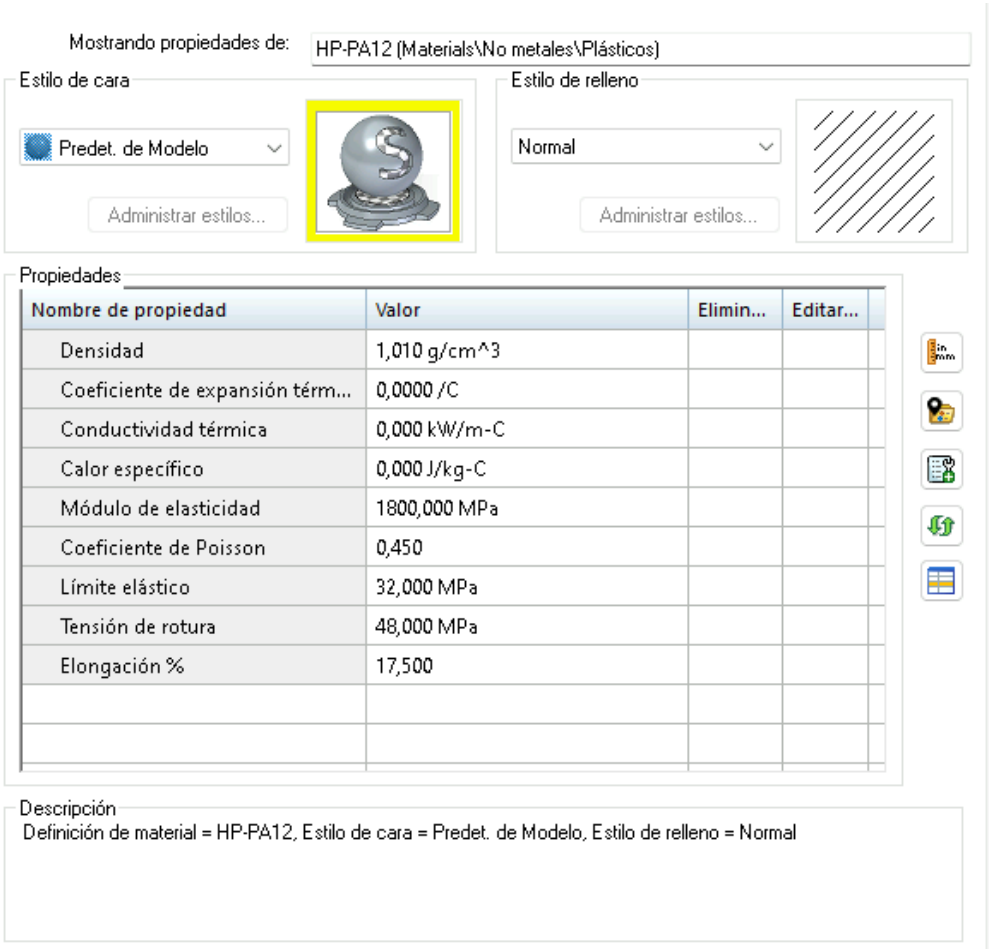


Figura 29: Asignación PA12

4.3 CARGAS Y RESTRICCIONES

En este apartado se describen las cargas y restricciones aplicadas sobre la estructura del dron, tomando como referencia para la explicación el modelo 1 inicial. Se detallará cómo se implementan los tres estados de carga definidos en el apartado 3.8 Cargas, los cuales son comunes a los tres modelos a optimizar. Asimismo, se explican las restricciones establecidas en el modelo, que también se mantienen constantes en los tres casos, con el fin de representar de manera precisa las condiciones reales de montaje y funcionamiento del dron.

Cabe destacar que todos los casos de carga fueron definidos previamente con detalle, especificando las fuerzas y momentos específicos de cada situación. En este apartado se muestra la aplicación práctica de dichas cargas sobre el modelo 1, tanto para la simulación por elementos finitos como para la optimización topológica con criterios de diseño generativo. De igual modo, las restricciones aquí descritas se aplican en ambos procesos para garantizar una representación fiel del comportamiento estructural bajo condiciones reales.

Caso 1 vuelo estable:

Este caso simula las condiciones de vuelo estacionario, donde el dron mantiene su posición sin aceleraciones. Se consideran el peso de los componentes, la gravedad y el empuje equilibrado de los motores. Es fundamental para evaluar la resistencia y rigidez bajo condiciones normales de operación.

En la Figura 30 se muestran las cargas aplicadas en la simulación FEM, y en la Figura 31 en la optimización topológica con diseño generativo.

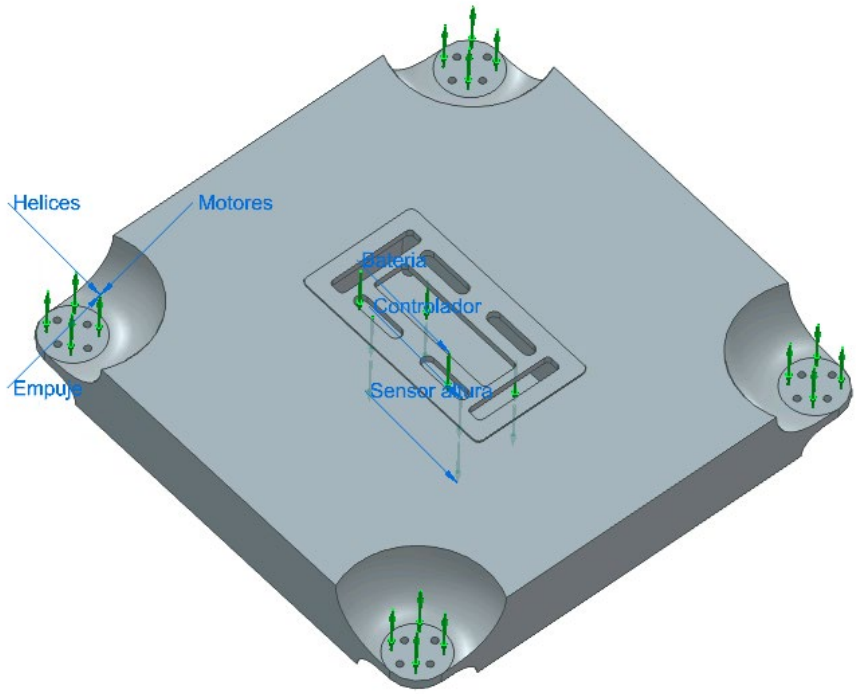


Figura 30: Cargas caso 1: vuelo estable Simulación FEM

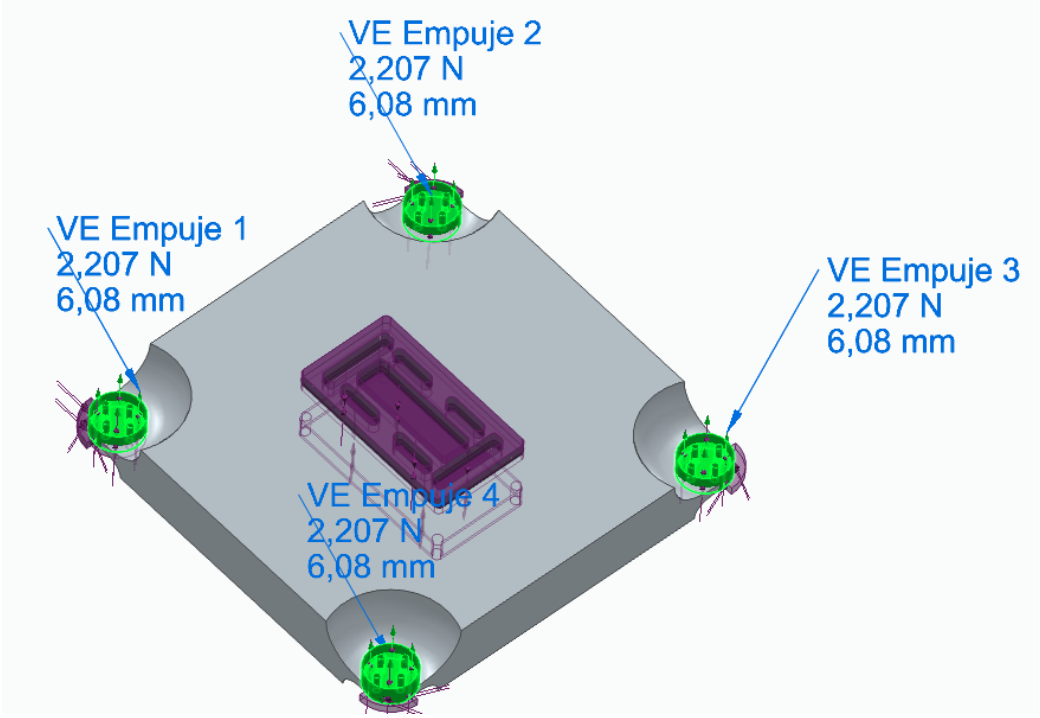


Figura 31: Cargas caso 1: vuelo estable Optimización

Caso 2 Maniobras:

Este caso representa una situación en la que el dron realiza una maniobra de giro o cambio brusco de dirección. Para ello, se aplican empujes diferentes entre motores opuestos, además del peso de los componentes, la gravedad y una aceleración adicional equivalente a 2g. Esta combinación de cargas permite evaluar el comportamiento estructural bajo esfuerzos asimétricos e incrementados.

En la Figura 32 se presentan las cargas aplicadas en el entorno de simulación FEM, y en la Figura 33 en el entorno de optimización topológica con criterios de diseño generativo.

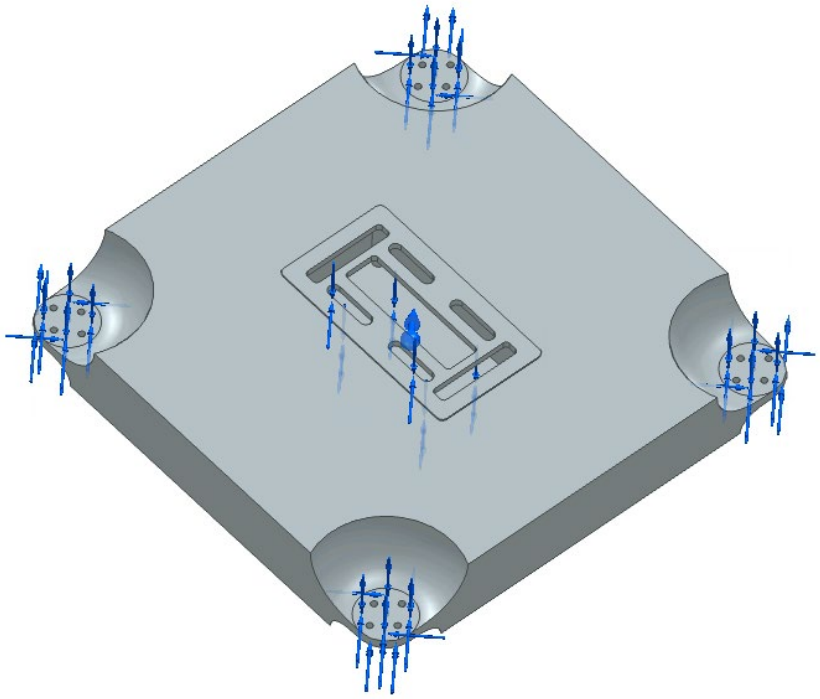


Figura 32: Cargas caso 2: maniobras Simulación FEM

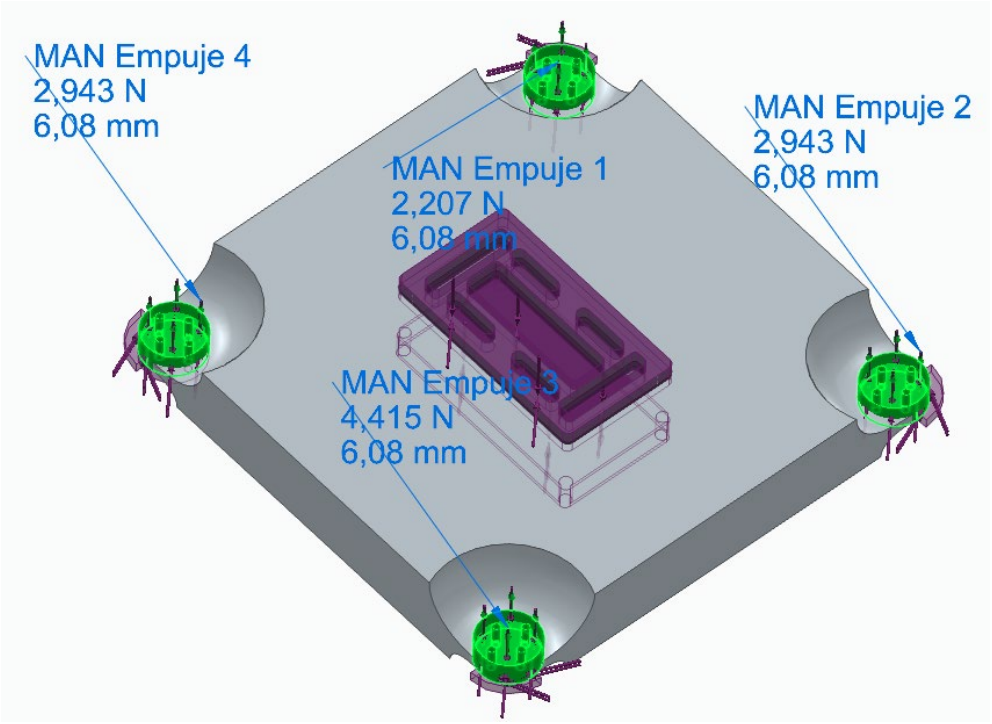


Figura 33: Cargas caso 2: maniobras Optimización

Caso 3 Impacto:

Este caso simula un escenario de impacto frontal, como el que podría producirse por un choque directo contra una pared durante el vuelo. Se consideran el peso de los componentes, la gravedad, el empuje de los motores y una carga de impacto adicional aplicada directamente sobre uno de los frentes del dron. Esta situación afecta especialmente a los motores frontales y permite evaluar la resistencia estructural ante esfuerzos concentrados y asimétricos.

En la Figura 34 se representan las cargas en el entorno de simulación FEM, y en la Figura 35 en el entorno de optimización topológica con criterios de diseño generativo.

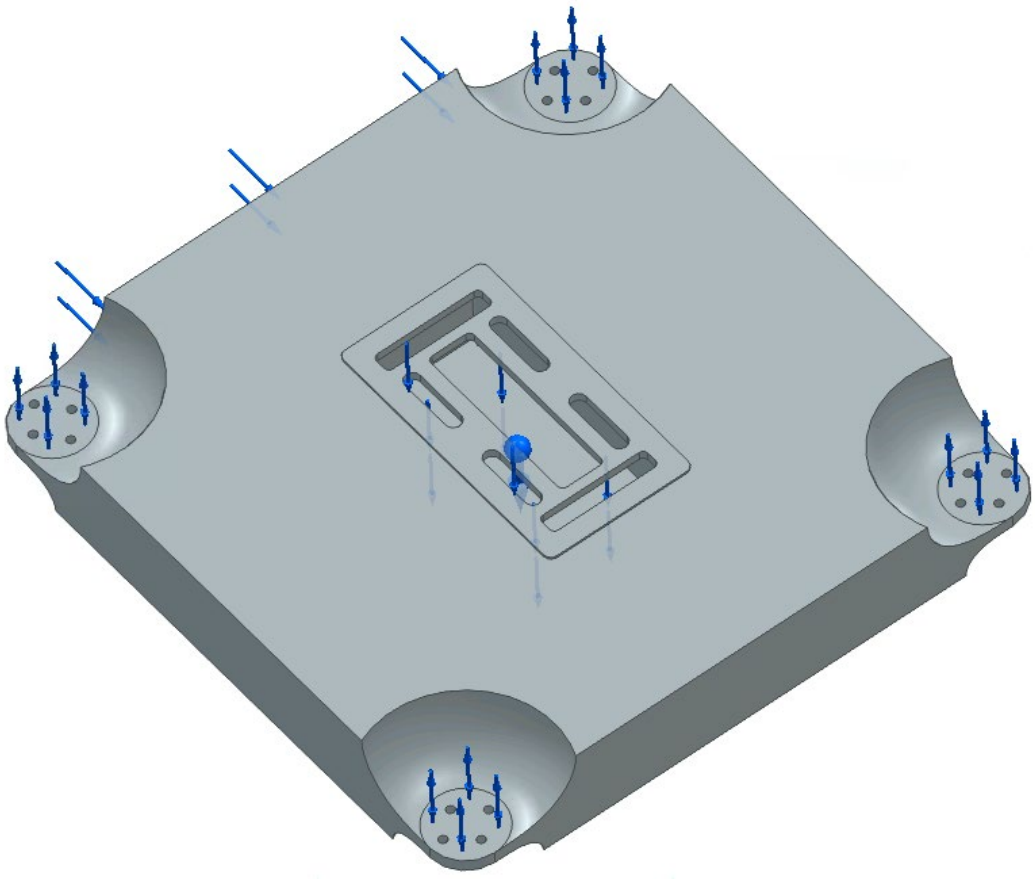


Figura 34: Caso 3: Impacto Simulación FEM

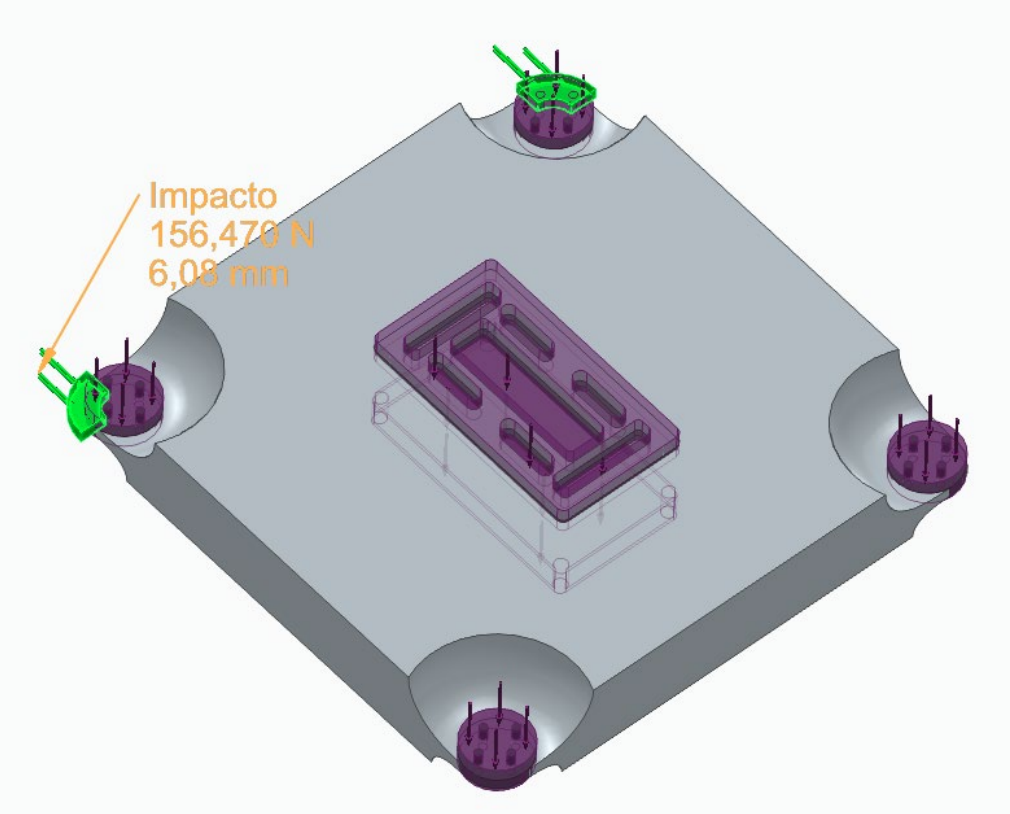


Figura 35: Caso 3: maniobras Optimización

Restricciones

En todos los modelos se han definido restricciones de tipo fijo para simular la fijación de los componentes principales: batería, controlador de vuelo, sensor de altura y motores. Estas condiciones de contorno representan adecuadamente el montaje real del dron y se aplican tanto en el análisis por elementos finitos como en la optimización topológica con criterios de diseño generativo.

En los modelos 1 y 2, las restricciones fijas se han aplicado sobre toda la superficie de contacto entre los componentes y la estructura, asegurando una sujeción completa y estable. En cambio, en el modelo 3 se ha adoptado un enfoque más agresivo, limitando las restricciones únicamente a las zonas específicas de sujeción, con el objetivo de ofrecer una mayor libertad al algoritmo de optimización. Esto permite explorar configuraciones

estructurales más eficientes, favoreciendo la reducción de peso y una distribución más optimizada del material.

En la Figura 36 se muestran las superficies restringidas en el entorno de simulación FEM, mientras que en la Figura 37 se representan las restricciones aplicadas en el entorno de optimización topológica con criterios de diseño generativo.

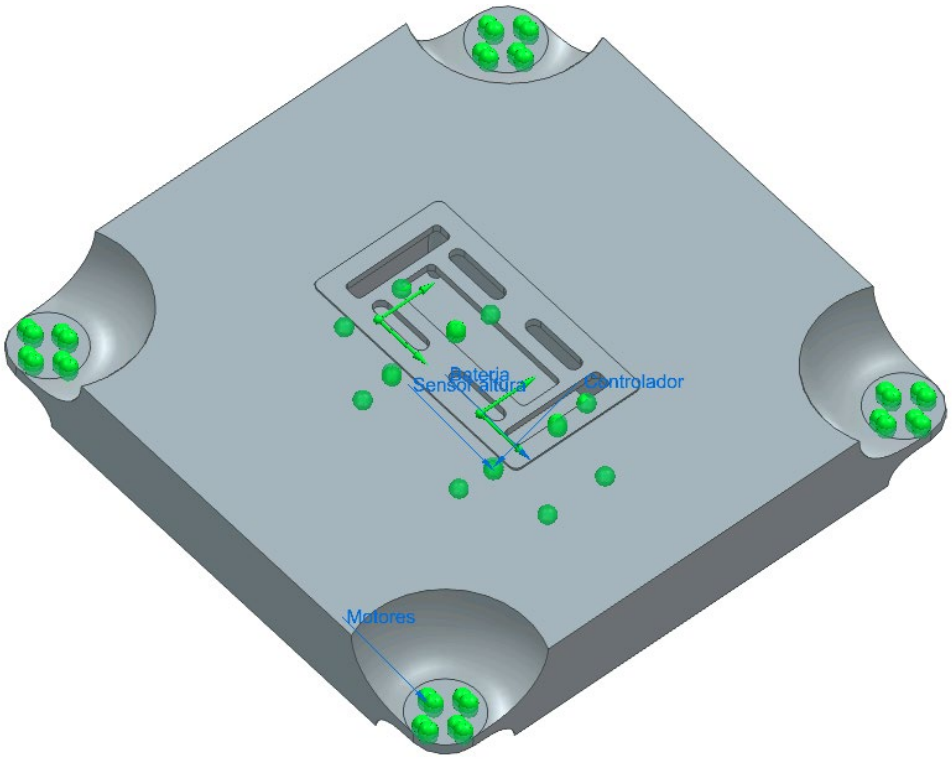


Figura 36: Restricciones simulación FEM

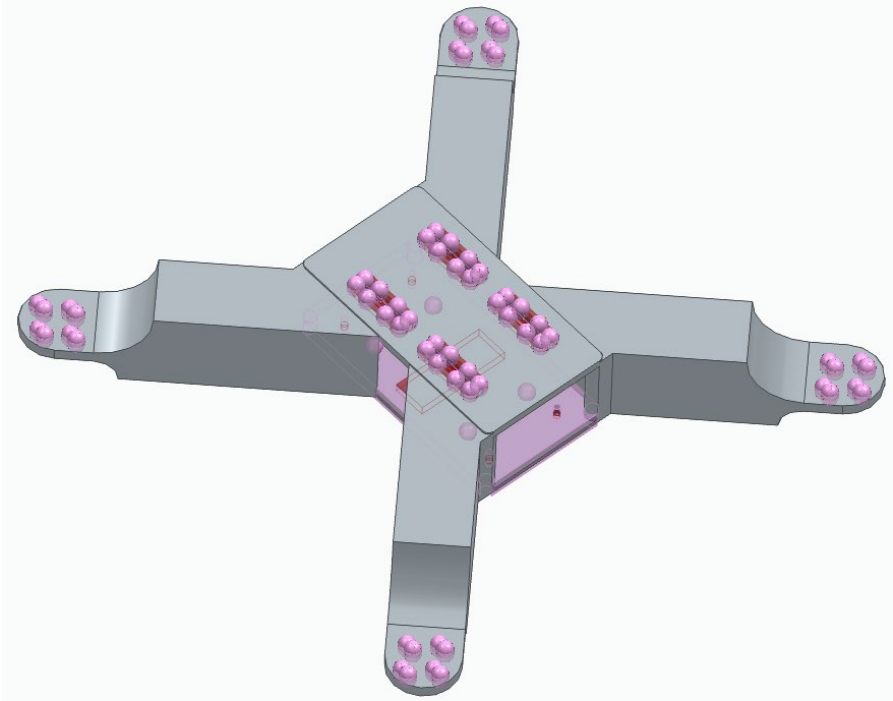


Figura 37: Restricciones Optimización modelo 3

4.4 SIMULACIÓN FEM INICIAL

Como paso previo fundamental al proceso de optimización, se ha llevado a cabo una primera simulación por elementos finitos (FEM) sobre los modelos iniciales, siguiendo el flujo de trabajo descrito en el capítulo 3.4 Flujo. Esta simulación tiene como objetivo principal validar la integridad estructural de los diseños propuestos bajo las distintas condiciones de carga definidas previamente.

Realizar este análisis inicial resulta clave para identificar posibles zonas críticas y asegurar que las geometrías propuestas son viables desde el punto de vista mecánico. A partir de los resultados obtenidos en esta simulación, se puede comprobar que los modelos son capaces de soportar las cargas aplicadas sin superar el límite elástico del material, lo que confirma que el diseño es estructuralmente seguro en esta fase preliminar. Esto proporciona una base sólida sobre la que se puede comenzar a iterar, permitiendo reducir progresivamente el peso

de la estructura mediante procesos de optimización, sin comprometer su integridad mecánica.

En concreto, se han analizado los tres modelos iniciales: el modelo 1 y los modelos 2 y 3 (recordando que ambos comparten la misma geometría base). En todos los casos, los resultados muestran un comportamiento adecuado, sin deformaciones plásticas ni tensiones que superen el límite elástico, lo que confirma que los modelos son aptos para iniciar el proceso de optimización.

4.4.1 MODELO 1

Caso 1:

Para este primer caso de simulación, correspondiente al caso 1 (vuelo estable), se muestran en la Figura 38 los resultados obtenidos en el análisis FEM. El valor máximo de tensión registrado en la estructura es de 0.116 MPa, notablemente inferior al límite elástico del material (32 MPa). Esto confirma la solidez del diseño inicial y su idoneidad como punto de partida para las siguientes fases de optimización.

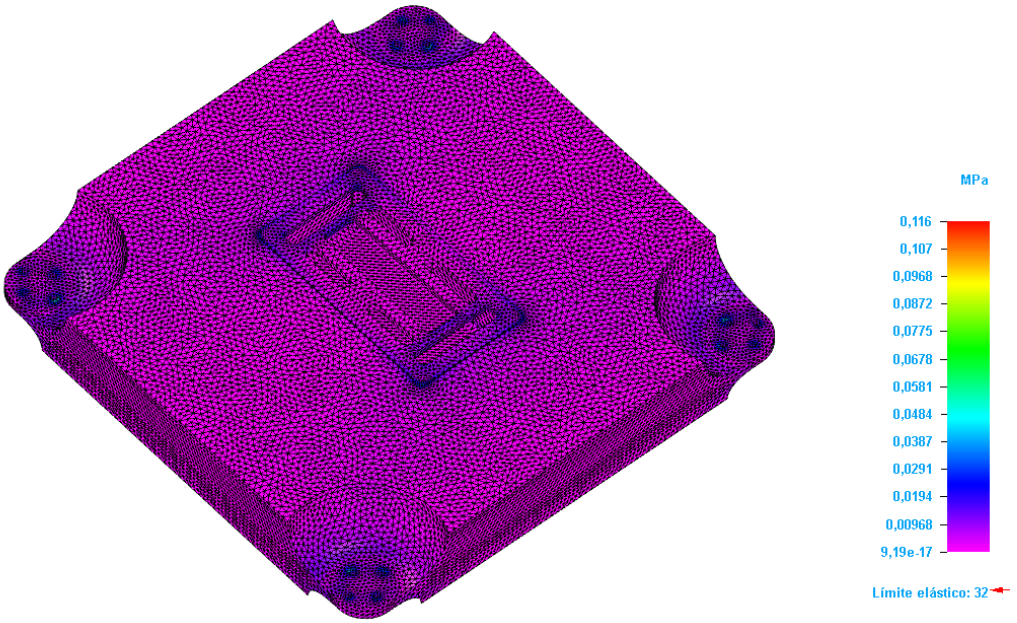


Figura 38: Simulación FEM inicial, vuelo estable modelo 1

Caso 2:

En la Figura 39 se recogen los resultados de la simulación FEM correspondiente al caso 2 (maniobra). A pesar del incremento de cargas debido a la aceleración de 2g y la variación en los empujes de los motores, el valor máximo de tensión obtenido es de 0.293 MPa, manteniéndose ampliamente por debajo del límite elástico del material (32 MPa). Estos resultados reafirman la resistencia de la estructura ante situaciones dinámicas más exigentes.

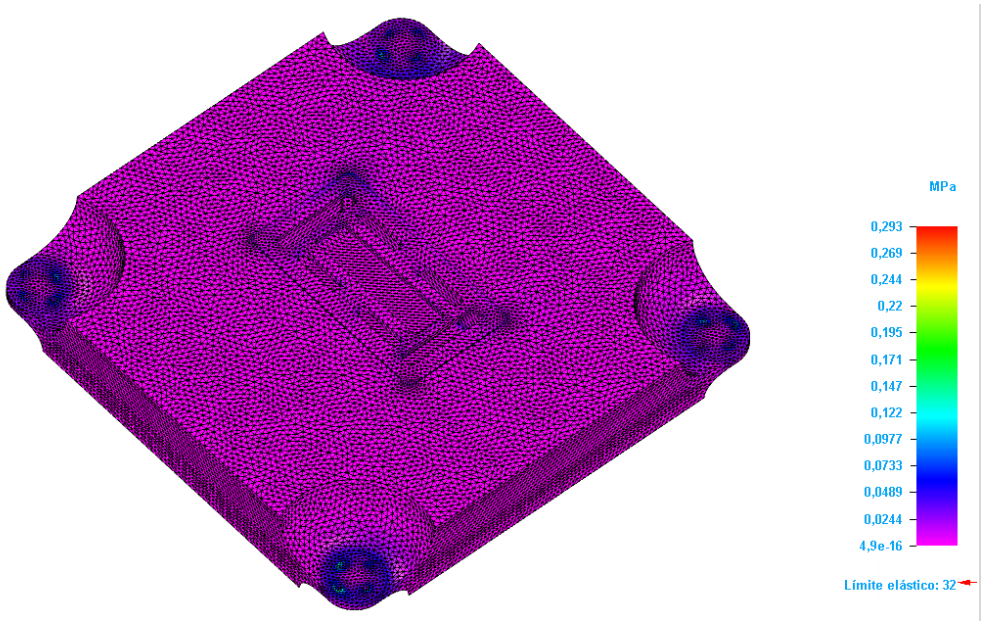


Figura 39: Simulación FEM inicial, maniobras modelo 1

Caso 3:

En la Figura 40 se presentan los resultados de la simulación FEM para el caso 3 (impacto frontal contra una pared). En este escenario, se observa una concentración de esfuerzos en la zona frontal del dron, particularmente en los soportes de los motores delanteros. Aun así, el valor máximo de tensión registrado es de 1.1 MPa, lo que sigue estando notablemente por debajo del límite elástico del PA12 (32 MPa), confirmando la robustez estructural del diseño incluso ante situaciones críticas.

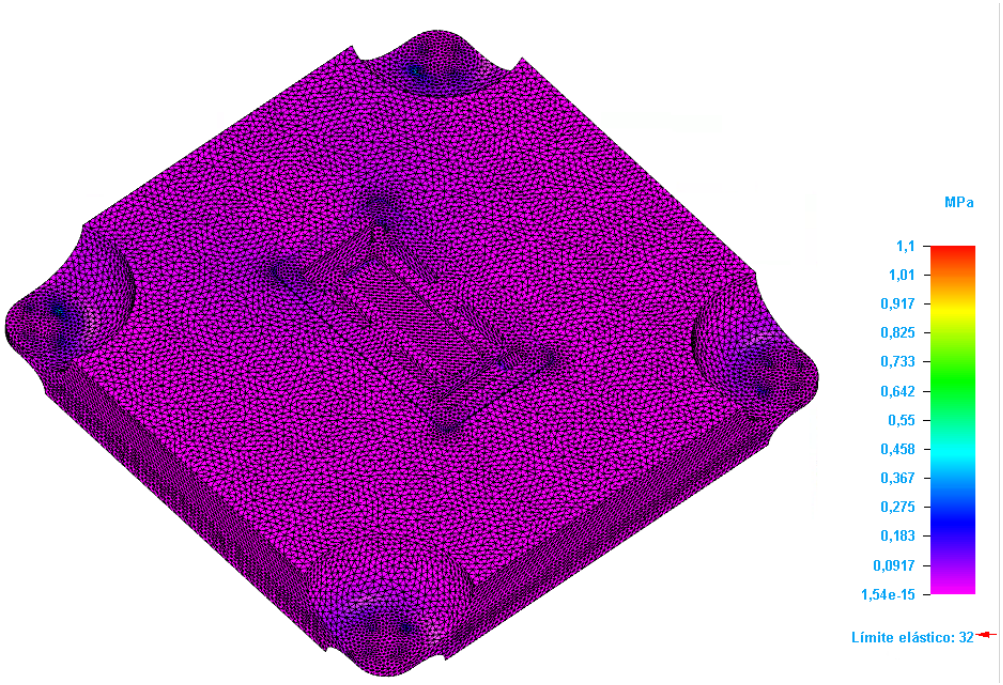


Figura 40: Simulación FEM inicial, impacto modelo 1

Tras analizar los resultados obtenidos en los tres casos de carga aplicados al modelo 1, se confirma que en ningún escenario se supera el límite elástico del material, ni se observan concentraciones de tensión críticas. Esto valida la robustez del diseño inicial y permite avanzar con seguridad hacia la fase de optimización topológica con criterios de diseño generativo, con el objetivo de reducir peso sin comprometer el comportamiento estructural.

4.4.2 MODELO 2 Y 3

Caso 1:

En la Figura 41 se muestran los resultados de la simulación FEM para los modelos 2 y 3 bajo el caso 1 (vuelo estable). Dado que ambos comparten la misma geometría inicial, el comportamiento estructural es equivalente en esta fase. El análisis revela un valor máximo de tensión de 0.0272 MPa, considerablemente por debajo del límite elástico del material (32 MPa), lo que valida su capacidad para soportar las condiciones de vuelo nominal sin comprometer la integridad estructural.

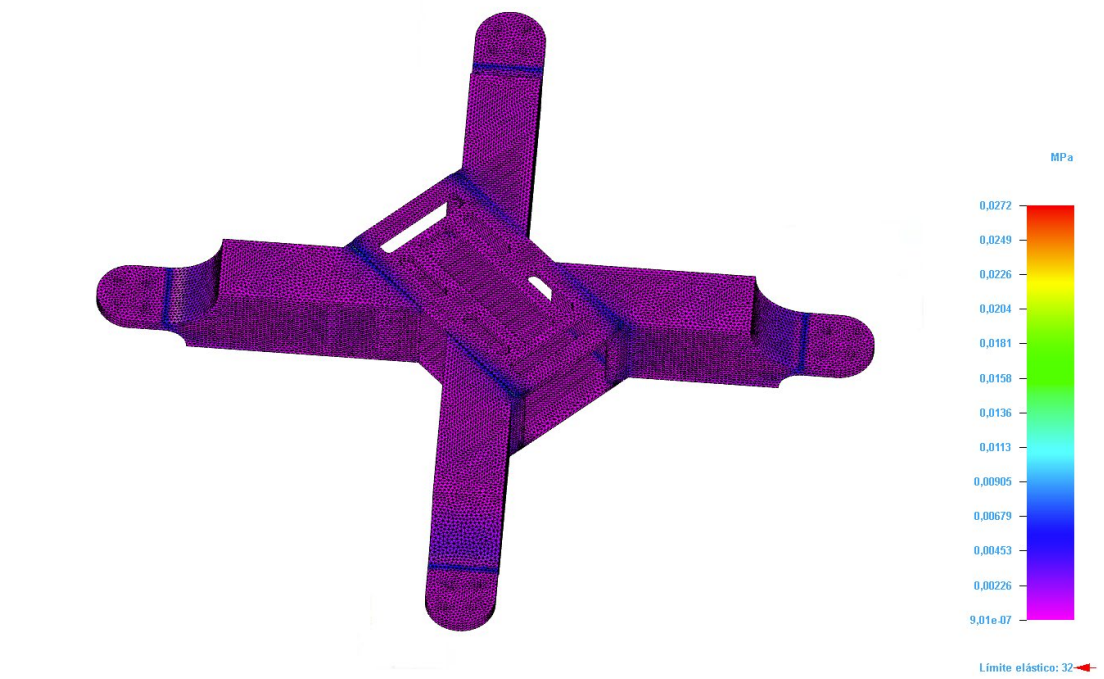


Figura 41: Simulación FEM inicial, vuelo estable modelos 2 y 3

Caso 2:

En la Figura 42 se recogen los resultados del análisis FEM aplicado a los modelos 2 y 3 bajo el caso 2 (maniobra). En esta situación se simulan aceleraciones adicionales y variaciones en los empujes para representar una maniobra exigente. El valor máximo de tensión registrado es de 0.637 MPa, manteniéndose muy por debajo del límite elástico del material. Esto confirma que la estructura es capaz de soportar cargas dinámicas típicas de maniobras sin riesgo de fallo estructural.

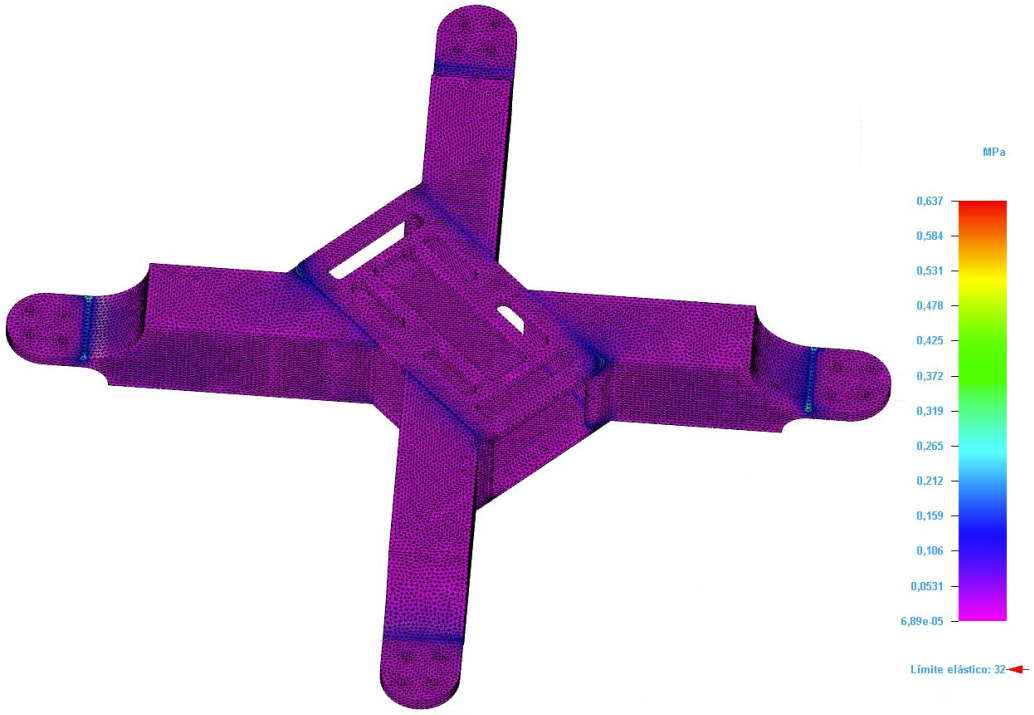


Figura 42: Simulación FEM inicial, maniobras modelos 2 y 3

Caso 3:

La Figura 43 presenta los resultados de la simulación correspondiente al caso 3 (impacto frontal), en el que se representa una colisión directa contra una pared. Se ha aplicado una carga localizada en la parte frontal del dron, afectando directamente a los soportes de los motores delanteros. El valor máximo de tensión alcanza los 1.54 MPa, permaneciendo dentro del rango elástico del PA12. Esta respuesta confirma la capacidad de la estructura para absorber impactos moderados sin sufrir daños permanentes.

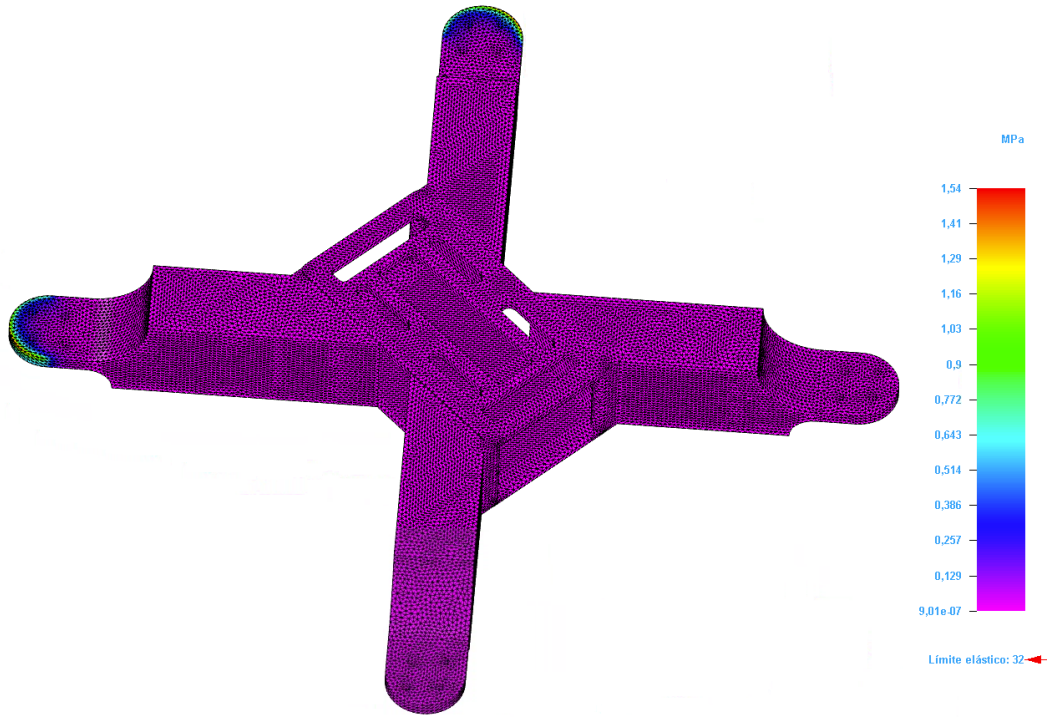


Figura 43: Simulación FEM inicial, impacto modelos 2 y 3

De igual manera al modelo 1, los modelos 2 y 3 han mostrado un comportamiento mecánico adecuado en todas las condiciones simuladas, manteniéndose en todo momento dentro del rango elástico del material. Esta validación permite utilizar ambos modelos como base para continuar con el proceso de optimización topológica con criterios de diseño generativo, buscando mejorar la eficiencia estructural mediante una reducción del material empleado.

4.5 OPTIMIZACIÓN DEL MODELO

Una vez verificado que la estructura soporta adecuadamente las cargas aplicadas sin riesgo de fallo, se procede a implementar criterios de diseño generativo para iniciar el proceso iterativo de optimización topológica. Este proceso consiste en utilizar algoritmos que generan múltiples configuraciones posibles de la estructura, todas ellas cumpliendo con las condiciones de carga y restricciones establecidas. Al trabajar con diferentes modelos iniciales, se obtendrán diversas soluciones, algunas no viables o que no cumplen

completamente con los objetivos. Tras varias iteraciones enfocadas en maximizar la reducción de peso sin comprometer la resistencia estructural, se analizarán y evaluarán las alternativas para seleccionar la topología final, que será fabricada mediante impresión 3D.

Cabe recordar que, según lo indicado en el apartado 3.3, los objetivos del proyecto incluyen reducir el peso de la estructura al menos un 30 % y alcanzar un peso total inferior a 300 gramos, cumpliendo con la normativa clase C1.

4.5.1 MODELO 1

Para iniciar el proceso de optimización, comenzamos con el modelo 1, que presenta una configuración inicial con un volumen y peso elevados. Esto permite a los algoritmos de diseño generativo explorar un amplio rango de posibilidades estructurales, facilitando la identificación de soluciones óptimas desde una base con gran libertad geométrica.

En el caso del modelo 1, debido a su masa inicial considerablemente alta de 1.816 kg, se plantea una reducción de peso agresiva para acercarse al objetivo final de 300 gramos. Sin embargo, este proceso se realizará de manera incremental, comenzando con una reducción inicial del 70 %, lo que sitúa la masa objetivo en aproximadamente 545 gramos. Además, este modelo resulta especialmente interesante para analizar las formas geométricas propuestas por los algoritmos de optimización, ya que estas pueden ofrecer soluciones innovadoras. No obstante, será necesario evaluar cuidadosamente la viabilidad de dichas soluciones, dado que la estructura central de dos niveles y el acceso al interior pueden presentar desafíos prácticos en cuanto a fabricación y funcionalidad.

En la Figura 44 se muestran las regiones preservadas durante el proceso de optimización, es decir, aquellas áreas donde los algoritmos no aplican reducción de masa. Como se puede observar, estas zonas corresponden a los soportes de los motores y a la estructura central que alberga los diferentes componentes del dron, garantizando así la integridad funcional y el montaje correcto de todos los elementos esenciales.

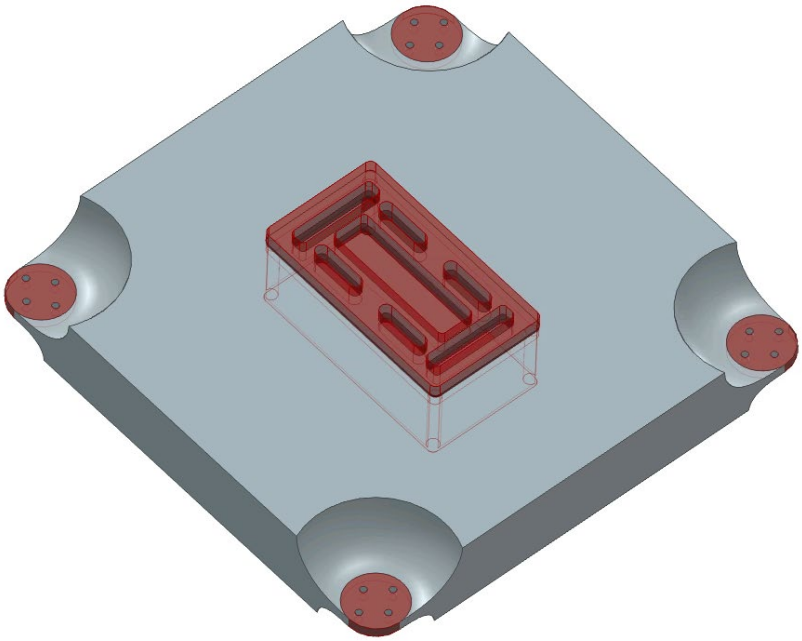


Figura 44: Modelo 1, regiones preservadas

4.5.1.1 Iteración 1

En la primera iteración del modelo 1, se ha planteado una reducción de masa del 70%, con una masa objetivo de 545 g. Esta elección permite un primer acercamiento significativo hacia el objetivo final sin comprometer la viabilidad estructural desde el inicio. Para ello, se ha utilizado un tamaño de vóxel de 1.39 mm, buscando un equilibrio entre resolución y tiempo de cálculo. En la Figura 45 se muestran los parámetros utilizados en esta primera iteración.

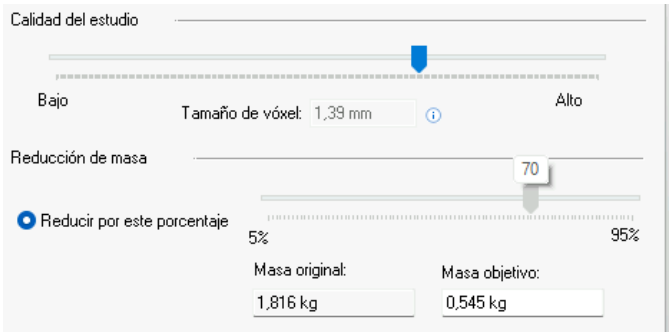


Figura 45: Modelo 1, detalle de la reducción del 70%, masa objetivo de 545 g

El resultado de esta optimización puede observarse en la Figura 46, donde se aprecia la nueva geometría propuesta por el algoritmo de diseño generativo. A priori, el resultado sigue siendo brusco y con un exceso de material, por lo que aún existe margen de mejora en próximas iteraciones. Además, se detecta un problema funcional, ya que la zona central queda completamente cerrada, lo que dificultaría el acceso a los componentes internos. Antes de sacar conclusiones, es necesario validar esta solución mediante simulaciones FEM, ya que si se confirma que no se supera el límite elástico, se podrá avanzar hacia una iteración más agresiva.

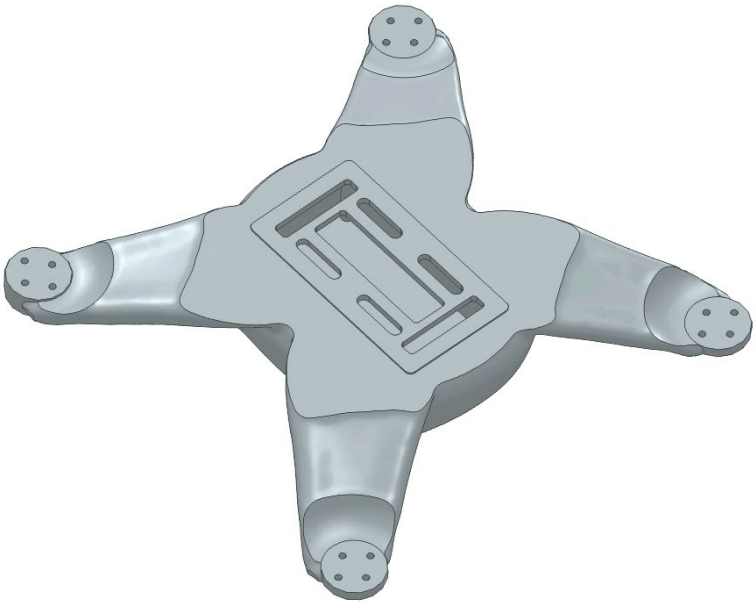


Figura 46: Modelo 1, iteración 1 optimizada

En las Figura 47, Figura 48 y Figura 49 se muestran los resultados de las simulaciones FEM para los tres casos de carga analizados. Los valores máximos de tensión obtenidos son 0,0149 MPa, 0,404 MPa y 0,905 MPa, respectivamente, todos ellos claramente por debajo del límite elástico de 32 MPa del material utilizado. Por tanto, se valida la solución obtenida y se procederá a una segunda iteración con mayor reducción de masa.

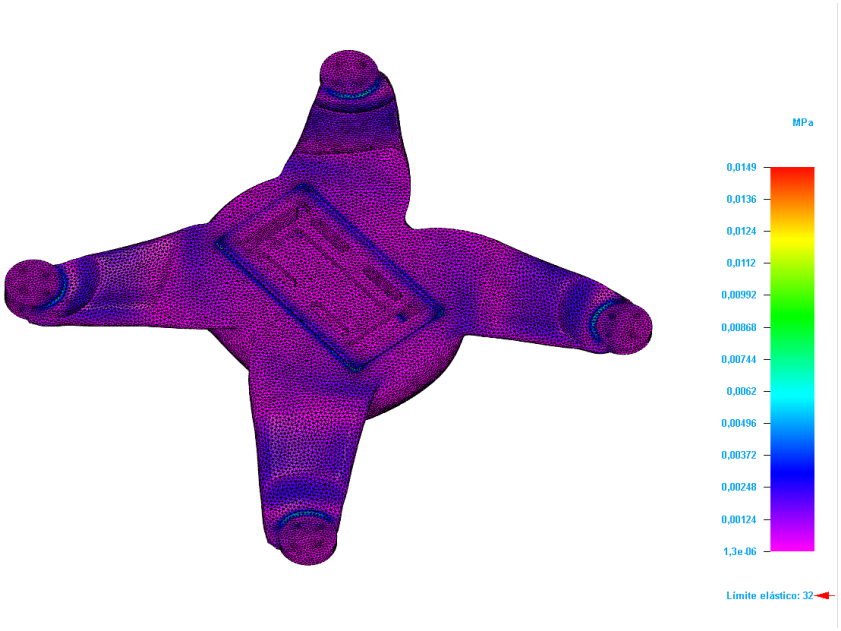


Figura 47: Modelo 1, iteración 1, vuelo estable FEM

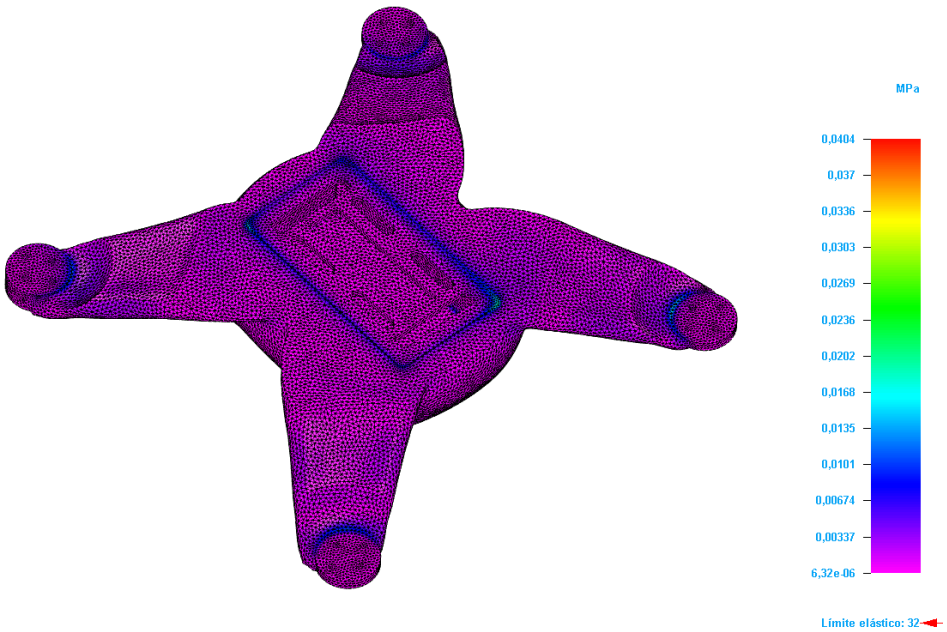


Figura 48: Modelo 1, iteración 1, maniobras FEM

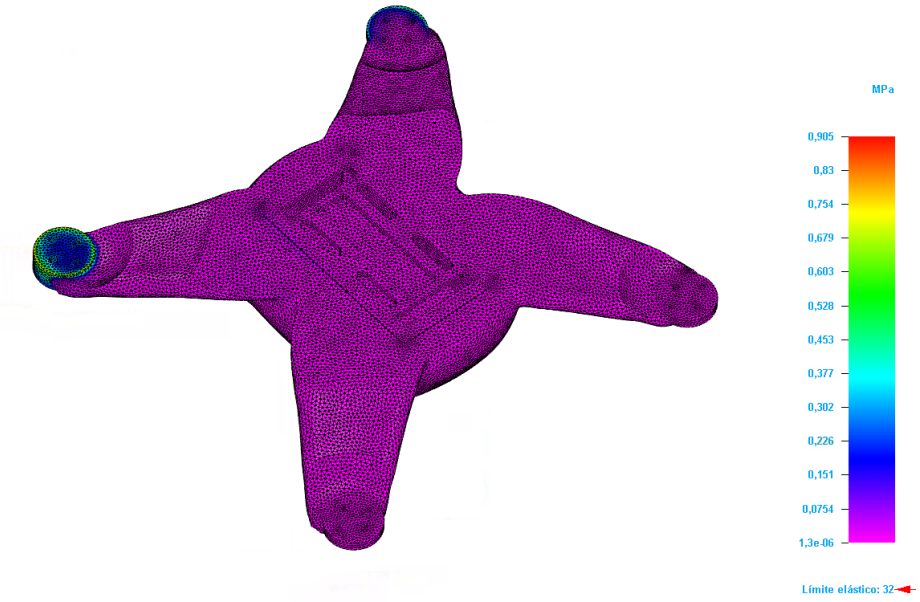


Figura 49: Modelo 1, iteración 1, impacto FEM

4.5.1.2 Iteración 2

Tras validar los resultados de la primera iteración, se procede con una segunda, incrementando el nivel de optimización al 80 % y estableciendo una masa objetivo de 363 g. El tamaño de vóxel se mantiene en 1.39 mm. En la Figura 50 se muestran los parámetros aplicados en esta iteración.

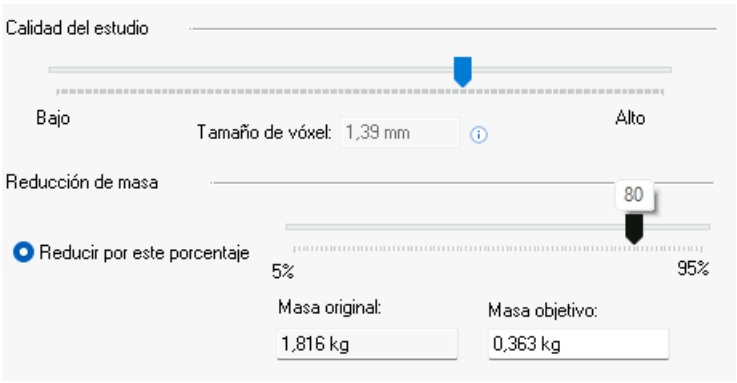


Figura 50: Modelo 1, detalle de la reducción del 80%, masa objetivo de 363 g

El resultado obtenido puede verse en la Figura 51. Aunque se aprecia una geometría más optimizada, sigue sin permitir el acceso al interior de la estructura central, lo que podría comprometer su funcionalidad.

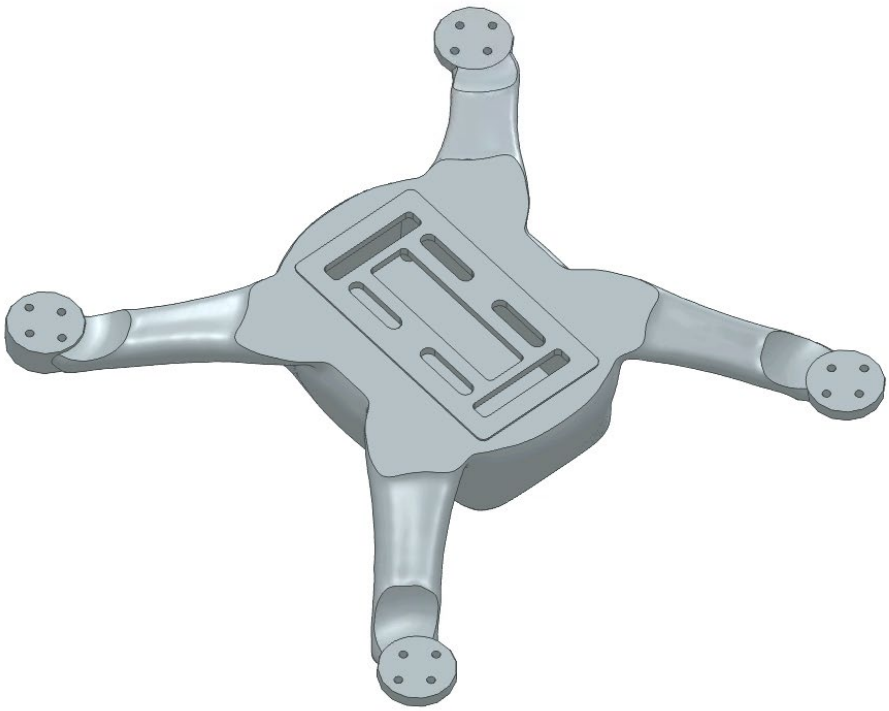


Figura 51: Modelo 1, iteración 2 optimizada

En las Figura 52, Figura 53 y Figura 54, se muestran los resultados FEM de los tres casos de carga. Los valores máximos de tensión obtenidos (0.00757, 0.0208 y 0.709 MPa) se mantienen por debajo del límite elástico, lo que permite avanzar hacia una siguiente iteración con una reducción aún más agresiva.

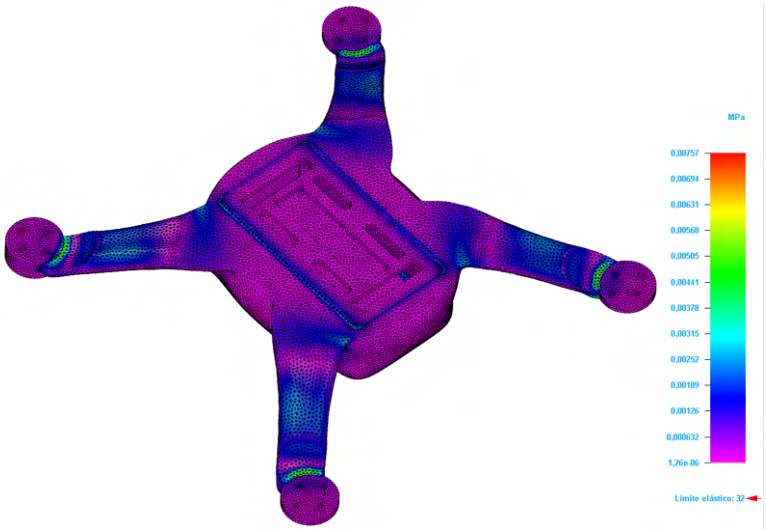


Figura 52: Modelo 1, iteración 2, vuelo estable FEM

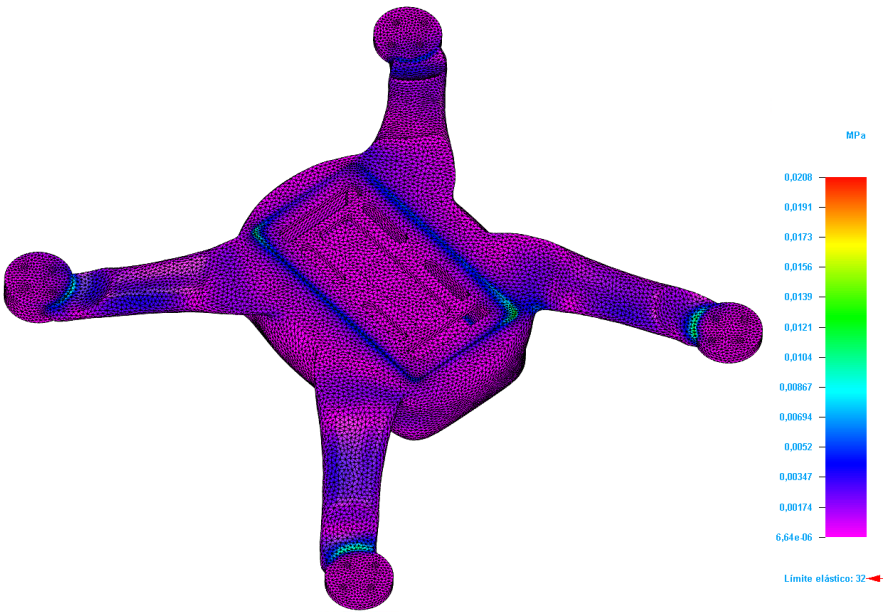


Figura 53: Modelo 1, iteración 2, maniobras FEM

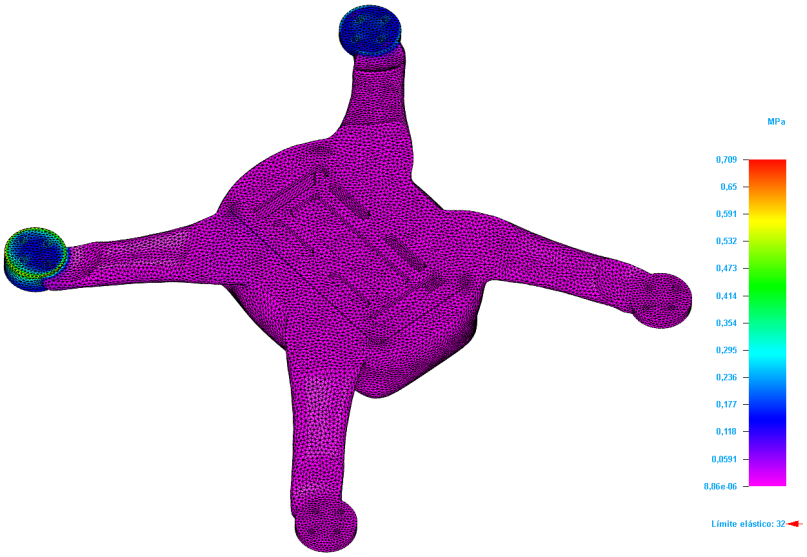


Figura 54: Modelo 1, iteración 2, impacto FEM

4.5.1.3 Iteración 3

En esta tercera iteración se eleva el porcentaje de optimización al 85 %, con una masa objetivo de 272 g, manteniendo el tamaño de vóxel en 1.39 mm. Los parámetros definidos se muestran en la Figura 55. Cabe destacar que esta es la primera iteración en la que se alcanza una masa inferior a los 300 g, cumpliendo así uno de los objetivos principales del proyecto.

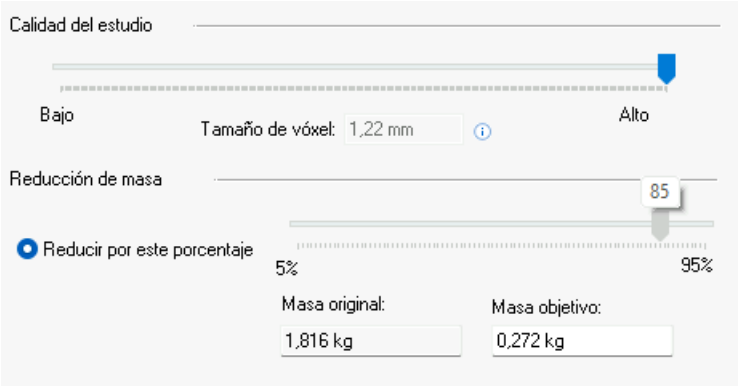


Figura 55: Modelo 1, detalle de la reducción del 85%, masa objetivo de 272 g

El resultado obtenido, visible en la Figura 56 presenta una estructura aún más aligerada, pero que sigue sin ofrecer una solución viable en cuanto al acceso a la zona interior, lo que plantea limitaciones funcionales relevantes.

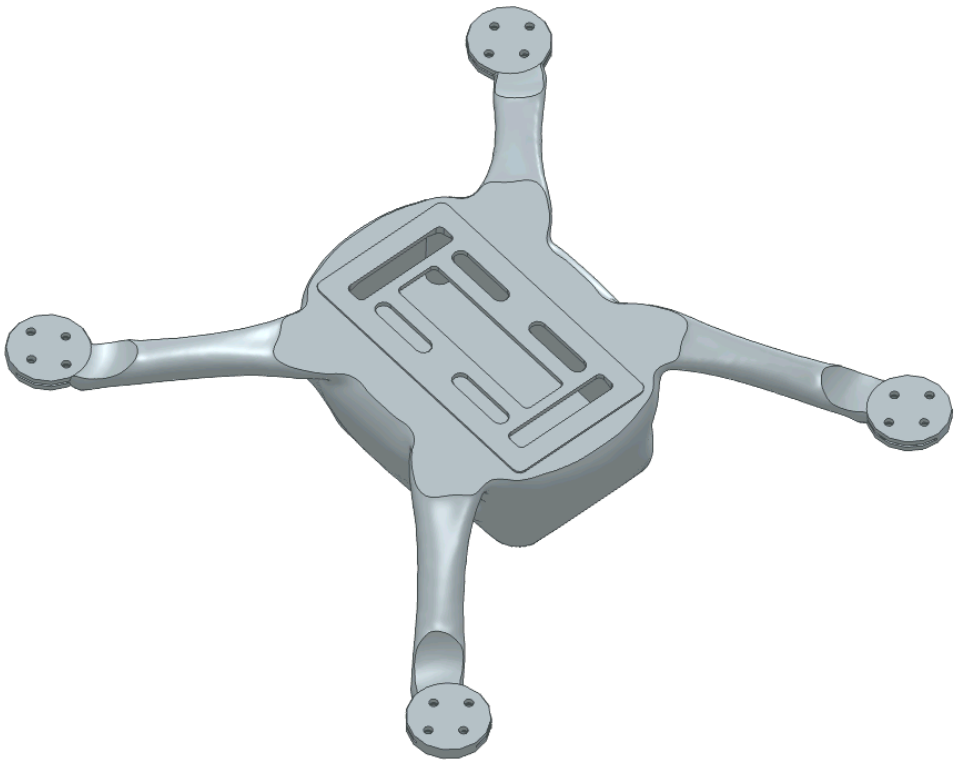


Figura 56: Modelo 1, iteración 3 optimizada

En las Figura 57, Figura 58 y Figura 59 se recogen los resultados FEM para los tres casos de carga, con tensiones máximas de 0.00776, 0.0195 y 1.26 MPa, que se mantienen por debajo del límite elástico, validando la resistencia estructural de la geometría generada.

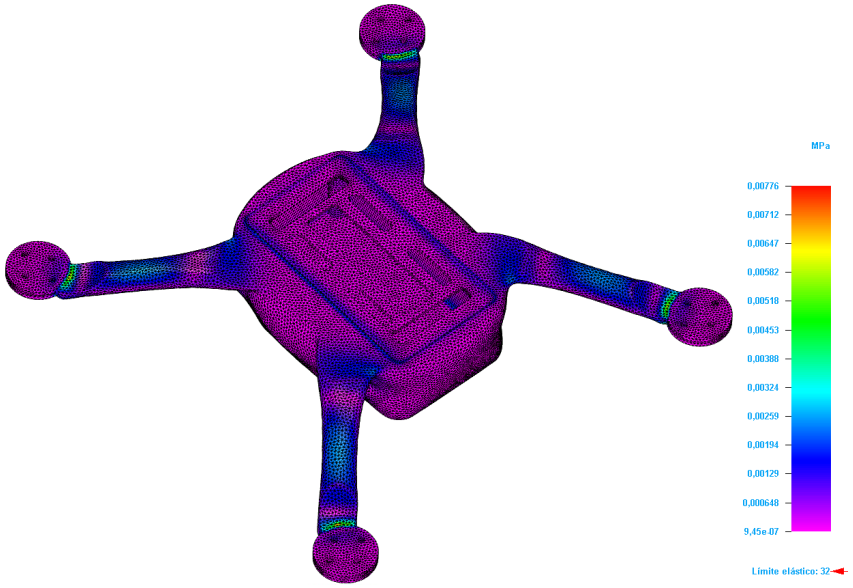


Figura 57: Modelo 1, iteración 3, vuelo estable FEM

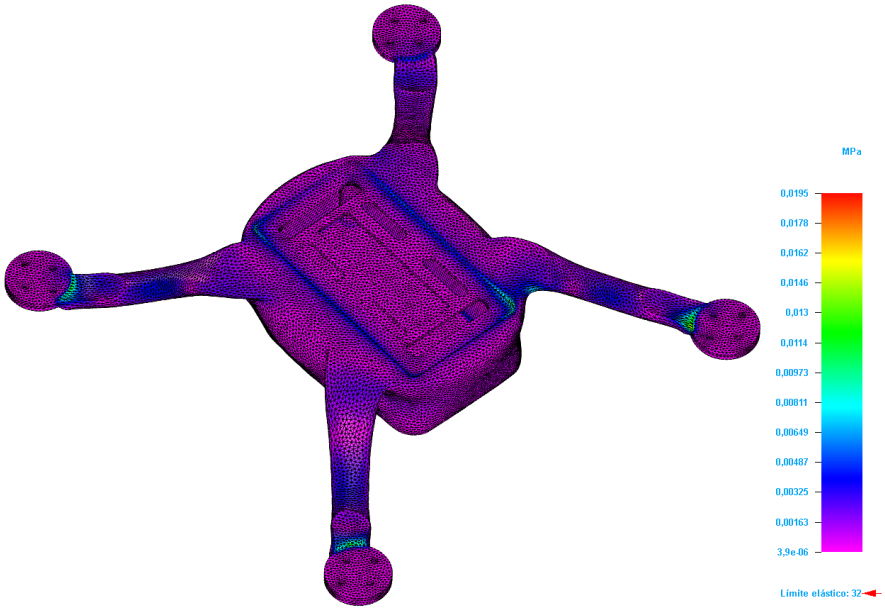


Figura 58: Modelo 1, iteración 3, maniobras FEM

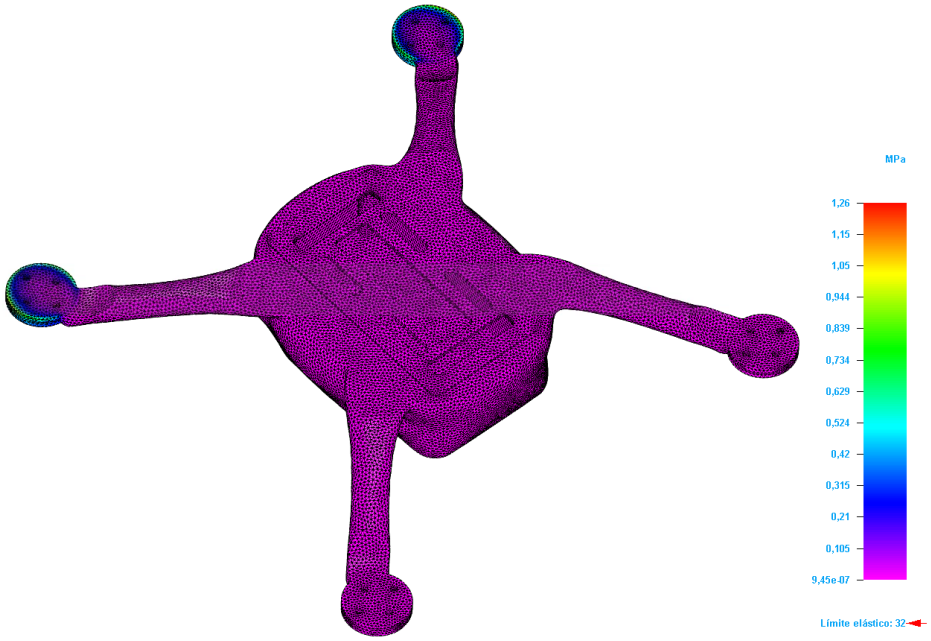


Figura 59: Modelo 1, iteración 3, impacto FEM

4.5.1.4 Iteración 4

En esta última iteración se ha aumentado el porcentaje de optimización al 87 %, fijando una masa objetivo de 236 g, manteniendo el tamaño de vóxel en 1.39 mm, como se indica en la Figura 60.

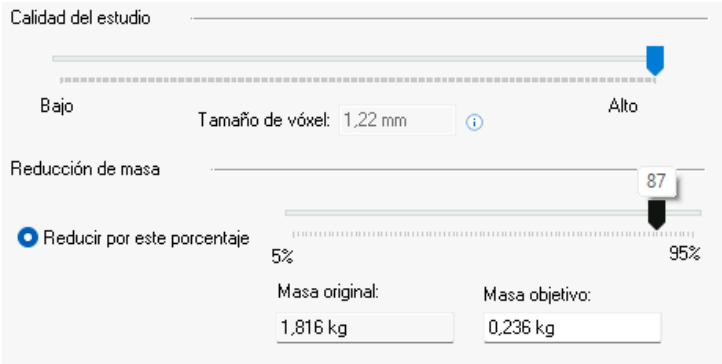


Figura 60: Modelo 1, detalle de la reducción del 87%, masa objetivo de 236 g

Sin embargo, tal y como se aprecia en la Figura 61, el resultado obtenido no es estructuralmente viable, ya que al intentar reducir aún más el material, el algoritmo elimina zonas críticas en los brazos, provocando que los soportes de los motores queden desconectados del resto de la estructura.

En este caso, el límite no viene impuesto por el fallo del material, sino porque la solución generada no cumple con los requisitos funcionales del diseño. Por tanto, se decide conservar la iteración 3 como resultado final para el modelo 1.

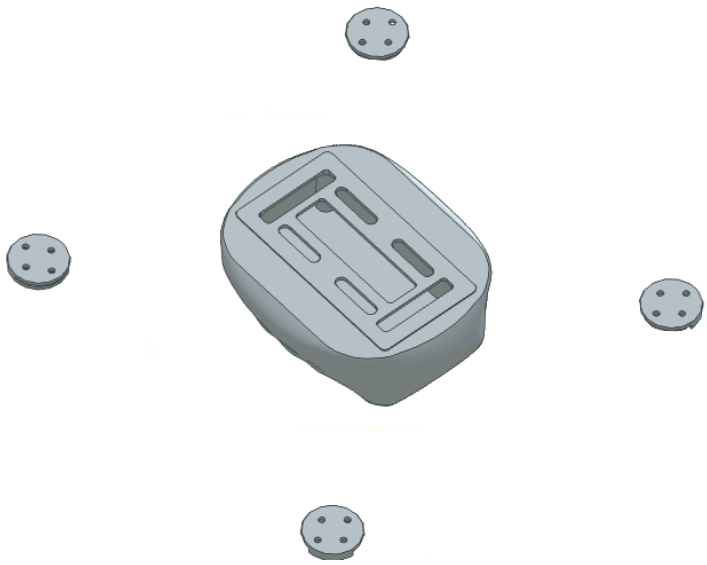


Figura 61: Modelo 1, iteración 4 optimizada

4.5.2 MODELO 2

A continuación, se procede con la optimización del modelo 2. Este modelo parte de una masa inicial de 419 g. Dado que la simulación FEM preliminar mostró que las tensiones se encuentran muy por debajo del límite elástico, se comenzará con una reducción relativamente agresiva del 40%, estableciendo una masa objetivo de 252 g.

En la Figura 62 se presentan las regiones preservadas, que, al igual que en el modelo 1, corresponden a los soportes de los motores y a la estructura central donde se alojan los diferentes componentes, garantizando la integridad funcional del dron.

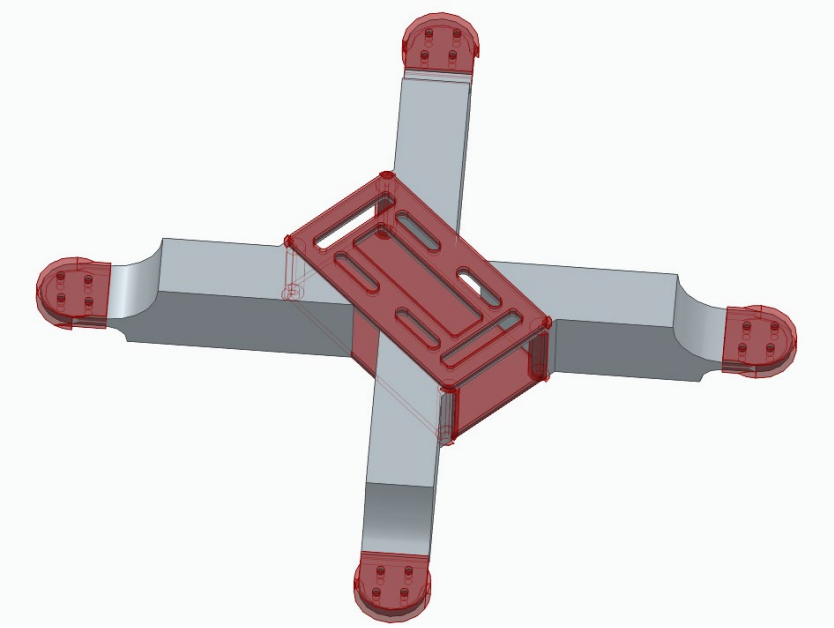


Figura 62: Modelo 2, regiones preservadas

4.5.2.1 Iteración 1

En la primera iteración del modelo 2, se ha aplicado una reducción de masa del 40 %, estableciendo una masa objetivo de 252 g, y manteniendo un tamaño de vóxel de 0.85 mm, como se muestra en la Figura 63.

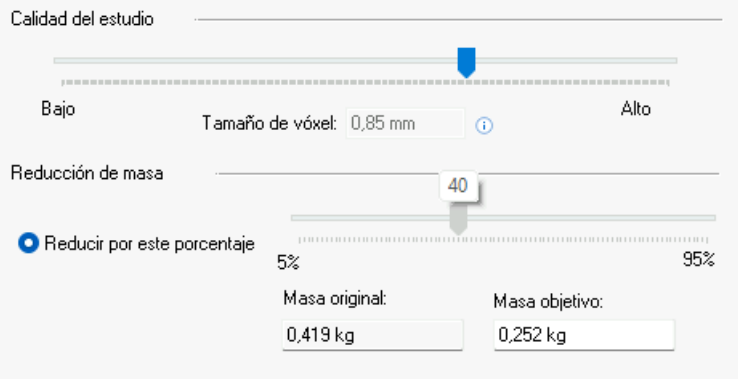


Figura 63: Modelo 2, detalle de la reducción del 40%, masa objetivo de 252 g

Dado que este modelo parte de una configuración más ligera, con unos brazos ya definidos estructuralmente, el algoritmo se centra en optimizar esta zona. Esto permite que, ya desde esta primera iteración, se cumplan los objetivos propuestos de peso total. No obstante, se

intentará seguir reduciendo la masa en las siguientes iteraciones, manteniendo siempre la resistencia estructural como prioridad.

El resultado de la optimización se presenta en la Figura 64. Al tener predefinidos tanto los brazos como la zona que rodea la estructura central, ya no se presenta el problema de accesibilidad observado en el modelo 1, obteniéndose una geometría más limpia y abierta desde la primera iteración.

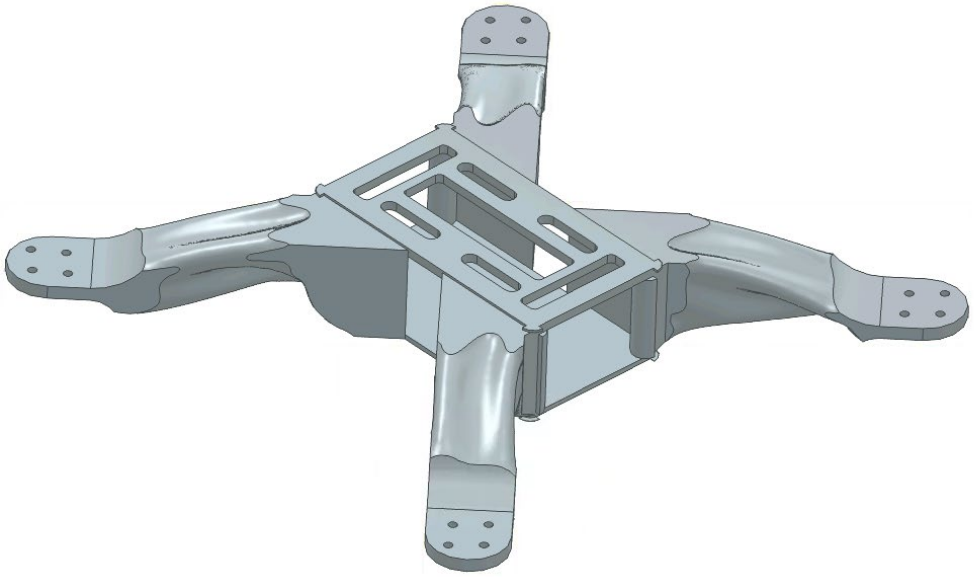


Figura 64: Modelo 2, iteración 1 optimizada

En las Figura 65, Figura 66 y Figura 67 se muestran los resultados de las simulaciones FEM para los tres casos de carga planteados. En todos ellos, los valores máximos de tensión obtenidos (0.0205, 0.289 y 1.63 MPa) se mantienen por debajo del límite elástico, por lo que se puede continuar con una segunda iteración más agresiva.

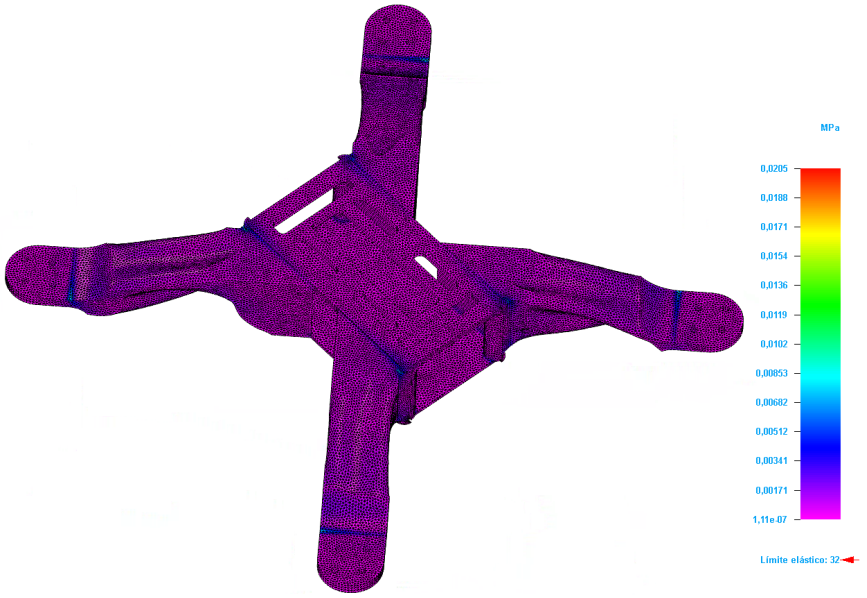


Figura 65: Modelo 2, iteración 1, vuelo estable FEM

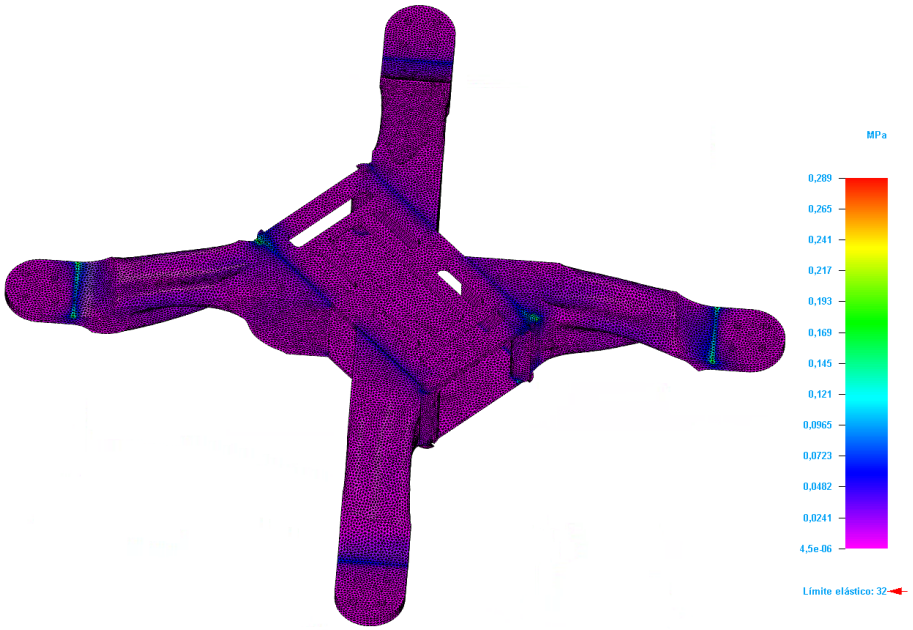


Figura 66: Modelo 2, iteración 1, maniobras FEM

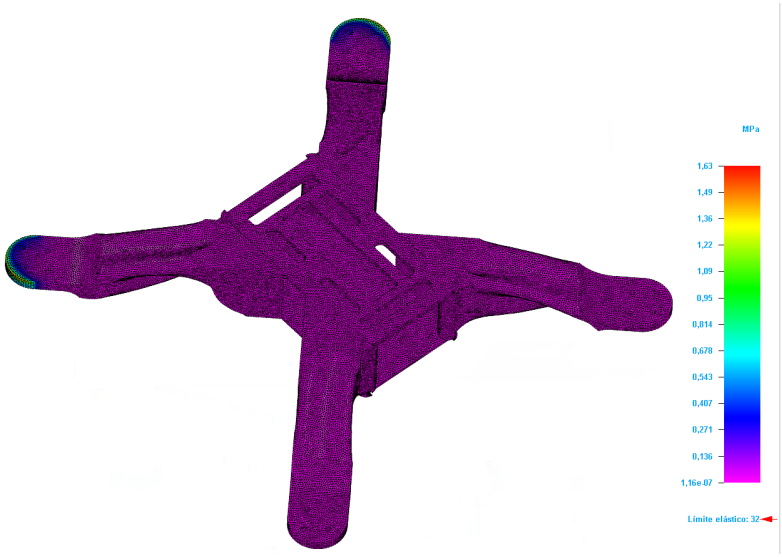


Figura 67: Modelo 2, iteración 1, impacto FEM

4.5.2.2 Iteración 2

En esta segunda iteración del modelo 2, se ha incrementado el nivel de optimización aplicando una reducción del 55 %, con una masa objetivo de 189 g. El tamaño de vóxel empleado ha sido de 0.85 mm, como se muestra en la Figura 68.

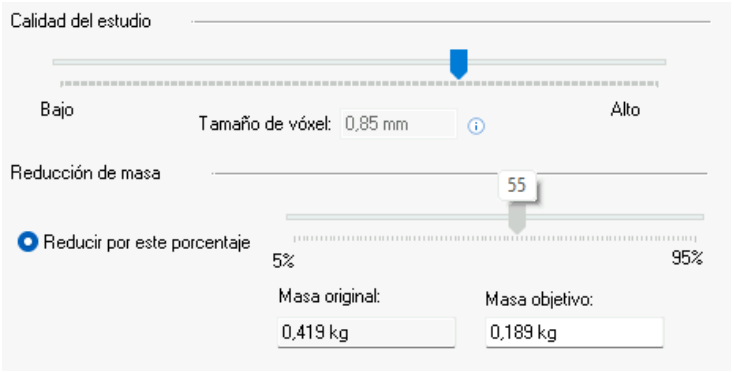


Figura 68: Modelo 2, detalle de la reducción del 55%, masa objetivo de 189 g

El resultado obtenido tras la optimización se muestra en la Figura 69, donde se aprecia una estructura más refinada respecto a la iteración anterior, especialmente en la zona de los brazos, donde el material se ha distribuido de forma más eficiente manteniendo la conectividad con la estructura central.

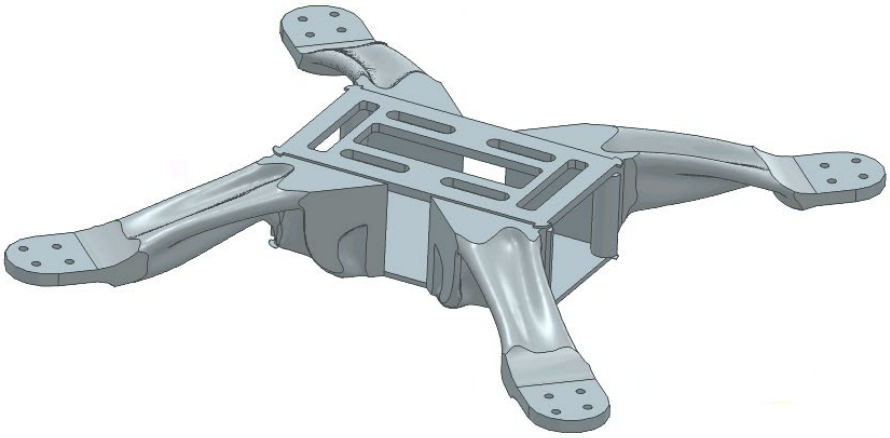


Figura 69: Modelo 2, iteración 2 optimizada

En las Figura 70, Figura 71 y Figura 72 se recogen los resultados FEM para los tres casos de carga, con tensiones máximas de 0.0104, 0.163 y 1.53 MPa, que se mantienen por debajo del límite elástico, validando la resistencia estructural de la geometría generada.

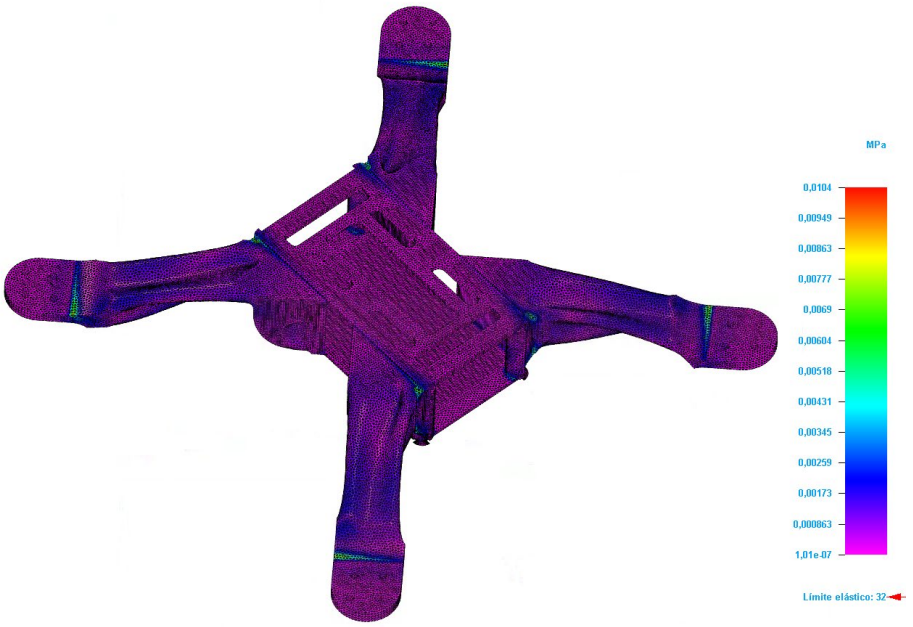


Figura 70: Modelo 2, iteración 2, vuelo estable FEM

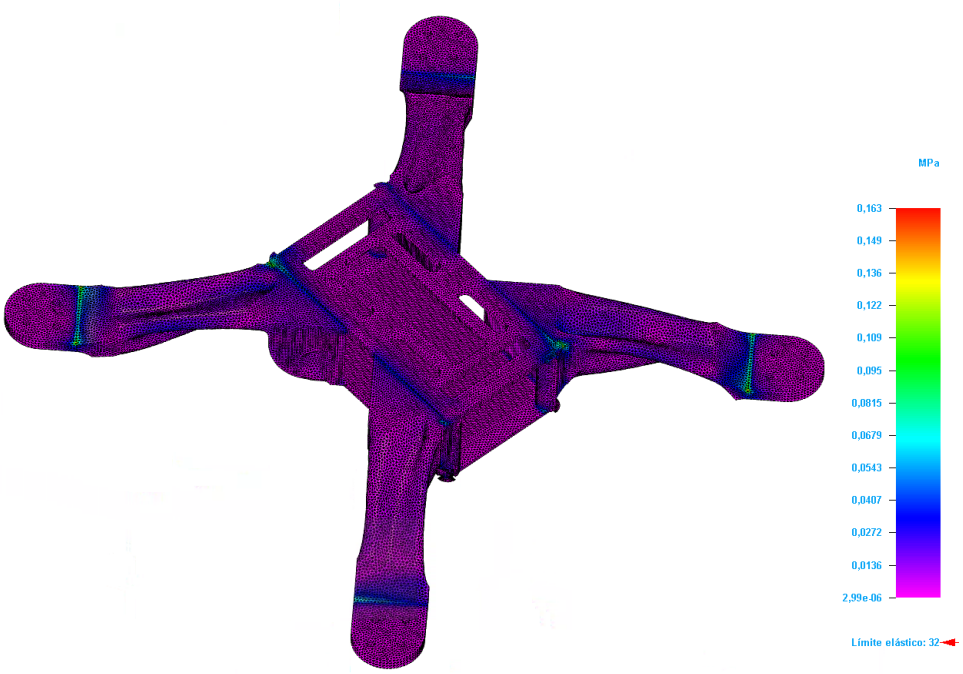


Figura 71: Modelo 2, iteración 2, maniobras FEM

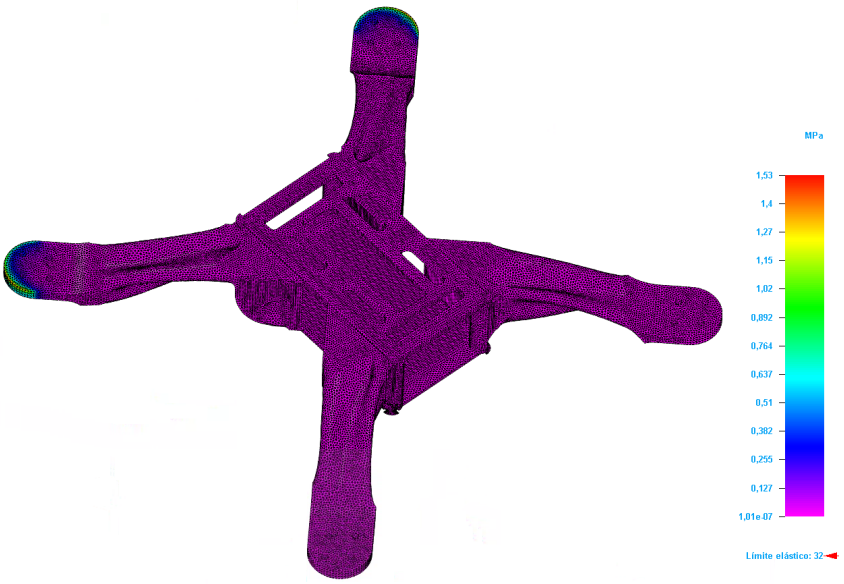


Figura 72: Modelo 2, iteración 2, impacto FEM

4.5.2.3 Iteración 3

En esta tercera iteración del modelo 2, se ha incrementado el nivel de optimización aplicando una reducción del 70 %, con una masa objetivo de 126 g. El tamaño de vóxel empleado ha sido de 0.82 mm, como se muestra en la Figura 73.

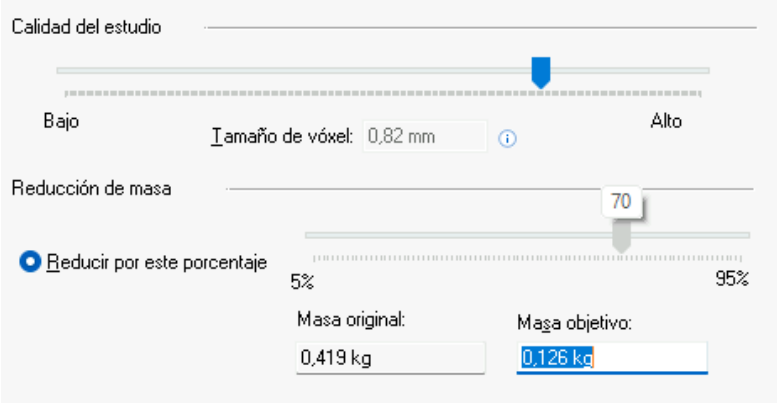


Figura 73: Modelo 2, detalle de la reducción del 70%, masa objetivo de 126 g

El resultado obtenido tras la optimización se muestra en la Figura 74, donde se aprecia una estructura mucho más refinada, con los brazos y la estructura global altamente optimizados.

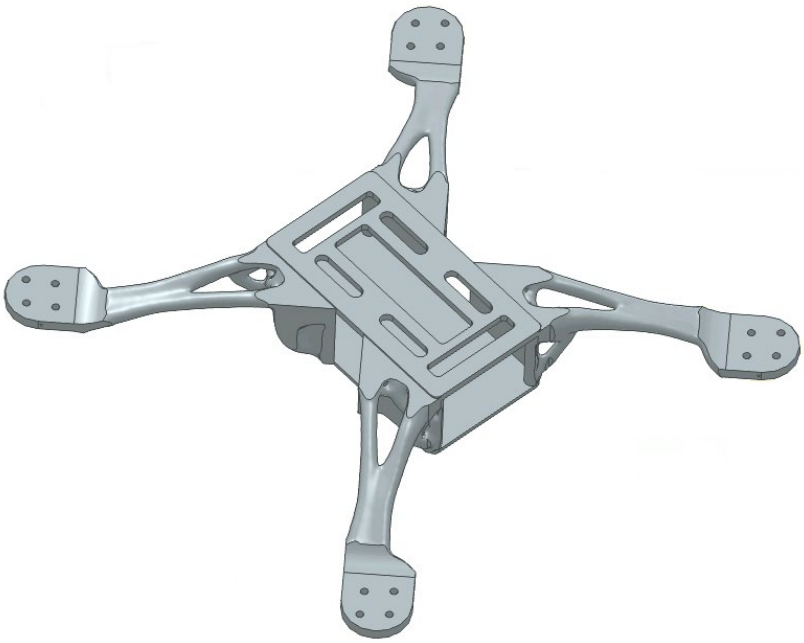


Figura 74: Modelo 2, iteración 3 optimizada

En la Figura 75, Figura 76 y Figura 77 se recogen los resultados FEM para los tres casos de carga, con tensiones máximas de 0.00761, 0.108 y 1.68 MPa, que se mantienen por debajo del límite elástico, validando la resistencia estructural de la geometría generada.

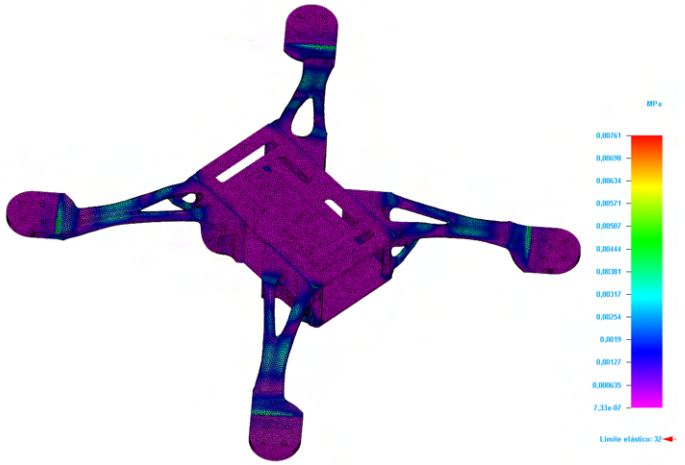


Figura 75: Modelo 2, iteración 3, vuelo estable FEM

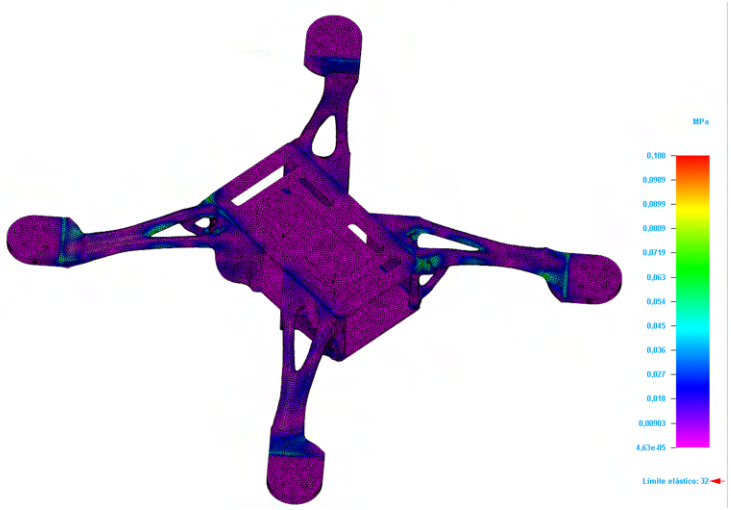


Figura 76: Modelo 2, iteración 3, maniobras FEM

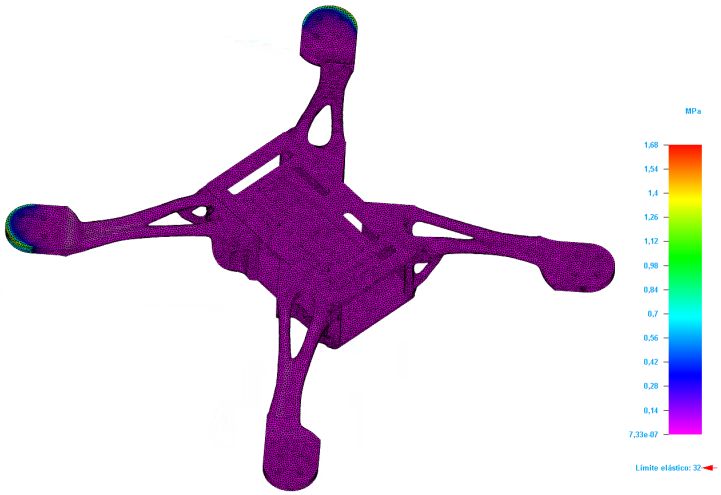


Figura 77: Modelo 2, iteración 3, impacto FEM

De forma similar a lo ocurrido en el modelo 1, intentar ser más agresivos con la reducción de material en este modelo provoca la desconexión entre los brazos y la estructura central, por lo que esta será la iteración final. Aunque la estructura está muy bien optimizada, aún se aprecia cierto margen de mejora en la zona central. Por ello, se procederá a analizar el modelo 3 para intentar conseguir una mejor solución.

4.5.3 MODELO 3

Finalmente, se aborda la optimización del modelo 3. Para mejorar el proceso de optimización y asegurar una mejor calidad en la simulación, se realizó una modificación en la conexión entre los motores y los brazos, eliminando las superficies curvas iniciales y simplificando la geometría. Esta nueva configuración da como resultado una masa inicial de 426 g.

Las regiones preservadas en este modelo incluyen la zona de los motores, similar a los modelos anteriores, garantizando su correcta sujeción. Sin embargo, en la estructura central, en lugar de preservar toda la superficie, se limita la preservación únicamente a las áreas donde se conectan los distintos componentes, permitiendo así una reducción de material más agresiva y obteniendo una estructura más ligera y optimizada. En la Figura 78 se muestran dichas regiones preservadas antes de comenzar el proceso iterativo.

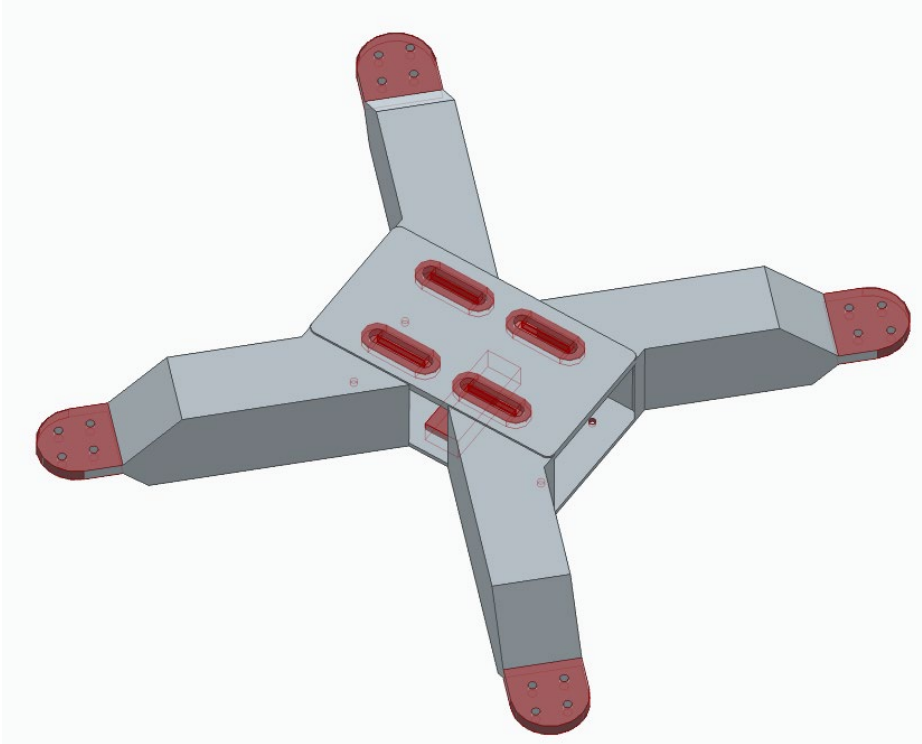


Figura 78: Modelo 3, regiones preservadas

4.5.3.1 Iteración 1

En la primera iteración del modelo 3, se aplica una reducción del 60 %, con una masa objetivo de 170 g. El tamaño de vóxel empleado es de 1.08 mm, como se muestra en la Figura 79.

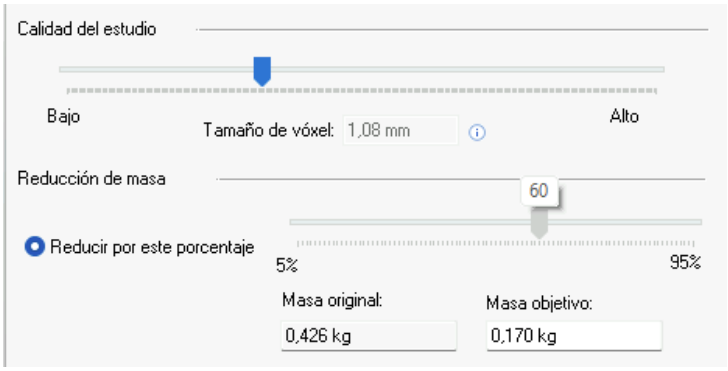


Figura 79: Modelo 3, detalle de la reducción del 60%, masa objetivo de 170 g

El resultado, presentado en la Figura 80, muestra cómo se reduce el material en las placas superior e inferior, cumpliendo así con la hipótesis propuesta anteriormente y mejorando el modelo 2. Aun así, es necesario realizar el análisis FEM para comprobar que no se supere el límite elástico en ningún caso.

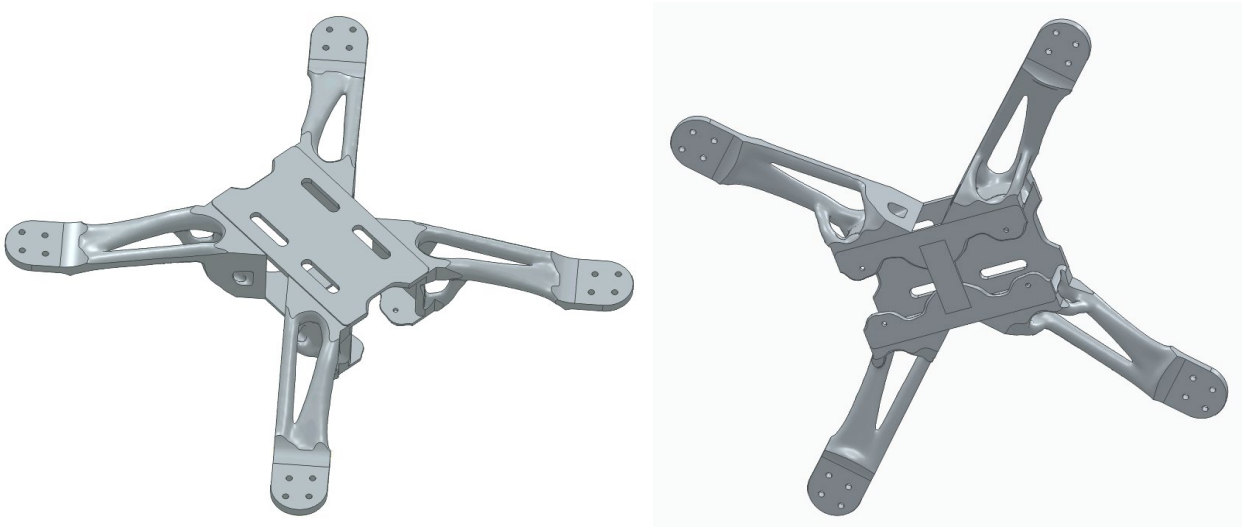


Figura 80: Modelo 3, iteración 1 optimizada

En las Figura 81, Figura 82 y Figura 83 se muestran los resultados del análisis FEM para los tres casos de carga, con tensiones máximas de 1e-6, 0.167 y 1.63 MPa respectivamente, que permanecen por debajo del límite elástico, validando la resistencia estructural de la geometría generada.

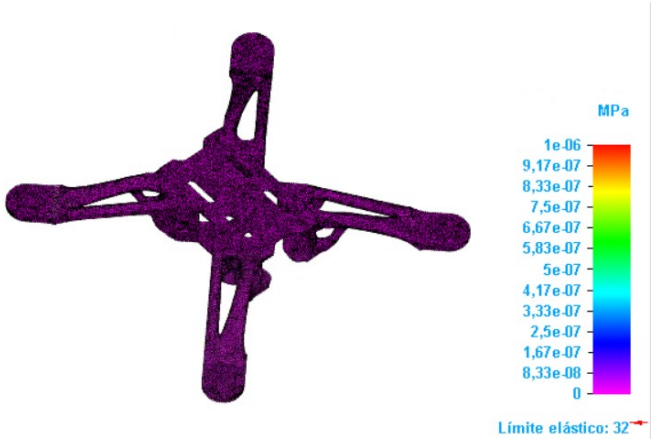


Figura 81: Modelo 3, iteración 1, vuelo estable FEM

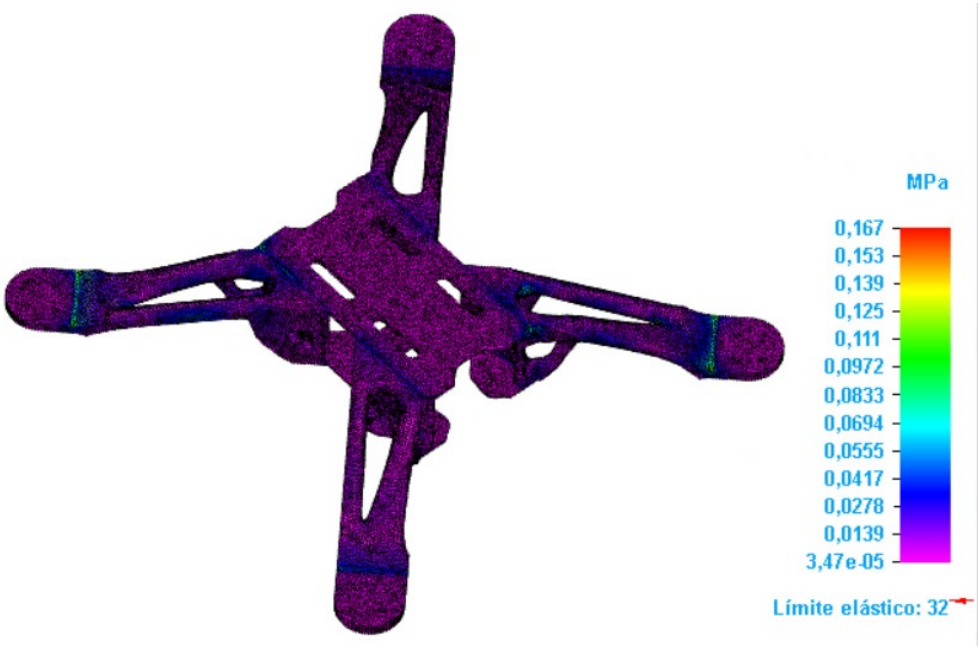


Figura 82: Modelo 3, iteración 1, maniobras FEM

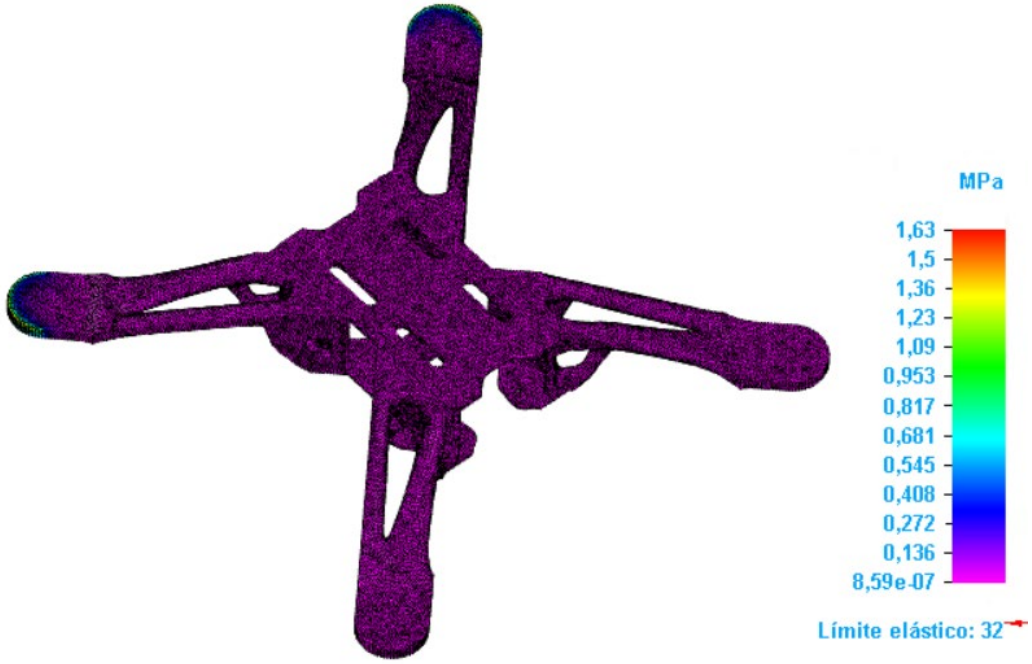


Figura 83: Modelo 3, iteración 1, impacto FEM

4.5.3.2 Iteración 2

En esta segunda iteración del modelo 3, se ha incrementado el nivel de optimización con una reducción del 70 %, obteniendo una masa objetivo de 133 g. El tamaño de vóxel utilizado es de 1.00 mm, como se muestra en la Figura 84.

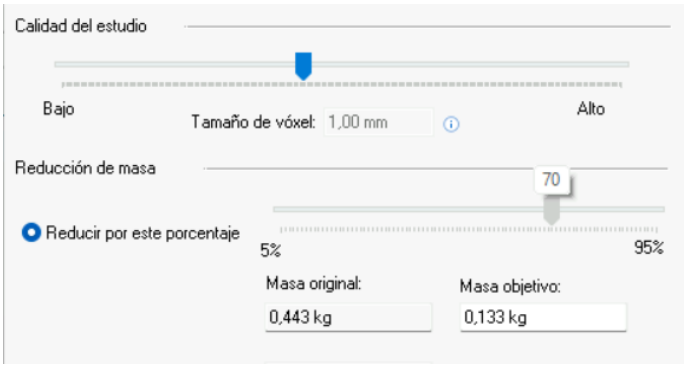


Figura 84: Modelo 3, detalle de la reducción del 70%, masa objetivo de 133 g

En la Figura 85 se aprecia cómo el algoritmo ha continuado eliminando material de forma localizada, refinando aún más la geometría general.

Figura 85: Modelo 3, iteración 2 optimizada

En las Figura 86, Figura 87 y Figura 88 se presentan los resultados del análisis FEM para los tres casos de carga, con tensiones máximas de 1e-6, 0.339 y 1.63 MPa respectivamente, todas ellas por debajo del límite elástico, lo que valida nuevamente la resistencia estructural del modelo optimizado.

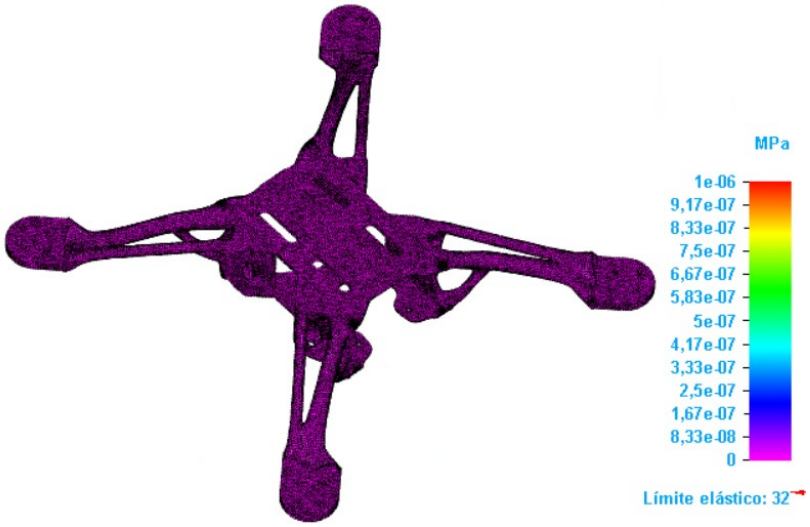


Figura 86: Modelo 3, iteración 2, vuelo estable FEM

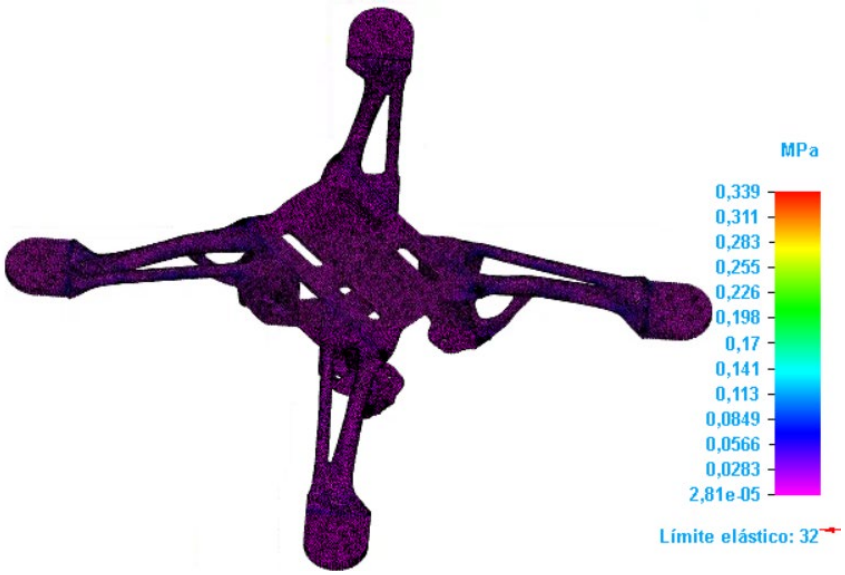


Figura 87: Modelo 3, iteración 2, maniobras FEM

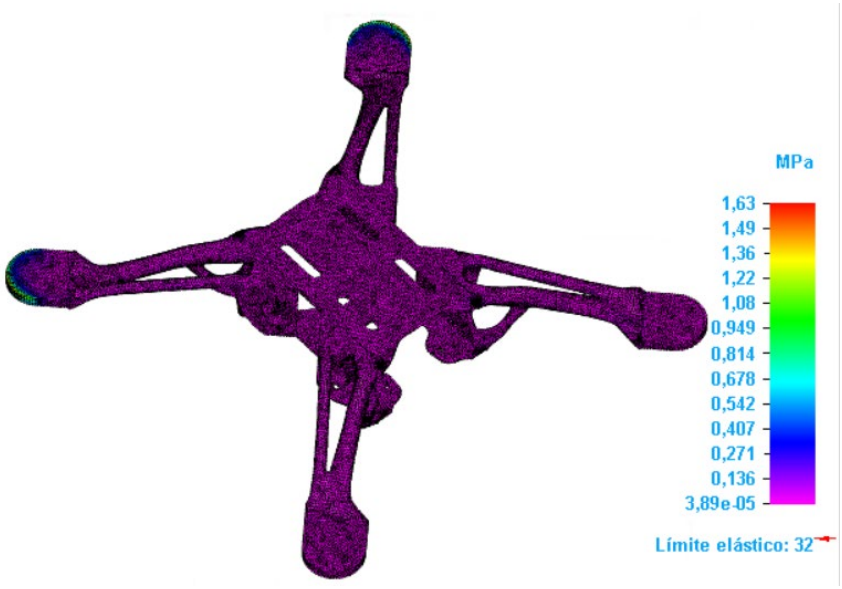


Figura 88: Modelo 3, iteración 2, impacto FEM

4.5.3.3 Iteración 3

En esta tercera iteración del modelo 3, se ha aplicado una reducción del 73 %, estableciendo una masa objetivo de 120 g. El tamaño de vóxel empleado en esta fase ha sido de 0.93 mm, como se muestra en la Figura 89.

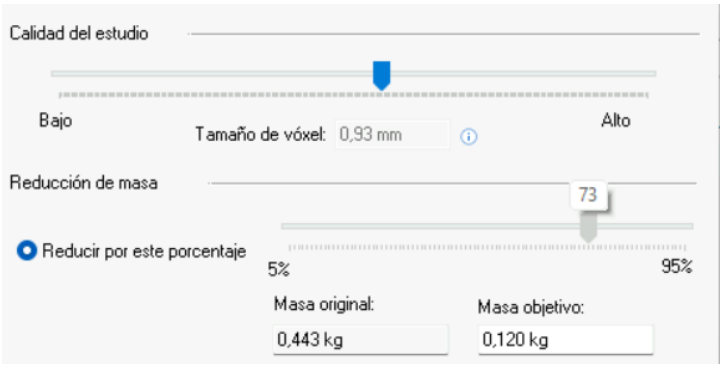


Figura 89: Modelo 3, detalle de la reducción del 73%, masa objetivo de 120 g

El resultado obtenido tras la optimización se recoge en la Figura 90, donde se observa una geometría muy refinada y optimizada. El material se ha redistribuido de forma eficiente, manteniendo el espacio funcional para el montaje de los componentes y reduciendo el espesor en las placas superior e inferior, cumpliendo con los objetivos planteados

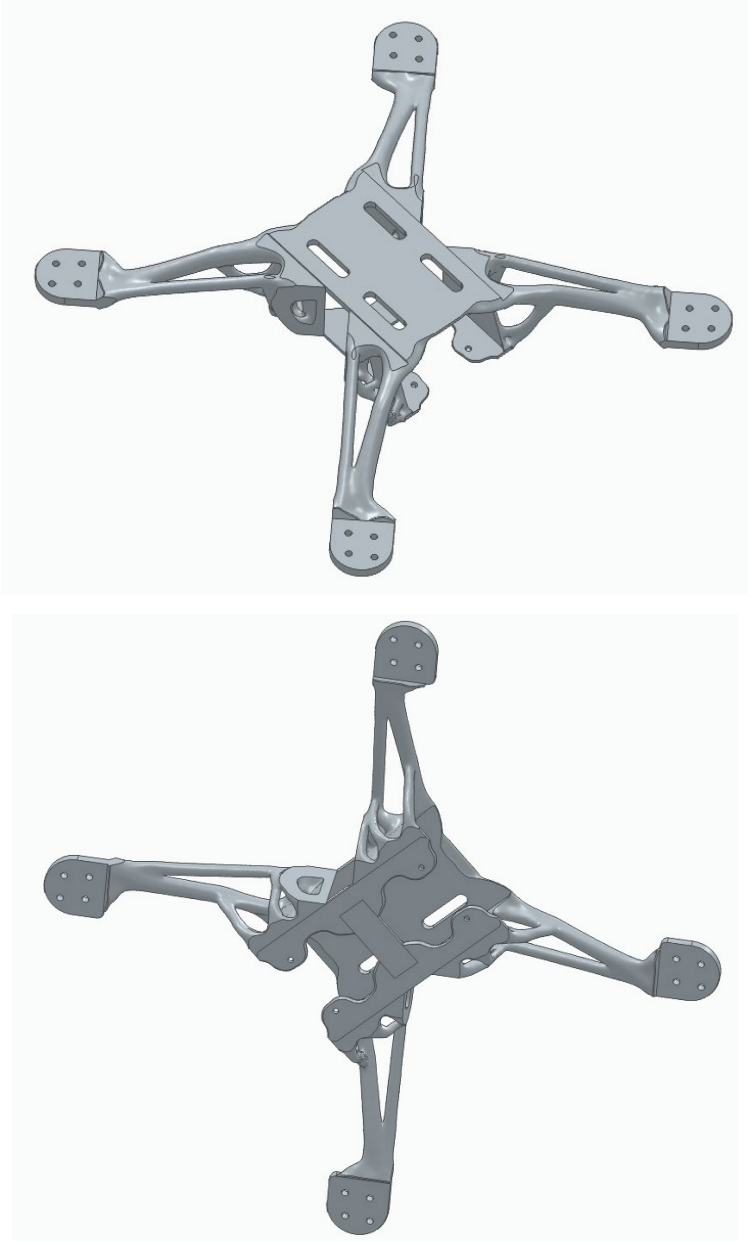


Figura 90: Modelo 3, iteración 3 optimizada

En las Figura 91, Figura 92 y Figura 93 se presentan los resultados del análisis FEM para los tres casos de carga, con tensiones máximas de 1e-6, 0.21 y 1.62 MPa respectivamente, todas ellas por debajo del límite elástico, lo que valida la resistencia estructural del modelo optimizado.

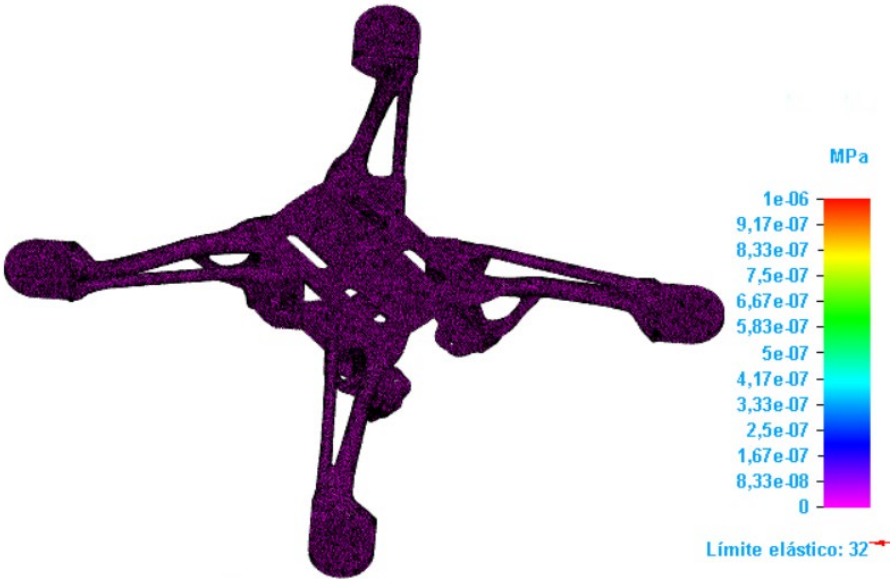


Figura 91: Modelo 3, iteración 3, vuelo estable FEM

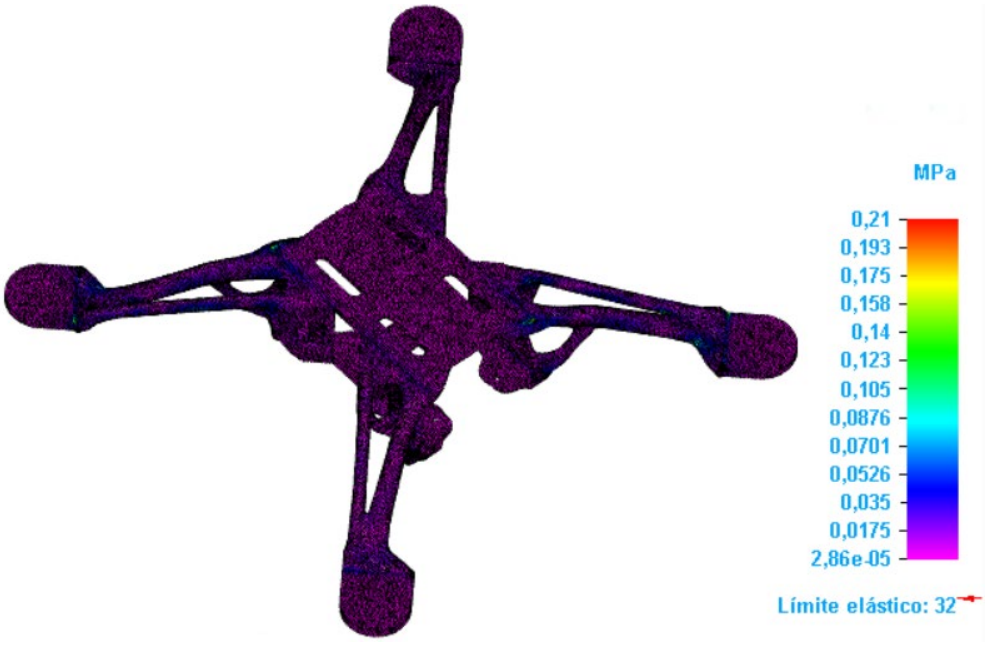


Figura 92: Modelo 3, iteración 3, maniobras FEM

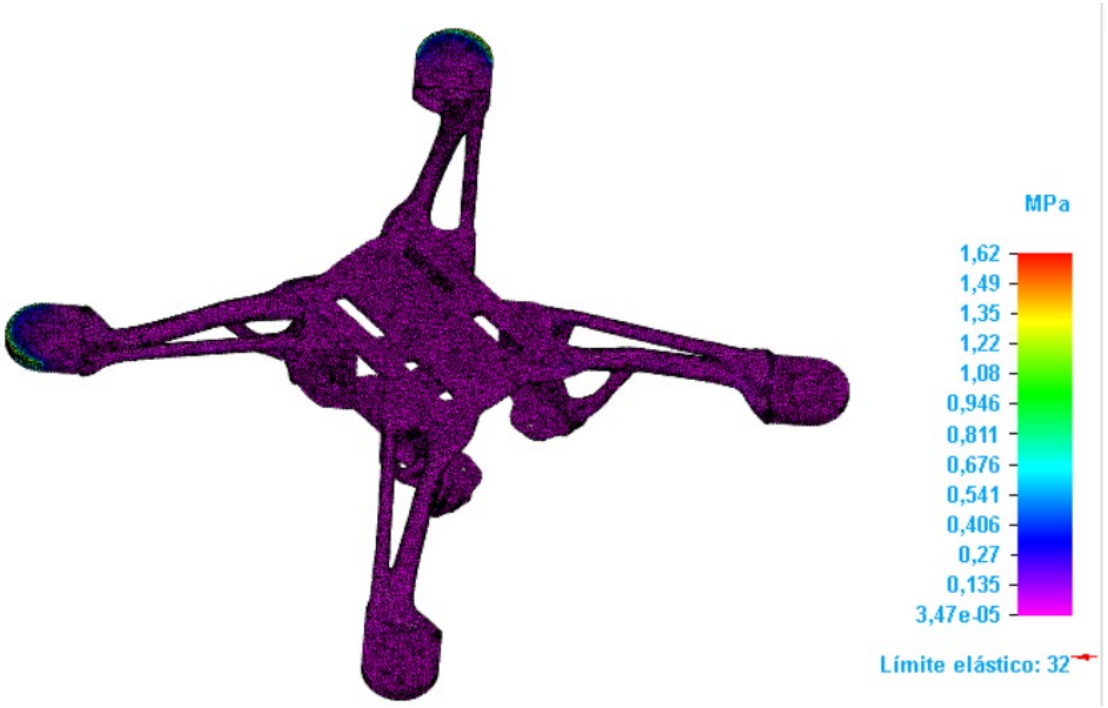


Figura 93: Modelo 3, iteración 3, impacto FEM

Además, se ha comprobado que al intentar continuar con una reducción más agresiva, el algoritmo elimina material en zonas críticas, generando una solución no viable desde el punto de vista funcional. Por tanto, esta iteración se establece como la solución final para el modelo 3.

4.6 COMPARACIÓN DE MODELOS Y SELECCIÓN DEL DISEÑO FINAL

En esta sección se comparan los tres modelos optimizados, destacando principalmente la masa final obtenida, así como aspectos relevantes de accesibilidad y optimización, para justificar la elección del diseño final.

El modelo 1 presenta una masa final relativamente alta en comparación con los otros modelos, debido a que se mantiene material alrededor de la estructura central que impide el

acceso interior necesario para instalar el controlador y otros componentes. Aunque la estructura es resistente, el peso es elevado y limita las posibilidades de reducción adicional.

El modelo 2 logra una reducción de peso considerable, con una masa final mucho más ligera que el modelo 1. Además, al contar con una estructura más definida desde el inicio, elimina los problemas de accesibilidad al interior de la estructura, haciendo viable la instalación de todos los componentes. Sin embargo, todavía se observan oportunidades para seguir aligerando especialmente las placas que alojan los componentes, que no están tan optimizadas como podrían estar.

El modelo 3 consigue la masa final más baja de los tres, gracias a una redefinición más precisa de las regiones preservadas y a una mayor agresividad en la eliminación de material, especialmente en las placas superior e inferior. Esta optimización adicional reduce aún más el peso sin comprometer la resistencia estructural, siendo la solución más eficiente y adaptada a los objetivos de ligereza del proyecto.

El diseño final escogido corresponde al modelo 3, tomando como referencia la última iteración optimizada con una masa final de 120 g. Esta iteración representa el mejor equilibrio entre reducción de masa y resistencia estructural, cumpliendo con los objetivos de optimización planteados y permitiendo una estructura ligera y funcional para el dron.

4.7 REFINAMIENTO DE LA GEOMETRÍA

Tras escoger el modelo final obtenido mediante optimización topológica, el siguiente paso consiste en refinar la geometría resultante para lograr una estructura más suave, homogénea y adecuada para su fabricación. Para ello, se emplea el software Altair Inspire, que incorpora herramientas avanzadas de modelado, entre ellas PolyNurbs, una técnica basada en superficies de subdivisión poligonal. Esta técnica permite transformar las geometrías optimizadas, que suelen presentar formas complejas o rugosas, en modelos 3D con superficies continuas y de alta calidad estética y funcional, facilitando así su posterior fabricación y ensamblaje.

El uso de Altair Inspire facilita la adaptación del diseño optimizado, mejorando su acabado sin sacrificar las propiedades estructurales alcanzadas en las fases anteriores. Este refinamiento es fundamental para equilibrar el rendimiento mecánico con la viabilidad práctica del componente.

Dentro de Altair Inspire, se utiliza la herramienta "Ajustar", Figura 94, que permite suavizar y corregir detalles de la geometría refinada para optimizar su acabado y mantener la integridad estructural del diseño.

Figura 94: Herramienta de ajustar en Altair Inspire

En la Figura 95 y Figura 96 se muestran las distintas vistas de la pieza final tras este proceso de refinamiento, evidenciando una geometría más fluida y lista para las siguientes fases.

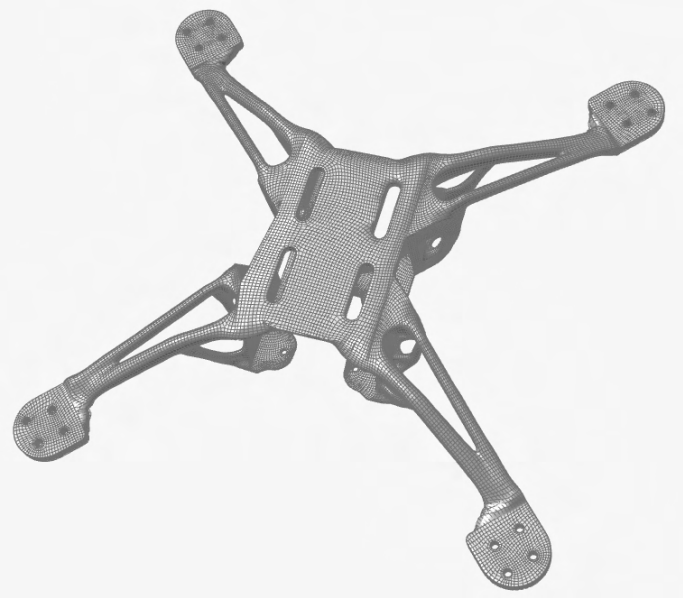


Figura 95: Vista superior modelo final refinado

Figura 96: Vista inferior modelo final refinado

Capítulo 5. FABRICACIÓN DEL MODELO

5.1 FABRICACIÓN DEL PROTOTIPO

Una vez finalizado el proceso de diseño y refinamiento del modelo 3D, se procede a la preparación para su fabricación mediante impresión 3D. Para ello, el modelo debe ser exportado en un formato adecuado para los programas de preparación de impresión, siendo el más común el formato STL. Este tipo de archivo convierte las superficies del modelo en una malla de triángulos, lo que permite describir con precisión la geometría del objeto sin incluir información adicional como colores o materiales.

Durante la conversión a STL, es fundamental configurar adecuadamente los parámetros de exportación, ya que influyen directamente en la fidelidad de la geometría. En este caso, se ha empleado una tolerancia de conversión de 0,5 mm, que define la distancia máxima permitida entre la superficie real del modelo y la superficie triangulada del STL, y un ángulo plano de superficie de 1,00º, que determina cuánto debe cambiar la inclinación de la superficie para generar una nueva faceta. Con estos valores se busca un equilibrio entre precisión geométrica y un tamaño de archivo manejable para el software de impresión.

Como primer paso del proceso de validación física del diseño, se ha optado por la fabricación de un prototipo mediante tecnología SLA (estereolitografía), ver 2.4.1 Tecnologías principales. Esta técnica ofrece una excelente calidad superficial y una gran fidelidad dimensional, lo que permite detectar posibles errores de diseño o interferencias antes de proceder a una versión definitiva en un material más técnico. Además, al emplear una resina transparente, es posible evaluar visualmente el interior de algunas zonas críticas.

En la Figura 97 se muestra el modelo preparado en el software PreForm, con las estructuras de soporte generadas automáticamente para garantizar la estabilidad del modelo durante el proceso de curado por capas. Estas estructuras se imprimen junto con el modelo y serán retiradas tras el postprocesado.

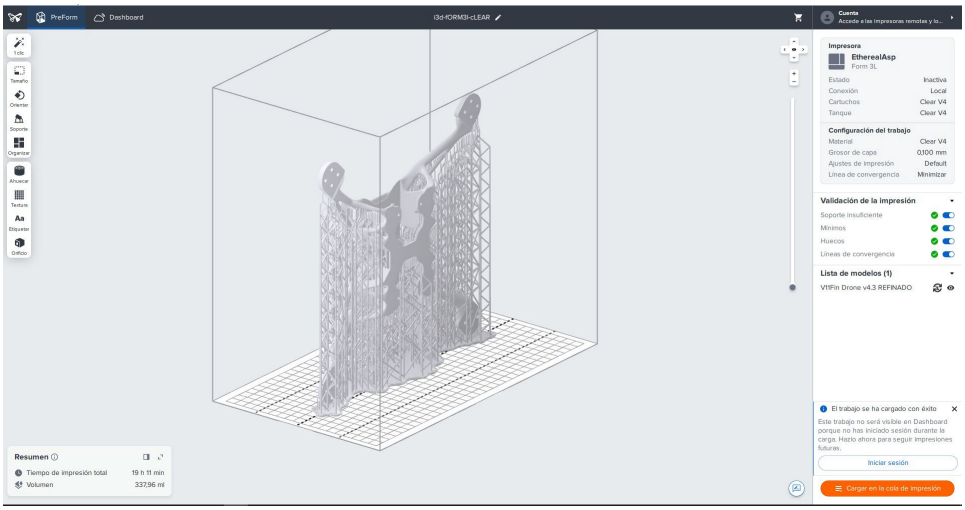


Figura 97: Prototipo en software PreForm

Una vez validado el archivo, el modelo se envía a impresión utilizando la impresora Formlabs Form 3L, Figura 98, con una altura de capa de 0,1 mm y una orientación optimizada para facilitar el acabado superficial y la retirada de soportes. En las siguientes imágenes se documenta el proceso completo de impresión, extracción del modelo y resultado final del prototipo impreso, Figura 99 y Figura 100.

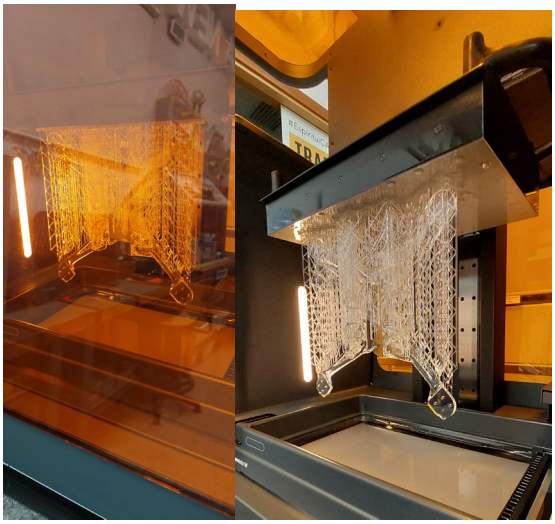


Figura 98: Impresión del prototipo en Formlabs Form 3L

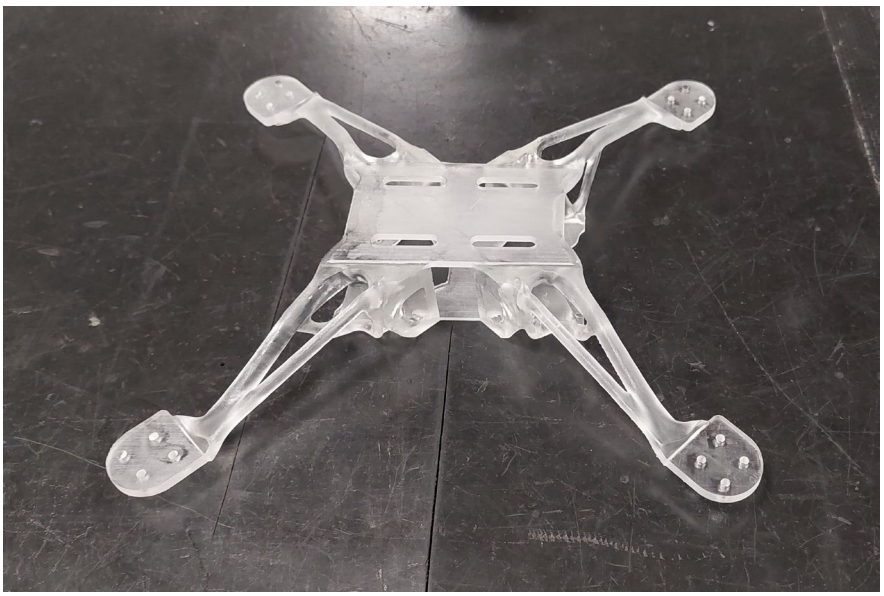


Figura 99: Vista superior prototipo

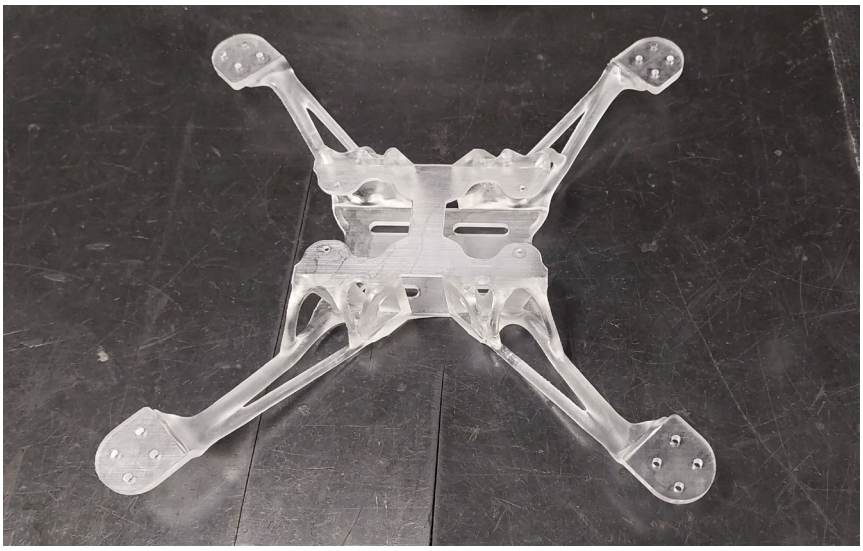


Figura 100: Vista inferior prototipo

Una vez impresa la estructura prototipo mediante tecnología SLA, se procedió al ensamblaje provisional del dron para comprobar la disposición y compatibilidad de todos los componentes. En las Figura 101 y Figura 102 se muestra el resultado de este montaje, en el que se aprecia la integración de los motores, hélices, controlador de vuelo y cableado general. Cabe señalar que en estas imágenes no se incluyen el sensor de altura ni la batería, ya que en el momento en que fueron tomadas, dichos componentes ya habían sido retirados

por los estudiantes responsables del TFG centrado en el sistema de control y software del dron. Aun así, las fotografías permiten visualizar de forma clara cómo la estructura prototipo cumple su función, sirviendo como base para el montaje completo y validación del diseño, así como para identificar posibles mejoras que se integrarían posteriormente en el modelo final.

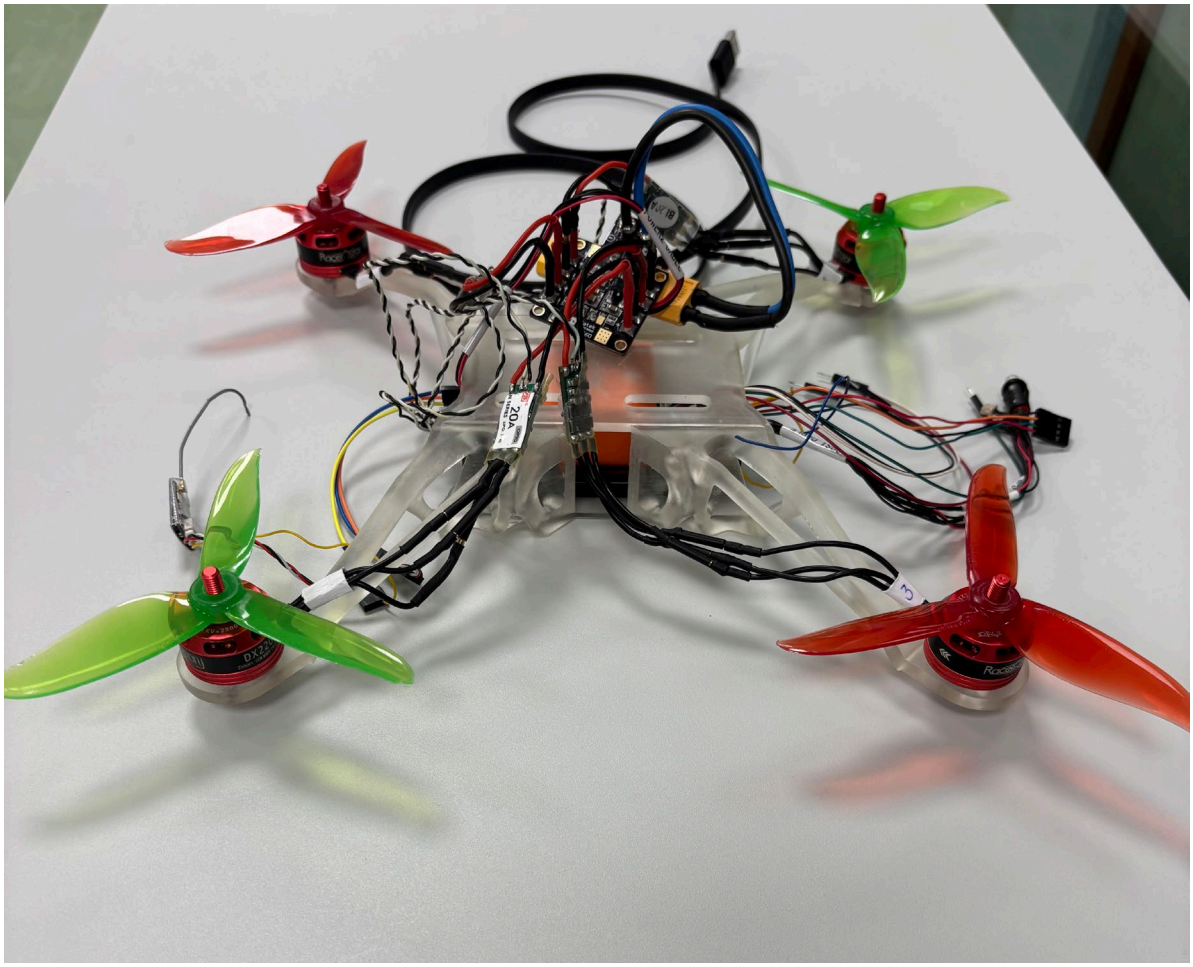


Figura 101: Montaje de los componentes en el prototipo, vista superior

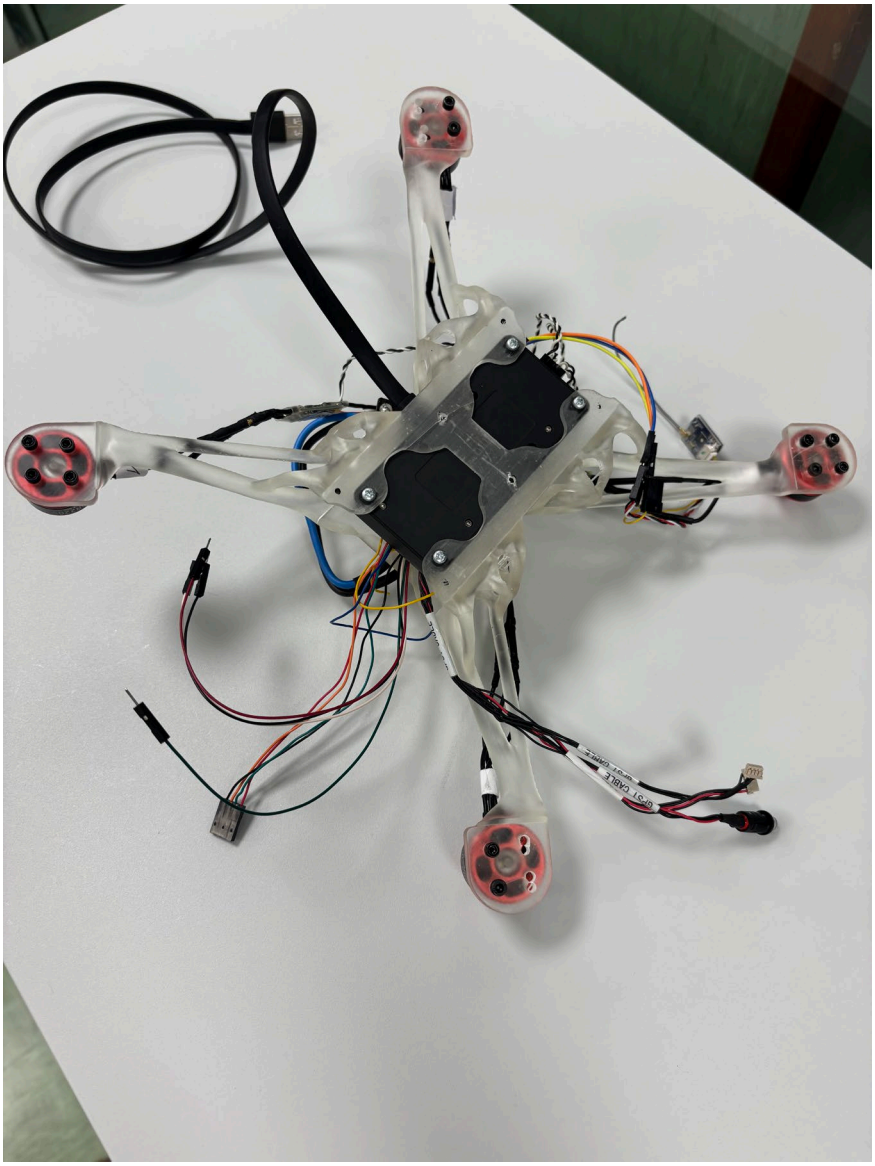


Figura 102: Montaje de los componentes en el prototipo, vista inferior

5.2 MEJORAS IMPLEMENTADAS TRAS EL PROTOTIPO

Una vez fabricado el primer prototipo mediante impresión 3D SLA, se procedió a realizar una verificación funcional de la estructura. Esta fase ha resultado especialmente valiosa gracias a la colaboración con los estudiantes que han estado realizando sus respectivos TFG en la parte de software y control del dron, quienes han sido los encargados de montar el sistema como parte de sus propios proyectos. Su experiencia directa al manipular físicamente

el modelo e integrar los distintos componentes electrónicos ha permitido identificar aspectos de mejora que no habían sido detectados únicamente a partir del análisis CAD.

El primer punto crítico se ha relacionado con la ubicación del sensor de altura. En el diseño original, al colocar el dron sobre una superficie plana, el sensor quedaba en contacto directo con el suelo, lo que generaba un riesgo claro de daño durante fases de reposo o almacenamiento. Para resolver este inconveniente, se ha rediseñado la parte inferior de la estructura, incorporando unas patas que elevan ligeramente el chasis. Gracias a esta modificación, el sensor queda suspendido respecto al plano de apoyo, eliminando la necesidad de desmontarlo entre usos para su protección.

El segundo aspecto que se ha modificado ha sido el sistema de fijación del propio sensor. Inicialmente, se había previsto adherirlo mediante algún tipo de adhesivo estructural, pero durante el montaje se ha optado por una solución más práctica basada en un sistema de fijación mecánica. Para ello, se ha ajustado la geometría del modelo para incluir orificios de paso que permiten atornillar el sensor directamente a la estructura. Esta mejora facilita tanto el montaje como el desmontaje, y asegura una sujeción firme y precisa.

Ambas modificaciones se han integrado en el modelo 3D final, que ya incorpora tanto las patas protectoras como los nuevos puntos de anclaje para el sensor. En la Figura 103 y Figura 104 se muestra esta versión definitiva del diseño con todas las mejoras incorporadas. A su vez, en la Figura 105 puede observarse el resultado tras realizar el refinamiento de la geometría previo a la fabricación final.

Figura 103: Vista superior, modelo final

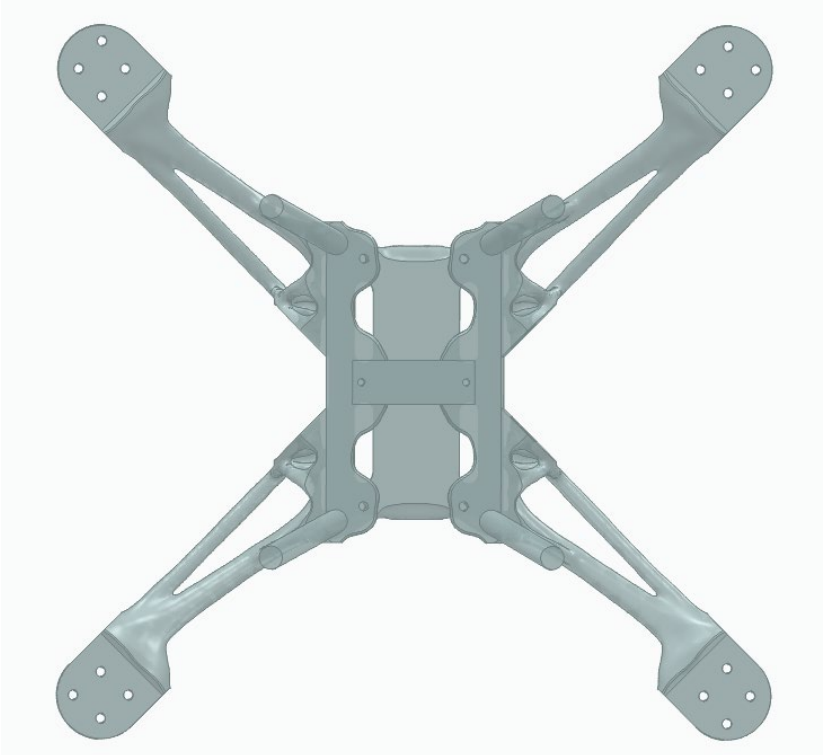


Figura 104: Vista inferior, modelo final

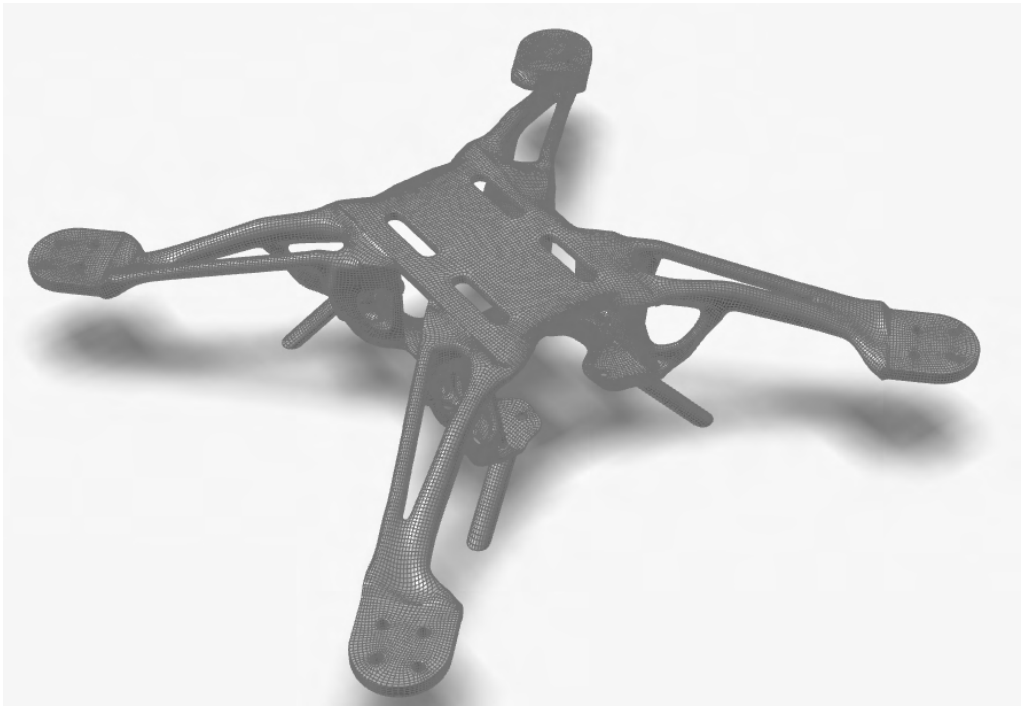


Figura 105: Modelo final refinado

5.3 IMPRESIÓN DE LA ESTRUCTURA FINAL

Una vez definidas todas las modificaciones necesarias tras la validación del prototipo, se procedió a preparar la versión final de la estructura para su fabricación mediante impresión 3D. Dado el volumen de la pieza y la necesidad de obtener un resultado mecánicamente resistente y estéticamente limpio, se optó por la tecnología MJF (ver 2.4.1 Tecnologías principales), utilizando la impresora HP Jet Fusion 580 y material PA12.

En primer lugar, la Figura 106 muestra la organización del modelo en la pestaña de preparación del software Autodesk Netfabb, empleado para la disposición de todas las piezas que se fabricarían en esa tanda. En dicha imagen puede observarse cómo la estructura del dron, representada en color naranja, ha sido integrada junto a piezas de otros proyectos, lo que permite aprovechar de forma eficiente el volumen disponible en la bandeja de impresión. Esta estrategia colaborativa resulta especialmente útil para reducir el coste individual de fabricación, al repartir los recursos de impresión entre varios usuarios. La pieza del dron se

ha posicionado cuidadosamente para garantizar su estabilidad durante la fabricación y evitar interferencias con otras geometrías.

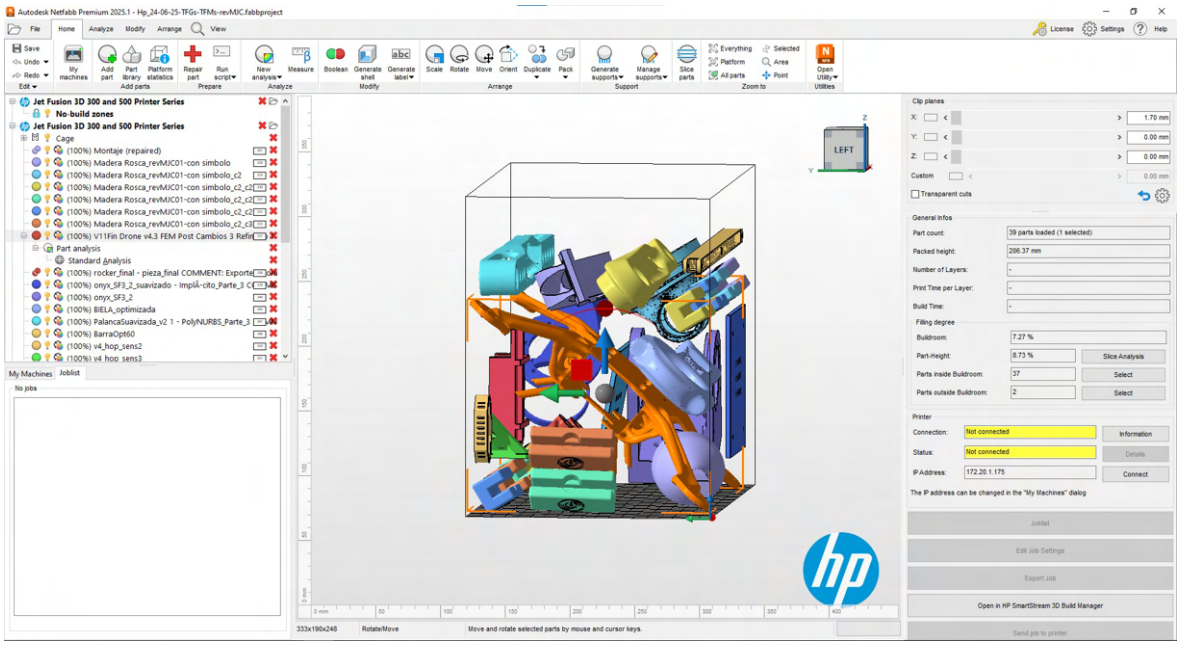


Figura 106: Software Netfab, impresión modelo en HP 580

La Figura 107 recoge la visualización del modelo final dentro del entorno de análisis del mismo software, donde se detallan sus dimensiones exactas y propiedades geométricas. El volumen de material sólido se ha calculado en 107,14 cm³ y la superficie total alcanza los 672,02 cm². Según el análisis geométrico mostrado en el programa, la malla se encuentra cerrada y correctamente orientada, sin elementos conflictivos detectados. Esta verificación resulta clave para confirmar la viabilidad de la impresión y sirve además como referencia para futuras estimaciones de costes y material necesario.

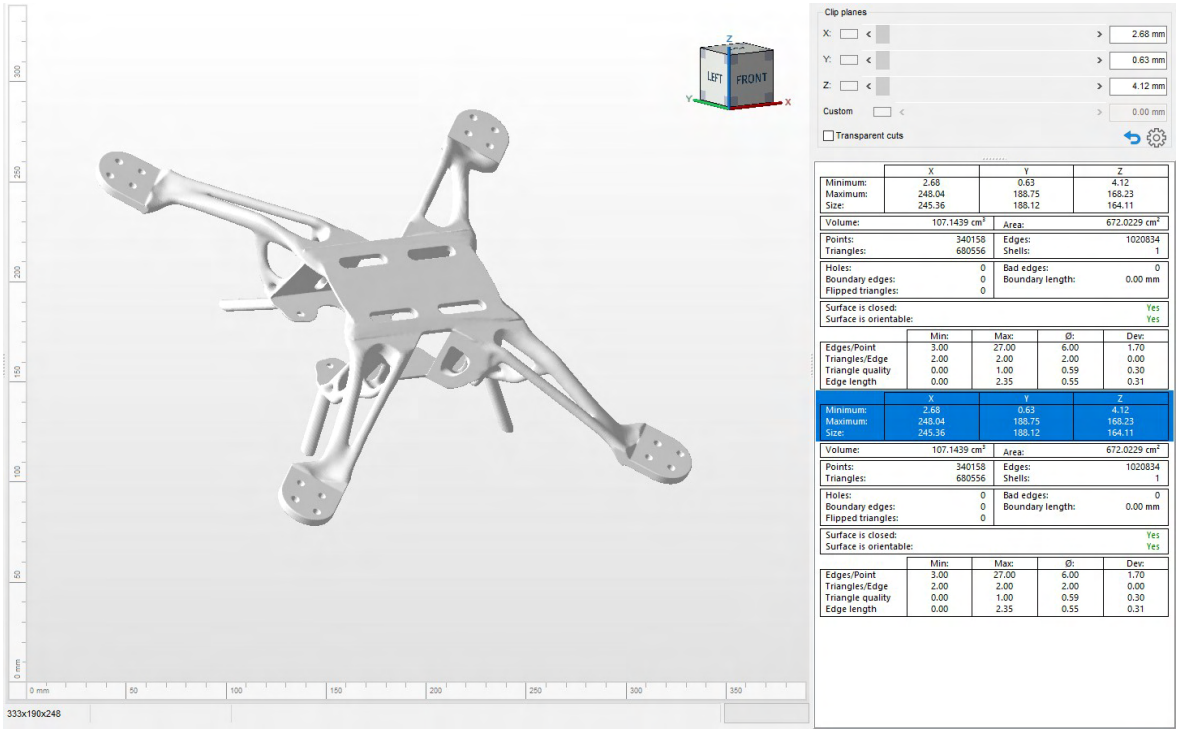


Figura 107: Datos estructura final dron en la impresión en HP 580

Por último, las Figura 108 y Figura 109 muestran respectivamente la vista superior e inferior de la estructura una vez fabricada. Se aprecia claramente el resultado final de la impresión en PA12, con una calidad de acabado uniforme y sin presencia de marcas por soportes o rebabas. Esto es posible gracias al funcionamiento de la tecnología HP MJF, en la que el propio lecho de polvo actúa como soporte durante el proceso de sinterizado, eliminando la necesidad de generar estructuras auxiliares o realizar limpiezas posteriores. Esta ventaja, unida a la precisión dimensional y la robustez del material, convierte al método en una opción muy adecuada para prototipos funcionales y piezas finales como la utilizada en este proyecto.

Figura 108: Estructura final, vista superior

Figura 109: Estructura final, vista inferior

Si bien la estructura definitiva ya ha sido fabricada y validada, no ha sido posible montar sobre ella el conjunto completo del dron, ya que los estudiantes responsables de los sistemas de control y electrónica dieron por finalizados sus respectivos TFG utilizando la versión prototipo. Aun así, la nueva estructura está completamente preparada para albergar todos los componentes, y se prevé que en el futuro pueda realizarse su montaje definitivo. De este modo, se dispondría de un dron totalmente funcional sobre una estructura optimizada, desarrollada específicamente para cumplir con los requisitos de diseño, rigidez y fabricación planteados en este trabajo.

Capítulo 6. ANÁLISIS DE RESULTADOS

En este capítulo se recogen y analizan los resultados más relevantes obtenidos a lo largo del proyecto. Por un lado, se valora la solución estructural alcanzada, tanto desde el punto de vista técnico como en lo referente al resultado final tras la fabricación. Por otro, se incluye un análisis del coste de fabricación del modelo, con una comparación entre distintas tecnologías de impresión y su adecuación en función del contexto y los objetivos del proyecto. Dado el enfoque del trabajo y el tipo de aplicación, en ningún caso se ha contemplado la fabricación metálica de la estructura, centrándose el estudio en tecnologías de impresión 3D accesibles y compatibles con este tipo de dron. Esta doble perspectiva permite obtener una visión completa del proceso y de las decisiones tomadas, así como valorar la viabilidad del modelo desde un enfoque funcional y económico.

6.1 EVALUACIÓN DEL MODELO E IMPRESIÓN FINAL

El modelo final obtenido es el resultado del proceso de diseño, optimización y refinamiento desarrollado a lo largo del proyecto. La estructura generada cumple con los requisitos definidos desde el inicio: ligereza, rigidez suficiente, integración de componentes y viabilidad de fabricación. Se trata de una única pieza que combina zonas de fijación, pasos de cableado y espacio interior, manteniendo una distribución de material eficiente y compatible con impresión 3D.

Los análisis por elementos finitos indican que el caso más desfavorable es el impacto, donde se alcanza una tensión máxima de 1.62 MPa. Aunque el valor de carga en este caso depende del intervalo de frenado estimado, se ha aplicado un enfoque conservador para simular un escenario exigente. Aun así, las tensiones están muy por debajo del límite elástico del PA12 (32 MPa), por lo que no se esperan daños ni deformaciones permanentes.

La pieza final se ha fabricado mediante tecnología HP Multi Jet Fusion. Tiene un volumen de 107.14 cm^3 y una masa de 120 gramos. El acabado superficial es limpio y uniforme, y el nivel de detalle es adecuado para la función prevista, incluyendo zonas críticas como los anclajes o los alojamientos del sensor y los motores. Además, no se han requerido estructuras de soporte ni procesos de limpieza posteriores, lo que facilita el flujo de fabricación.

El conjunto de componentes del dron tiene una masa aproximada de 350 gramos. Al sumar la estructura impresa, el total (470g), se mantiene muy por debajo del límite de 900 gramos para la categoría C1, dejando margen suficiente para incorporar elementos adicionales como protecciones, ganchos o una jaula perimetral.

El modelo final cumple con los criterios principales del proyecto: es ligero, resistente, funcional y listo para ser utilizado como estructura en un dron completo.

6.2 ANÁLISIS DE COSTES

La estructura desarrollada en este proyecto presenta una geometría compleja, generada a través de técnicas de optimización y diseño generativo. Este tipo de formas, poco convencionales y difíciles de conseguir con métodos tradicionales, encajan especialmente bien con las capacidades de la fabricación aditiva. Por ello, la impresión 3D se plantea como la opción más adecuada, tanto por su capacidad para reproducir la geometría como por su flexibilidad a la hora de trabajar con volúmenes bajos y diseños personalizados. En este contexto, no se contempla la fabricación metálica, ya que no aportaría ventajas relevantes para este caso concreto y supondría una complejidad innecesaria. Todo el análisis de costes se ha centrado, por tanto, en tecnologías de impresión 3D.

A la hora de fabricar una pieza mediante impresión 3D, el análisis de costes no se limita al precio del material o al tiempo de impresión. Es necesario tener en cuenta una serie de factores adicionales que influyen directamente en la decisión final, como la preparación previa, el postprocesado, el mantenimiento del equipo o el trabajo del operario. Por eso es

importante contar con una visión completa y realista si se quiere valorar la viabilidad de producir este tipo de piezas de manera repetida.

Frente a los métodos tradicionales, la impresión 3D presenta una ventaja clara: permite fabricar piezas sin costes iniciales elevados, como moldes o utillajes. Esto la convierte en una herramienta muy útil para proyectos con pocas unidades, ciclos de desarrollo cortos o geometrías complejas. Aunque el coste por unidad puede ser algo superior, la ausencia de costes fijos hace que, en muchos casos, sea una opción más rentable, especialmente cuando se trabaja con diseños personalizados o series cortas. Esta diferencia suele representarse en curvas como la de la Figura 110, donde se compara la evolución del coste por unidad entre fabricación aditiva y métodos tradicionales.

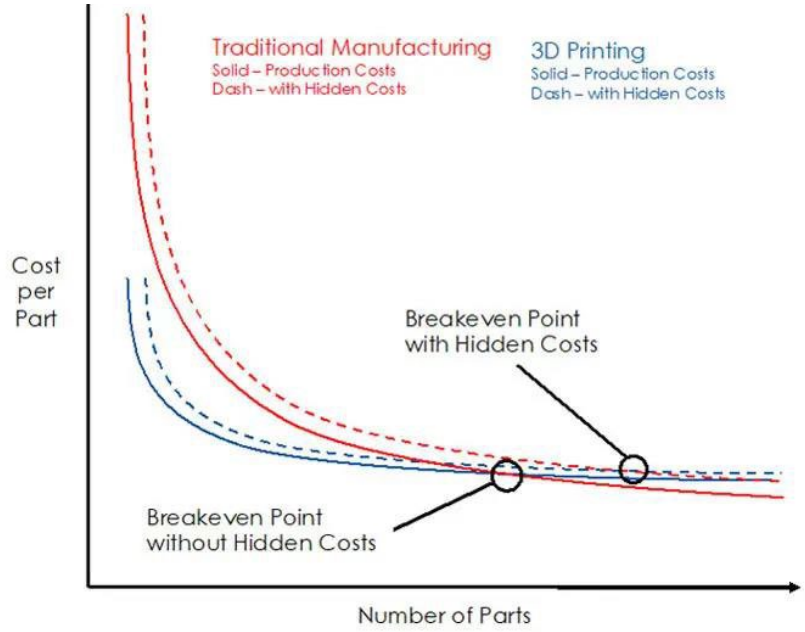


Figura 110: Costes impresión 3D vs fabricación convencional

En el caso concreto de este proyecto, el análisis de costes se centra en la fabricación del modelo final optimizado. Este diseño no parte de un modelo comercial, sino que ha sido generado específicamente para cumplir con una serie de requisitos definidos al inicio del trabajo. A partir de un modelo inicial propuesto como referencia volumétrica, se ha ido iterando hasta obtener una versión final adaptada a las cargas, restricciones de impresión y

montaje. Por tanto, no tiene sentido realizar una comparativa económica con ese modelo inicial, ya que no estaba pensado para ser fabricado.

Este análisis permite valorar las distintas opciones de impresión desde una perspectiva comparativa, tomando como referencia el modelo final desarrollado. Evaluar tanto el coste como la viabilidad de fabricación con cada tecnología resulta especialmente útil si se contempla la posibilidad de reproducir el diseño, adaptarlo a otros entornos o integrarlo en procesos más amplios. Además, ayuda a entender mejor las implicaciones de cada alternativa en términos de preparación, ejecución y resultado final.

6.2.1 PRUSA I3KS – MK3S+ (FDM)

En primer lugar, se coloca el modelo final en el software Ultimaker Cura con el objetivo de evaluar su viabilidad de impresión en la impresora Prusa i3 Mk3s. Como se aprecia en la Figura 111, la geometría supera las dimensiones máximas del volumen de impresión disponible, por lo que no es posible fabricarlo en una sola pieza con esta máquina. Al no ser viable su impresión, no se ha procedido al cálculo de costes para esta opción.

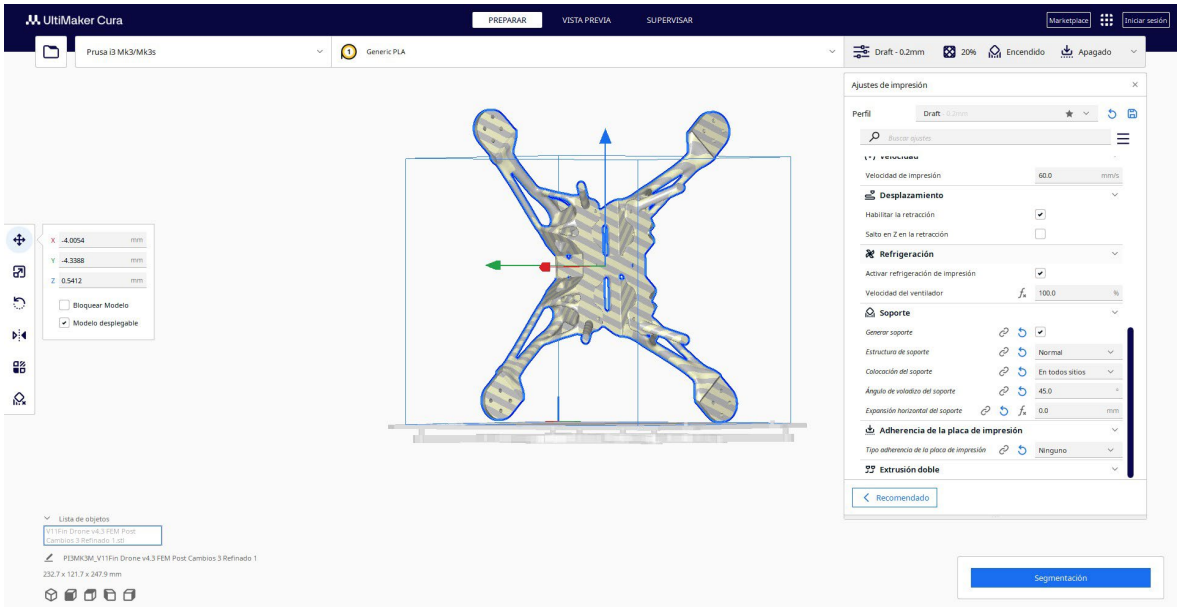


Figura 111: Modelo final en el Ultimaker Cura

6.2.2 DT600 (FDM)

En primer lugar, se ha colocado el modelo final en el software de laminado correspondiente, en este caso Simplify3D, para comprobar su viabilidad de impresión. Como se muestra en la Figura 112, la pieza encaja correctamente dentro del volumen de trabajo de la impresora, por lo que puede fabricarse sin necesidad de modificar la orientación ni dividir la geometría. En esta configuración se generan una cantidad considerable de soportes, necesarios especialmente en la zona central, lo que afecta ligeramente al aprovechamiento del material y al tiempo de impresión.

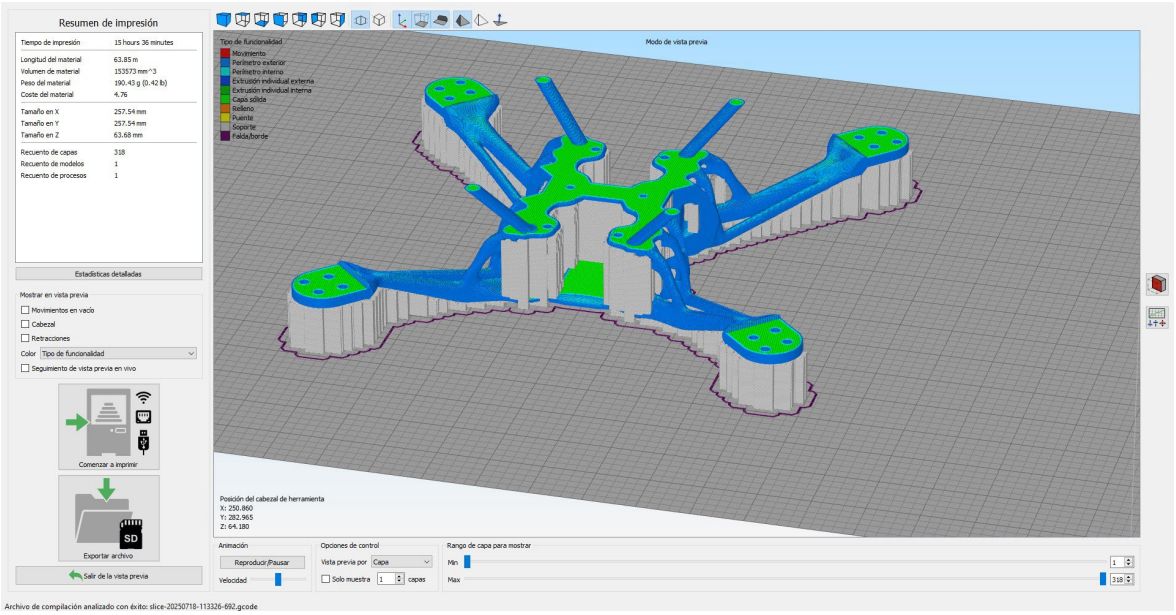


Figura 112: Modelo final en Simplify3D

El tiempo estimado de impresión es de 15 horas y 36 minutos, al que se suma aproximadamente una hora adicional para el proceso de limpieza. En la Figura 113 se recoge el análisis de costes asociado a esta tecnología, partiendo de las condiciones de impresión establecidas. El coste total asciende a 109,82 €, incluyendo el material, el uso de máquina y el tiempo dedicado por el técnico. Esta opción se presenta como una solución viable tanto por su coste ajustado como por la posibilidad de fabricar el modelo sin modificar su geometría original.

ANALISIS DE COSTES PARA PROTOTIPADO DE PIEZAS EN IMPRESORA 3D -FDM		
DATOS AMORTIZACIÓN MÁQUINA		
Precio máquina (€)	38,750	
Coste mantenimiento anual (€)	3,875	
Años de amortización	5	
Amortización (h/año) - 223 días-año / 12 horas-día	2676	
Precio Hora máquina-amortización (€/h)	**3.76**	
Precio Hora venta-público (€/h)	**5.65**	
DATOS COSTE MATERIAL		
Coste material modelo: (€/kg)	20.00	
Coste material soporte: (€/kg)	20.00	
DATOS COSTE TÉCNICO ANALISTA		
Coste técnico analista del modelo - inc. desmoldeo (€/h)	20	
PIEZA DRON - Orientación HORIZONTAL		
CONCEPTOS PRESUPUESTADOS	Opción Solido	ostes parciale
Material modelo (g)	153.57	3.07 €/ud
Soporte modelo (g)	0.00	0.00 €/ud
Tiempo modelo (h)	15.36	86.74 €/ud
Tiempo técnico-analista (h)	1.00	20.00 €
Cantidad de piezas	1.00	
Coste unitario (€) en ICAI + IVA	**109.82 €/Ud**	
Coste total (€) en ICAI + IVA	**109.82 €**	

Figura 113: Costes impresión en DT600 – FDM

6.2.3 HP 580C (MJF)

El modelo final se ha colocado en el software Netfabb junto a otras piezas destinadas a la misma tirada de fabricación. Aun así, encaja perfectamente dentro del volumen de impresión de la HP Jet Fusion 580, sin necesidad de rediseñar ni dividir la geometría, lo que permite fabricar el modelo completo en una única operación, tal y como se muestra en la Figura 114.

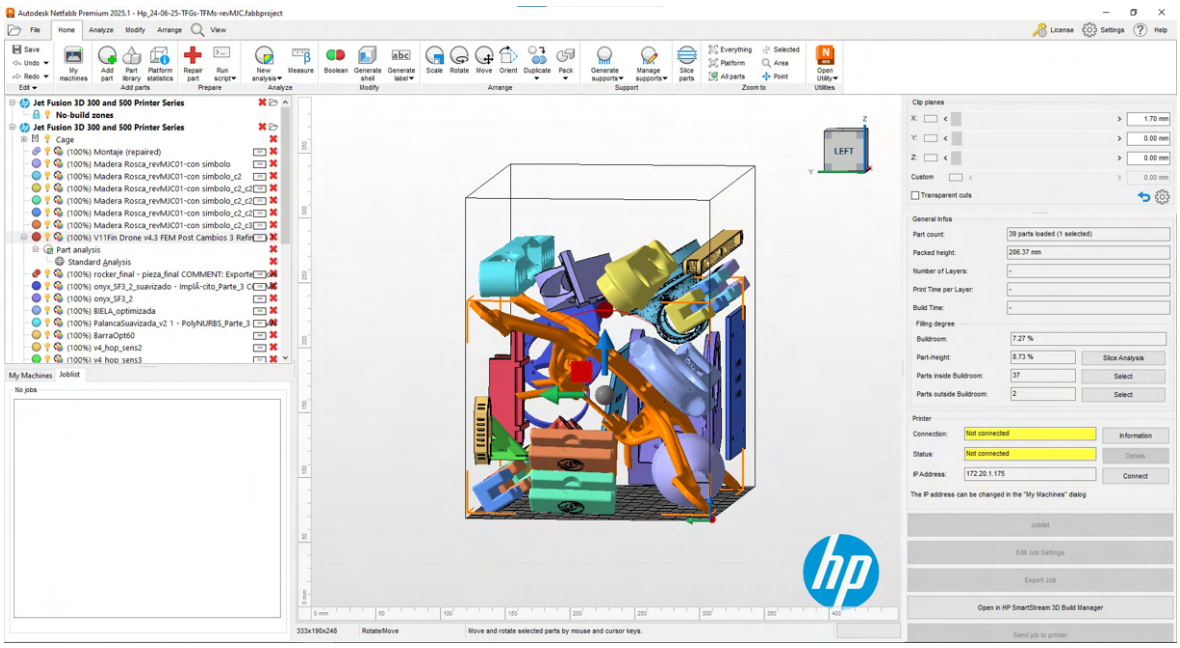


Figura 114: Modelo final (naranja) en Netfabb

El tiempo estimado de impresión para todo el conjunto es de aproximadamente 11 horas, y el modelo no requiere apenas tareas de postprocesado. La retirada del polvo es rápida y no se generan soportes, lo que simplifica notablemente el proceso. En la Figura 115 se recoge el análisis de costes, con un valor total de 162,52 €. Aunque se trata de un coste más elevado, se compensa por la calidad de la pieza obtenida, la fiabilidad del proceso y la facilidad con la que se lleva a cabo la impresión.

ANALISIS DE COSTES PARA PROTOTIPADO DE PIEZAS EN IMPRESORA 3D -HP 580	
DATOS AMORTIZACIÓN MÁQUINA	
Precio máquina (€)	80,000
Coste mantenimiento anual (€)	8,000
Años de amortización	5
Días impresión/año	249
Impresiones/día	0.5
Precio impresión (€)	**196.71**
Precio Impresión venta-público (€)	**196.71**
DATOS COSTE MATERIAL	
Coste material: (€/kg)	130.00
Coste material: (€/cc)	0.14
Volumen Total (cc)	1560.00
Densidad de Empaquetado	9.66%
DATOS COSTE TÉCNICO ANALISTA	
Coste técnico analista del modelo - inc. limpieza (€/h)	20

PIEZA DRON - Orientación HORIZONTAL		
CONCEPTOS PRESUPUESTADOS	Opción Solido	Costes parciales
Material modelo (cc)	107.14	14.66 €/ud
Impresión	-	139.86 €/ud
Tiempo técnico-analista (h)	0.20	4.00 €/ud
Tiempo Limpieza (h)	0.20	4.00 €/ud
Cantidad de piezas	1.00	
Coste unitario (€) en ICAI + IVA	**162.52 €/Ud**	
Coste total (€) en ICAI + IVA	**162.52 €**	

Figura 115: Costes impresión en HP 580C – MJF

6.2.4 FORMLABS -FORM 3L (SLA)

En este caso, el modelo se ha preparado en el software PreForm, orientándolo de forma vertical para asegurar que encaje dentro del volumen de impresión disponible. Tal y como se muestra en la Figura 116, esta orientación hace necesario el uso de una cantidad considerable de soportes, lo que incrementa tanto el tiempo de fabricación como el volumen total de material requerido. Aun así, la impresión es completamente viable con esta configuración.

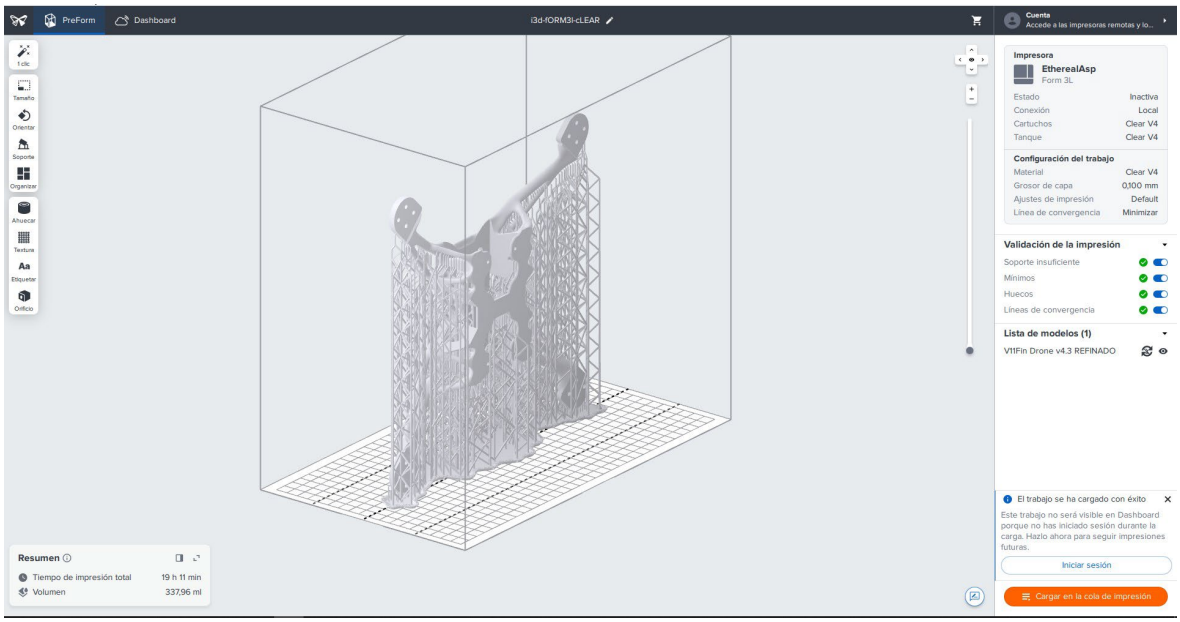


Figura 116: Modelo final en Preform

El proceso completo requiere 19 horas y 11 minutos, con un volumen total de 337,96 cc de resina Clear V4. El coste total estimado, mostrado en la Figura 117, asciende a 139,06 €. Este valor incluye tanto el tiempo de impresión como el coste del material y una hora adicional para las tareas de limpieza y posprocesado, necesarias en este tipo de tecnologías. A pesar del mayor tiempo y consumo de material, esta opción permite obtener una alta calidad superficial y buena resolución de detalle.

COMILLAS UNIVERSIDAD PONTIFICIA ICAI

ANALISIS DE COSTES PARA PROTOTIPADO DE PIEZAS EN IMPRESORA 3D -SLA		
DATOS AMORTIZACIÓN MÁQUINA		
Precio máquina (€)	20,000	
Coste mantenimiento anual (€)	2,000	
Años de amortización	5	
Amortización (h/año) - 223 días-año / 12 horas-día	2676	
Precio Hora máquina-amortización (€/h)	**1.94**	
Precio Hora venta-público (€/h)	**2.91**	
DATOS COSTE MATERIAL		
Coste material modelo: filamento abs (€/cc) (150€-950 cc)	0.16	
DATOS COSTE TÉCNICO ANALISTA		
Coste técnico analista del modelo - inc. desmoldeo (€/h)	20	
DATOS TÉCNICOS DE DEPOSICIÓN		
Tipo de modelo	***Malla***	***Sólido***
Tasa de deposicion (cc/h)	11	17.68
Precio hora máquina-deposición (€/h)		
PIEZA DRON - Orientación HORIZONTAL		
CONCEPTOS PRESUPUESTADOS	**Opción Solido**	**ostes parciale**
Material modelo (cc)	337.96	53.36 €/ud
Soporte modelo (cc)	0.00	0.00 €/ud
Tiempo modelo (h)	19.11	55.70 €/ud
Piezas por bandeja (ud)	1.00	0.00 €/ud
Tiempo técnico-analista (h)	1.50	30.00 €
Cantidad de piezas	1.00	
Coste unitario (€) en ICAI + IVA	**139.06 €/Ud**	
Coste total (€) en ICAI + IVA	**139.06 €**	

Figura 117: Costes de impresión en Form3l – SLA

6.2.5 MARKFORGED X7

En este caso, el modelo se ha configurado en el software Eiger, orientándolo en horizontal para ajustarse a las dimensiones máximas de impresión. Como se observa en la Figura 118, la pieza encaja correctamente en el volumen de trabajo, lo que permite su fabricación sin necesidad de modificar la geometría o dividir el modelo.

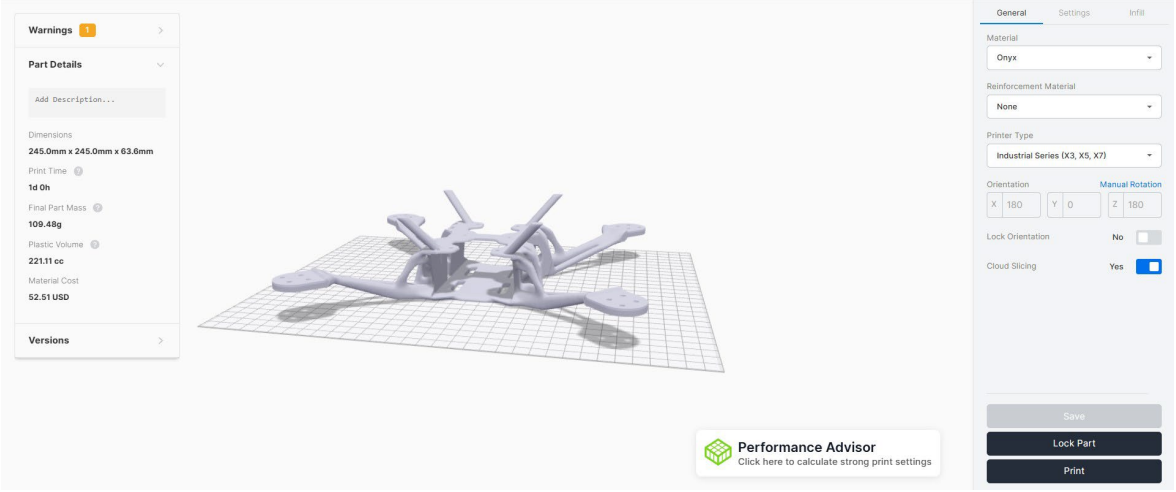


Figura 118: Modelo final en Eiger

El tiempo estimado de impresión es de 24 horas. Esta tecnología permite trabajar con Onyx, un material compuesto a base de nylon que proporciona una mayor calidad superficial y mejores propiedades mecánicas. En cuanto al coste, reflejado en la Figura 119, el precio total por unidad asciende a 343,74 €, siendo el más elevado entre las opciones evaluadas. Este importe contempla tanto el consumo de material como el tiempo de impresión y la intervención técnica necesaria. Aunque el coste es alto, puede estar justificado en aplicaciones que requieran máxima resistencia y durabilidad.

ANALISIS DE COSTES PARA PROTOTIPADO DE PIEZAS EN IMPRESORA 3D - CRF		
DATOS AMORTIZACIÓN MÁQUINA		
Precio máquina (€)	66,000	
Coste mantenimiento anual (€)	6,600	
Años de amortización	5	
Amortización (h/año) - 223 días-año / 12 horas-día	2000	
Precio Hora máquina-amortización (€/h)	**8.58**	
Precio Hora venta-público (€/h)	**8.58**	
DATOS COSTE MATERIAL		
Coste material modelo: filamento abs (€/cc) (141 €-950 cc)	0.15	
Densidad de Empaquetado (%)	40.00	
Precio Bandeja (€/bandeja)	100.00	
DATOS COSTE TÉCNICO ANALISTA		
Coste técnico analista del modelo - inc. desmoldeo (€/h)	20	
DATOS TÉCNICOS DE DEPOSICIÓN		
Tipo de modelo	***Malla***	***Sólido***
Tasa de deposicion (cc/h)	9.213	9.213
Precio hora máquina-deposición (€/h)	1.367	1.367

PIEZA DRON - Orientación HORIZONTAL		
CONCEPTOS PRESUPUESTADOS	**Opción Solido**	**ostes parcial**
Material modelo (cc)	221.11	32.82 €/ud
Soporte modelo (cc)	0.00	0.00 €/ud
Tiempo modelo (h)	24.00	205.92 €/ud
Piezas por bandeja (ud)	1.00	100.00 €/ud
Tiempo técnico-analista (h)	0.25	5.00 €
Cantidad de piezas	1.00	
Coste unitario (€) en ICAI + IVA	**343.74 €/Ud**	
Coste total (€) en ICAI + IVA	**343.74 €**	

Figura 119: Costes de impresión en Markforged X7 – CRF

6.2.6 COMPARATIVA FINAL

De las tecnologías analizadas, la opción que ofrece un mejor equilibrio entre calidad, tiempo y coste es la impresión mediante MJF. Esta alternativa destaca por su excelente calidad superficial, sin necesidad de posprocesado manual, y por mantener un coste razonable en

relación con sus prestaciones. Además, el tiempo de impresión total para una bandeja completa es relativamente bajo, lo que la hace especialmente atractiva en entornos donde se valore la eficiencia de producción y la repetibilidad.

La tecnología SLA también se posiciona como una opción muy competitiva, ofreciendo un acabado visual excelente y una alta resolución. Aunque requiere un mayor número de soportes y un tiempo de impresión superior, sigue destacando frente a opciones como FDM por la calidad de sus resultados. En términos de coste, se encuentra en una franja intermedia, siendo una alternativa muy válida cuando se desea obtener una pieza precisa y con buen aspecto sin recurrir a las opciones más avanzadas.

La impresión mediante FDM representa la solución más económica. Aunque su calidad superficial y precisión son más limitadas, permite validar el diseño estructural y generar piezas funcionales a bajo coste. Su facilidad de uso y bajo requerimiento técnico la convierten en una herramienta adecuada para prototipado rápido o fases tempranas de desarrollo. Sin embargo, en este caso se requiere una gran cantidad de material de soporte, siendo necesario invertir más de una hora por pieza en retirarlo tras la impresión.

Por último, la tecnología CRF, que emplea Onyx, ofrece los mejores resultados en cuanto a propiedades mecánicas y calidad técnica. Sin embargo, su alto coste y el tiempo de impresión prolongado no se justifican en este caso. Tal como se ha demostrado en las simulaciones estructurales, el modelo impreso en PA12 ya proporciona un margen de seguridad muy amplio, por lo que no es necesario recurrir a un material más avanzado. En este contexto, la tecnología CRF no aporta beneficios significativos frente al resto de opciones evaluadas.

Por tanto, el análisis de costes y tecnologías ha permitido confirmar que el modelo final no solo responde bien a nivel estructural, sino que también puede fabricarse de forma eficiente. Existen varias opciones viables de impresión 3D que permiten reproducir el diseño con buena calidad y a costes razonables, siendo MJF y SLA las que ofrecen un mejor equilibrio entre calidad, tiempo y precio. Esto refuerza el valor práctico del modelo y su potencial para aplicarse en contextos reales con mínimos ajustes o conectores adicionales si fueran necesarios.

Capítulo 7. CONCLUSIONES Y TRABAJOS FUTUROS

El presente trabajo ha alcanzado los objetivos planteados al inicio del proyecto, centrados en el diseño y optimización topológica de la estructura de un dron utilizando criterios de diseño generativo. El resultado ha sido una estructura ligera, resistente y fabricable, adaptada a las limitaciones normativas y técnicas establecidas.

Se ha cumplido con el objetivo principal, desarrollando un diseño que maximiza la eficiencia estructural, reduciendo significativamente el peso sin comprometer la resistencia. En cuanto a los objetivos específicos, se planteaba lograr una reducción del peso estructural de al menos un 30 % y mantenerse por debajo del umbral de 300 gramos para cumplir con la normativa de la clase C1. El resultado final ha superado ampliamente ambas metas, alcanzando una reducción del 73 % respecto a los modelos iniciales y obteniendo una estructura con un peso de solo 120 gramos. Esto garantiza un amplio margen incluso considerando los 350 gramos de los componentes electrónicos, y permite incorporar elementos adicionales si fuese necesario.

La validación estructural mediante simulaciones FEM ha confirmado que el modelo soporta sin problemas las condiciones de carga más desfavorables, con una tensión máxima de 1,62 MPa en el caso de impacto, muy por debajo del límite elástico del material utilizado (32 MPa). Por tanto, se garantiza la integridad de la estructura durante su uso.

En cuanto a la fabricación, se ha impreso el modelo final mediante tecnología MJF. Aunque el montaje de los componentes sobre esta estructura final aún no se ha realizado, sí se ha podido completar esta integración sobre el prototipo inicial, permitiendo contar con un dron funcional y operativo. El diseño final está preparado para realizar este montaje en cualquier momento, completando así el sistema completo.

Desde el punto de vista medioambiental, el uso de impresión 3D ha permitido reducir el desperdicio de material frente a otras técnicas más tradicionales, y la disminución del peso contribuye a mejorar la eficiencia energética del dron durante su funcionamiento.

Como trabajos futuros, queda pendiente realizar el montaje definitivo de los componentes sobre la estructura optimizada, lo que permitiría disponer de una versión final completamente funcional y representativa del diseño planteado. Además, gracias al margen de peso disponible y a la flexibilidad de la impresión 3D, se abre la puerta a posibles adaptaciones futuras, como la incorporación de una jaula antichoque, ganchos de transporte u otros accesorios, ajustando el diseño de forma rápida y sencilla según las necesidades de uso.

En definitiva, este proyecto ha demostrado el potencial de aplicar técnicas de optimización topológica combinadas con criterios de diseño generativo al desarrollo de drones, logrando una estructura ligera, resistente y fabricable. El modelo final no solo cumple con los requisitos técnicos y normativos, sino que también sienta las bases para seguir explorando nuevas configuraciones estructurales adaptadas a distintos entornos, cargas o funcionalidades. La metodología seguida, junto con las herramientas utilizadas, abre la puerta a un amplio abanico de posibilidades en el diseño de sistemas más eficientes, personalizables y sostenibles, consolidando así una línea de trabajo prometedora en el campo de la ingeniería aplicada a los drones.

Capítulo 8. BIBLIOGRAFÍA

[1] S. A. H. Mohsan, M. A. Khan, F. Noor, I. Ullah, y M. H. Alsharif, «Towards the Unmanned Aerial Vehicles (UAVs): A Comprehensive Review», *Drones*, vol. 6, n.º 6, Art. n.º 6, jun. 2022, doi: 10.3390/drones6060147.

[2] M. Ballester, «Requisitos de certificación para drones C1», EU Drone Port™ EU. [En línea]. Disponible en: https://eudroneport.com/blog/certification-requirements-c1-drones/

[3] B. L. Seregi y P. Ficzere, «Weight Reduction of a Drone Using Generative Design», *Hungarian Journal of Industry and Chemistry*, vol. 49, pp. 19-22, feb. 2022, doi: 10.33927/hjic-2021-16.

[4] P. Yao, K. Zhou, Y. Lin, y Y. Tang, «Light-Weight Topological Optimization for Upper Arm of an Industrial Welding Robot», *Metals*, vol. 9, n.º 9, Art. n.º 9, sep. 2019, doi: 10.3390/met9091020.

[5] J. Logo y H. Ismail, «Milestones in the 150-Year history of topology optimization: A review», 2020, doi: 10.24423/cames.296.

[6] L. Barbieri y M. Muzzupappa, «Performance-Driven Engineering Design Approaches Based on Generative Design and Topology Optimization Tools: A Comparative Study», *Applied Sciences*, vol. 12, n.º 4, Art. n.º 4, ene. 2022, doi: 10.3390/app12042106.

[7] E. Tyflopoulos, D. Flem, M. Steinert, y A. Olsen, *State of the art of generative design and topology optimization and potential research needs*. 2018.

[8] R. Wang, X. Zhang, B. Zhu, Z. Hongchuan, B. Chen, y H. Wang, «Topology optimization of a cable-driven soft robotic gripper», *Structural and Multidisciplinary Optimization*, vol. 62, nov. 2020, doi: 10.1007/s00158-020-02619-y.

[9] C. Zhuang, «A Brief Introduction to Topology Optimization», Chao ZHUANG. Accedido: 5 de noviembre de 2024. [En línea]. Disponible en: https://chaozhuang22.github.io/fea/topology-optimization/

[10] L. Krog, A. Tucker, y G. Rollema, «Application of Topology, Sizing and Shape Optimization Methods to Optimal Design of Aircraft Components», 2011. Accedido: 12 de noviembre de 2024. [En línea]. Disponible en: https://www.semanticscholar.org/paper/Application-of-Topology%2C-Sizing-and-Shape-Methods-Krog-Tucker/89177d8089987d109622766f577d0aa36d612446

[11] B. BAY y M. Eryildiz, «Design and Analysis of a Topology-Optimized Quadcopter Drone Frame», *Gazi Üniversitesi Fen Bilimleri Dergisi Part C: Tasarım ve Teknoloji*, vol. 12, oct. 2023, doi: 10.29109/gujsc.1316791.

[12] Mohammed A. H. G. C. Reddy y Mohammed A. H. G. C. Reddy, «TOPOLOGY OPTIMIZATION OF DRONE FRAME STRUCTURE», oct. 2021, Accedido: 12 de noviembre de 2024. [En línea]. Disponible en: https://www.ijrar.org/viewfull.php?&p_id=IJRAR21D1024

[13] R. Pawar, B. Bhorga, y D. pandya, *Topology optimization for optimum shape and size of a drone frame using finite Element Analysis Rishikesh pawar Deparment of mechanical engineering*. 2021.

[14] D. S. U, J. R. T, J. F. S, B. M, y H. N. H, «Optimizing Drone Construction: Topology Optimization and Generative Design», en *2024 IEEE Students Conference on Engineering and Systems (SCES)*, jun. 2024, pp. 1-6. doi: 10.1109/SCES61914.2024.10652301.

[15] M. McKnight, «Generative Design: What it is? How is it being used? Why it's a game changer», *KnE Engineering*, pp. 176-181, feb. 2017, doi: 10.18502/keg.v2i2.612.

[16] S. Li, «Generative Design», Medium. [En línea]. Disponible en: https://medium.com/@sixuanli/generative-design-61cdb7fa89fb

[17] «Diseño generativo». [En línea]. Disponible en: https://docs.sw.siemens.com/es-ES/doc/246738425/PL20190201104957790.xid1329526/xid1389865

[18] L. Urquhart, A. Wodehouse, B. Loudon, y C. Fingland, «The Application of Generative Algorithms in Human-Centered Product Development», *Applied Sciences*, vol. 12, n.º 7, Art. n.º 7, ene. 2022, doi: 10.3390/app12073682.

[19] S. Bagassi, F. Lucchi, F. De Crescenzio, y F. Persiani, «Generative design: Advanced design optimization processes for aeronautical applications», International Council of the Aeronautical Sciences, 2016. Accedido: 12 de noviembre de 2024. [En línea]. Disponible en: https://cris.unibo.it/handle/11585/584290

[20] J. Bright, R. Suryaprakash, S. Akash, y A. Giridharan, «Optimization of quadcopter frame using generative design and comparison with DJI F450 drone frame», *IOP Conf. Ser.: Mater. Sci. Eng.*, vol. 1012, n.º 1, p. 012019, ene. 2021, doi: 10.1088/1757-899X/1012/1/012019.

[21] S. O. Marino, «Generative Design for 3D Printing of Advanced Aerial Drones», thesis, Toronto Metropolitan University, 2023. doi: 10.32920/23330861.v1.

[22] J. T. (Juan T. Celigüeta-Lizarza, «Método de los Elementos Finitos para Análisis Estructural», sep. 2011, [En línea]. Disponible en: https://hdl.handle.net/10171/19069

[23] «What is Finite Element Analysis (FEA)? | Ansys». [En línea]. Disponible en: https://www.ansys.com/simulation-topics/what-is-finite-element-analysis

[24] «CEFAM / Introducción > Historia de la Fabricación Aditiva». [En línea]. Disponible en: https://www.aidimme.es/plataforma/cefamweb/historia.asp

[25] J. Parada, «Fabricación aditiva y transformación logística: la impresión 3D», *Oikonomics*, pp. 58-69, may 2019, doi: 10.7238/o.n9.1805.

[26] «Manufactura aditiva y su prospección de rentabilidad para las empresas». [En línea]. Disponible en: https://delfino.cr/2023/06/manufactura-aditiva-y-su-prospeccion-de-rentabilidad-para-las-empresas

[27] «Reglamento delegado - 2019/945 - ES - EUR-Lex». Accedido: 6 de marzo de 2025. [En línea]. Disponible en: https://eur-lex.europa.eu/eli/reg_del/2019/945/oj/spa

[28] S. O. Marino, «Generative Design for 3D Printing of Advanced Aerial Drones», thesis, Toronto Metropolitan University, 2023. doi: 10.32920/23330861.v1.

[29] J. Francisco y M. A. Calle Gonzales, *GENERATIVE DESIGN OF A CARGO DRONE*. 2022. doi: 10.26678/ABCM.MECSOL2022.MSL22-0074.

[30] Droni, «Haz tu propio dron». [En línea]. Disponible en: https://www.haztudron.com

[31] E. Tal y S. Karaman, «Accurate Tracking of Aggressive Quadrotor Trajectories using Incremental Nonlinear Dynamic Inversion and Differential Flatness», 7 de junio de 2020, *arXiv*: arXiv:1809.04048. doi: 10.48550/arXiv.1809.04048.

[32] «PX4 Autopilot User Guide». [En línea]. Disponible en: https://docs.px4.io/main/en/index.html

[33] A. Perez, J. Wagner, P. Burggräf, y H. Roth, «Quadrotors in factory applications: design and implementation of the quadrotor's P-PID cascade control system Modeling and implementation», *SN Applied Sciences*, vol. 1, jun. 2019, doi: 10.1007/s42452-019-0698-7.

Capítulo 9. ANEXO I

9.1 ALINEACIÓN CON LOS OBJETIVOS DE DESARROLLO SOSTENIBLE

Con el fin de erradicar la pobreza, proteger el planeta y asegurar la prosperidad para todos, en septiembre de 2015 los Estados miembros de las Naciones Unidas adoptaron la Agenda 2030 para el Desarrollo Sostenible, en cuyo núcleo se encuentran los 17 Objetivos de Desarrollo Sostenible (ODS). Estos objetivos constituyen un llamamiento universal a la acción, orientado a lograr un equilibrio entre el crecimiento económico, la inclusión social y la sostenibilidad ambiental. Para alcanzar estas metas en el plazo previsto, es imprescindible la implicación activa de los gobiernos, el sector privado, la sociedad civil, y también del ámbito académico.

En este contexto, los proyectos universitarios pueden desempeñar un papel relevante al fomentar la investigación y el desarrollo de soluciones tecnológicas que sean respetuosas con el medio ambiente, eficientes y sostenibles. Este Trabajo Fin de Máster constituye un ejemplo concreto de cómo desde el ámbito académico se puede contribuir de forma directa a dichos objetivos, promoviendo el uso de tecnologías avanzadas de diseño, optimización estructural y fabricación aditiva.

Concretamente, este TFM se alinea con tres de los ODS:

- **ODS 9: Industria, Innovación e Infraestructura**

  Este objetivo promueve la construcción de infraestructuras resilientes, la industrialización sostenible y el fomento de la innovación. El desarrollo de una estructura optimizada para un dron mediante técnicas de diseño generativo y optimización topológica se enmarca dentro de estos principios. La aplicación de estas tecnologías no solo permite mejorar el rendimiento estructural y reducir el consumo de recursos, sino que también impulsa la innovación en el diseño y fabricación de

vehículos aéreos no tripulados. En particular, la incorporación de criterios de diseño generativo supone una apuesta por soluciones más eficientes y adaptativas, fomentando el avance en la ingeniería de producto.

- **ODS 12: Producción y Consumo Responsables**

  La optimización topológica permite minimizar el uso de material sin comprometer la integridad estructural del dron, lo cual implica un menor consumo de recursos y energía en la fabricación. Al emplear tecnologías de fabricación aditiva, se reduce además el desperdicio de material en comparación con métodos sustractivos tradicionales. Este enfoque racional del diseño y la producción se ajusta a los principios de la economía circular y contribuye a una mayor sostenibilidad en los procesos de desarrollo tecnológico.

- **ODS 13: Acción por el Clima**

  Al reducir el peso del dron, se disminuye directamente la energía necesaria para su operación, ya que los motores requieren menos potencia para mantener el vuelo. Esto se traduce en una mayor eficiencia energética y en una menor frecuencia de recarga, contribuyendo a una reducción indirecta de las emisiones asociadas al uso de baterías o a su recarga mediante fuentes no renovables. La optimización de estructuras en sistemas de movilidad aérea representa, por tanto, una línea de trabajo alineada con la mitigación del cambio climático y el diseño de soluciones tecnológicas más sostenibles.

9.2 FICHA TÉCNICA PRUSA I3KS

PRUSA I3KS – MK3S+

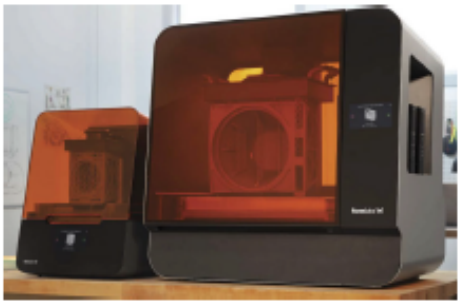
PARÁMETROS TÉCNICOS

Volumen de Impresión	25×21×21 cm (9.84"×8.3"×8.3")
Altura de capa	0.05 - 0.35 mm
Nozzle	0.4mm por defecto, amplia gama de otros diámetros/boquillas compatibles
Diámetro del filamento	1.75 mm
Materiales compatibles	Amplia gama de termoplásticos, incluyendo PLA, PETG, ASA, ABS, PC (Policarbonato), CPE, PVA/BVOH, PVB, HIPS, PP (Polipropileno), Flex, nGen, Nylon, Carbon filled, Woodfill y otros materiales rellenos.
Velocidad máxima de desplazamiento	200+ mm/s
Temperatura máxima de la boquilla	300 °C / 572 °F
Temperatura máxima de la base	120 °C / 248 °F
Extrusor	Accionamiento directo, engranajes Bondtech, hotend E3D V6
Superficie de impresión	Láminas de acero magnético desmontables(*) con diferentes acabados de superficie, base calefactable con compensación de esquinas frías
Dimensiones de la impresora (sin bobina)	7 kg, 50×55×40 cm; 19.6×21.6×15.7 in (X×Y×Z)
Consumo de energía	Ajustes PLA: 80W / Ajustes ABS: 120W

*** Piezas consumibles, como las láminas de PEI (lisas, texturizadas, etc.) no están cubiertas por la garantía, ya que los recubrimientos están diseñados para disminuir con el tiempo a menos que se haya producido un fallo debido a un defecto en los materiales o la mano de obra. El daño cosmético, que incluye, entre otros, rasguños, abolladuras, grietas, u otros daños cosméticos tampoco está cubierto por la garantía. Solo las láminas defectuosas a la llegada están cubiertas por la garantía.**

9.3 FICHA TÉCNICA FORMLABS

FORMLABS – FORM 3 – 3L



Tech Specs	Form 3	Form 3L
TECHNOLOGY	Low Force Stereolithography (LFS)™	
BUILD VOLUME W x D x H	14.5 × 14.5 × 18.5 cm 5.7 × 5.7 × 7.3 in	33.5 × 20 × 30 cm 13.2 × 7.9 × 11.8 in
LAYER THICKNESS	25 - 300 microns (0.001 - 0.012 in)	
LASER POWER	1x 250 mW laser	2x 250 mW laser
LASER SPOT SIZE	85 microns	
WARRANTY AND SERVICE	One Year Warranty included. Extended Warranty, Pro Service, and Enterprise Plan available.	One Year Warranty included Additional service options available once shipping.
SOFTWARE COMPATIBILITY	Windows 7 and up // Mac OSX 10.6.8 and up	
FILE TYPE	STL or OBJ	

9.4 FICHA TÉCNICA MARKFORGED X7

MARKFORGED X7

Propiedades de la impresora	Proceso	Fabricación con filamento fundido, fabricación con filamento continuo
	Volumen de construcción	330 x 270 x 200 mm
	Peso	48 kg
	Tamaño de la máquina	584 x 483 x 914 mm
	Lecho de impresión	Acoplamiento cinemático, plano con una precisión de 80 µm
	Láser	Inspección durante el proceso, calibración de la impresión activa, nivelación del lecho
	Sistema de extrusión	Extrusor de segunda generación, detección de falta de plástico y fibra
	Alimentación	100-240 V CA, 150 W (pico 2 A)
	Módulo de RF	Banda de frecuencias 2,4 GHz, estándar Wi-Fi 802.11 b/g/n
Materiales	Plásticos disponibles	Onyx, Onyx retardante de llama (FR), Onyx ESD, Nylon White, P-PLA, S-TPU 95A**
	Fibras disponibles	Fibra de carbono, fibra de carbono retardante de llama (FR), fibra de vidrio, fibra de aramida (Kevlar®), fibra de vidrio HSHT
	Resistencia a la tracción	800 MPa (25,8 veces más que el ABS, 2,6 veces más que el aluminio 6061-T6)*
	Módulo de elasticidad a la tracción	60 GPa (26,9 veces más que el ABS, 0,87 veces más que el aluminio 6061-T6)*
Propiedades de las piezas	Altura de capa	100 µm predeterminada, 50 µm mínima, 250 µm máxima
	Relleno	Relleno de celdas cerradas: varias geometrías disponibles
Software	Eiger Cloud	Laminador, gestión de piezas/lotes (más opciones disponibles a un coste adicional)
	Seguridad	Autenticación de dos factores, acceso del administrador de la organización, inicio de sesión único
	Blacksmith	Plataforma de fabricación adaptativa (a un coste adicional)

SOFTWARE

Con el control automático de versiones, la gestión automática de múltiples impresoras y la infraestructura de colaboración basada en la nube, Eiger es el software de impresión 3D más avanzado del mundo, diseñado para que la producción sea lo más sencilla posible, Eiger le permite imprimir materiales plásticos, metálicos y compuestos directamente desde su navegador.

9.5 FICHA TÉCNICA HP 580C

COMILLAS UNIVERSIDAD PONTIFICIA ICAI

Escuela Técnica Superior de Ingeniería - I.C.A.I.

HP 580C

Información técnica

Impresora 3D HP Jet Fusion 580 Color

Rendimiento de la impresora	Tecnología	Tecnología HP Multi Jet Fusion
	Volumen de producción efectivo	Hasta 332 × 190 × 248 mm (13,1 × 7,5 × 9,8 pulgadas)
	Velocidad de producción[2]	1817 cm³/h (111 in³/h)
	Tiempo de producción completo para una altura de 248 mm (9,8 pulgadas)	Desde solo 14 horas: Limpieza y recuperación rápidas[3] Desde solo 20 horas: Limpieza y recuperación automáticas[4]
	Grosor de la capa	0,08 mm (0,003 pulgadas)
	Resolución del cabezal de impresión	1200 ppp
Dimensiones (ancho × largo × alto)	Impresora	1565 × 955 × 1505 mm (61,6 × 37,6 × 59,3 pulgadas)
	Envío	1770 × 1143 × 2013 mm (69,7 × 45 × 79,3 pulgadas)
	Área de funcionamiento	2785 × 2530 × 2440 mm (109,6 × 99,3 × 96 pulgadas)
Peso	Impresión	650 kg (1433 lb)
	Envío	850 kg (1874 lb)
Condiciones ambientales	Temperatura operativa	20-30 °C (68-86 °F)
	Humedad operativa	20-70 % sin condensación
Emisiones acústicas[5]	Posición frontal de operador	72 dB (sin silenciador) / 70 dB (con silenciador)
	Posición posterior de observador	80 dB (sin silenciador) / 75 dB (con silenciador)
Red[6]	Gigabit Ethernet (10/100/1000Base-T), compatible con los siguientes estándares: TCP/IP, DHCP (solo IPv4) y TLS/SSL	
Disco duro	Disco duro de 1 TB (cifrado AES 256 y borrado seguro de datos DoD 5220M) y SSD de 1 TB (cifrado AES 256)	
Software	Software incluido	HP SmartStream 3D Build Manager
		HP SmartStream 3D Command Center
	Formatos de archivo compatibles	3MF, STL, OBJ y VRML v.2
Alimentación	Consumo	6300 W
	Requisitos	Configuración de un circuito dedicado: voltaje de entrada 221 - 240 V, 32 A o 200 - 220 V, 36 A, 50/60 Hz
Certificados y declaración	Seguridad	NA (Estados Unidos y Canadá): cumplimiento de IEC 61010-1, certificación NRTL; UE: Directiva de máquinas, cumplimiento de las normas EN 61010-1, EN 60204-1, EN ISO 12100 y EN ISO 13849-1
	Compatibilidad electromagnética	EN 55032:2012 Clase A; CISPR 32:2012 Clase A; FCC CFR 47 Parte 15 Clase A; ICES-003, Publicación 6 Clase A; EN 61000-3-12:2011; IEC 61000-3-12:2011; EN 61000-3-11:2000; IEC 61000-3-11:2000; EN 55024:2010; CISPR 24:2010
	Declaración medioambiental	Cumplimiento del reglamento REACH
Garantía y asistencia	Un año de garantía de hardware limitada	

9.6 FICHA TÉCNICA DT600

DYNAMICAL TOOLS DT600+

DynamicalTools IMPRESIÓN 3D

ESPECIFICACIONES DT 600

Electrónica

Alimentación	240V, 50-60Hz
Máximo consumo de energía	3Kw/h
Conectividad	Wifi, Ethernet, Hot Spot, Mobile phone interface
Tipo de Drivers	Industrial Stepper Driver
Tipo de Motor	Industrial Stepper motor
Interface	7" Touch Screen LCD
Procesador	QuadCore 1,6 GHz

Datos de impresión

Precisión de fabricación	Standard ISO 2678-1
Diámetro del filamento	1.75mm
Software	Simplify 3D
Tipos de archivos	STL/OBJ/AMF
Diámetro de cabezal *Otros diámetros opcionales	0.4 0.2, 0.6, 0.8, 1.0, 1.2
Extrusor	Doble cabezal independiente
Modos de impresión	Twin Mode - Dual Mode - Single Mode
Materiales	Materiales técnicos como ABS, ASA, HIPS, PC, PP, EP, Wood, Flex, Fibra de carbono, conductivos o magnéticos.

Mecánica

Temperatura máxima de superficie de impresión	150° c
Temperatura máxima de extrusor	500° c.
Estructura de aluminio anodizado	
Sistema de extracción rápida de la superficie de impresión	
Ejes X/Y anti-backlash	
Husillos de bolas con tuerca flotante	
Sistema de guiado lineal de alta precisión	
Asistente de alineación de cabezales	
Sistema de fabricación modular para un bajo mantenimiento	

Dimensiones

Tamaño de impresora	1145X790X930 mm.
Volumen de construcción	600X450X450 mm.

Hotend con separación térmica de titanio
Entorno calefactado - Temperatura interior controlada.

9.7 CARACTERÍSTICAS TÉCNICAS PA12

HP Confidential – Prepared Exclusively for..... customer pursuant to the Master Testing & Feedback Agreement. Not to be distributed or published externally.

HP 3D High Reusability PA 12

Materials Technical Fact Sheet

General Properties

Common information for all print modes

Category	Measurement	Value	Method
General Properties	Powder melting point (DSC)	187°C/369°F	ASTM D3418
	Particle size	60 µm	ASTM D3451
	Bulk density of powder	0.425 g/cm³ 0.015 lb/in³	ASTM D1895
	Density of parts	1.01 g/cm³ 0.036 lb/in³	ASTM D792
	Crystallization temperature[1]	149.6°C / 301.28°F	ASTM D3417
Reusability	Refresh ratio for stable performance	20%	
Environmental conditions	Recommended relative humidity	50-70% RH	

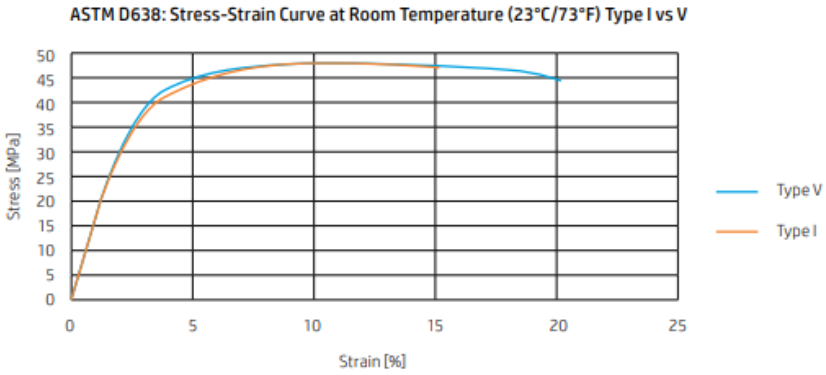
Balanced print mode

Technical specifications[2]

Category	Measurement	Specimen	Value	Method
Mechanical properties	Tensile strength, max load,[3] XY, XZ, YX, YZ	Type V	48 MPa/6960 psi	ASTM D638
		Type I	48 MPa/6960 psi	ASTM D638
	Tensile strength, max load,[3] ZX, ZY	Type V	48 MPa/6960 psi	ASTM D638
		Type I	48 MPa/6960 psi	ASTM D638
	Tensile modulus,[3] XY, XZ, YX, YZ	Type V	1800 MPa/261 ksi	ASTM D638
		Type I	1800 MPa/261 ksi	ASTM D638
	Tensile modulus,[3] ZX, ZY	Type V	1800 MPa/261 ksi	ASTM D638
		Type I	1800 MPa/261 ksi	ASTM D638
	Elongation at break,[3] XY, XZ, YX, YZ	Type V	20%	ASTM D638
		Type I	15%	ASTM D638
	Elongation at break,[3] ZX, ZY	Type V	15%	ASTM D638
		Type I	12%	ASTM D638
	Elongation at yied,[3] XY, XZ, YX, YZ	Type V	11%	ASTM D638
		Type I	11%	ASTM D638
	Elongation at yied,[3] ZX, ZY	Type V	10%	ASTM D638
		Type I	10%	ASTM D638
	Poisson ratio,[3] XY, XZ, YX, YZ	Type I	0.47	ASTM D638
	Poisson ratio,[3] ZX, ZY	Type I	0.43	ASTM D638
	Flexural modulus,[4] XY, XZ, YX, YZ		1800 MPa/261 ksi	ASTM D790
	Flexural modulus,[4] ZX, ZY		1800 MPa/261 ksi	ASTM D790
	Flexural strength (@ 5%),[4] XY, XZ, YX, YZ		70 MPa/10150 psi	ASTM D790
	Flexural strength (@ 5%),[4] ZX, ZY		70 MPa/10150 psi	ASTM D790
	Charpy impact notched (@23°C/73.4°F), XY, XZ, YX, YZ		2.8 kJ/m²	ISO 179-1/1eA
	Charpy impact notched (@-20°C/-4°F), XY, XZ, YX, YZ		2.3 kJ/m²	ISO 179-1/1eA
	Charpy impact notched (@-40°C/-40°F), XY, XZ, YX, YZ		2.2 kJ/m²	ISO 179-1/1eA
	Charpy impact notched (@23°C/73.4°F), ZX, ZY		2.8 kJ/m²	ISO 179-1/1eA
	Charpy impact notched (@-20°C/-4°F), ZX, ZY		2.3 kJ/m²	ISO 179-1/1eA
	Charpy impact notched (@-40°C/-40°F), ZX, ZY		2.2 kJ/m²	ISO 179-1/1eA
	Charpy Impact unnotched (@23°C/73.4°F), XY, XZ, YX, YZ		35 kJ/m²	ISO 179-1/1eU
	Charpy Impact unnotched (@23°C/73.4°F), ZX, ZY		20 kJ/m²	ISO 179-1/1eU
	Izod impact notched (@3.2 mm, 23°C/73.4°F), XY, XZ, YX, YZ		3.6 kJ/m²	ASTM D256 Test Method A
	Izod impact notched (@3.2 mm, -20°C/-4°F), XY, XZ, YX, YZ		2.9 kJ/m²	ASTM D256 Test Method A
	Izod impact notched (@3.2 mm, -40°C/-40°F), XY, XZ, YX, YZ		2.7 kJ/m²	ASTM D256 Test Method A
	Izod impact notched (@3.2 mm, 23°C/73.4°F), ZX, ZY		3.5 kJ/m²	ASTM D256 Test Method A
	Izod impact notched (@3.2 mm, -20°C/-4°F), ZX, ZY		2.9 kJ/m²	ASTM D256 Test Method A
	Izod impact notched (@3.2 mm, -40°C/-40°F), ZX, ZY		2.7 kJ/m²	ASTM D256 Test Method A
	Izod Impact unnotched (@3.2mm, 23°C/73.4°F), XY, XZ, YX, YZ		35 kJ/m²	ASTM D256 Test Method A
	Izod Impact unnotched (@3.2mm, 23°C/73.4°F), ZX, ZY		20 kJ/m²	ASTM D256 Test Method A
	Izod impact notched (@10 mm, 23°C/73.4°F), XY, XZ, YX, YZ		2.4 kJ/m²	ASTM D256 Test Method A
	Izod impact notched (@10 mm, 23°C/73.4°F), ZX, ZY		2.4 kJ/m²	ASTM D256 Test Method A
	Izod Impact unnotched (@10mm, 23°C/73.4°F), XY, XZ, YX, YZ		35 kJ/m²	ASTM D256 Test Method A
	Izod Impact unnotched (@10mm, 23°C/73.4°F), ZX, ZY		20 kJ/m²	ASTM D256 Test Method A
	Compression modulus[5], XY, XZ, YX, YZ, ZX, ZY		1500 MPa / 218 ksi	ASTM D695
	Compression strength[5] (@ 10%)[4], XY, XZ, YX, YZ, ZX, ZY		65 Mpa / 9427 psi	ASTM D695
	Rockwell – Ball Indentation Hardness (@100kg, Scale E), XY, XZ, YX, YZ, ZX, ZY		70	ASTM D785
	Shore Hardness D, XY, XZ, YX, YZ, ZX, ZY		80	ASTM D2240
	Roughness, XY, XZ, YX, YZ, ZX, ZY		7 µm	ASTM D7127

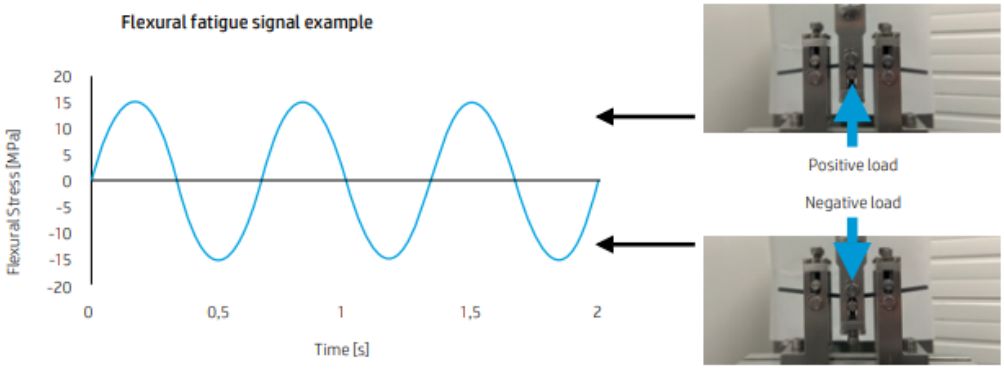
Category	Measurement	Specimen	Value	Method
Thermal properties	Heat deflection temperature (@0.45 MPa, 66 psi), XY, XZ, YX, YZ		175°C/347°F	ASTM D648 Test Method A
	Heat deflection temperature (@0.45 MPa, 66 psi), ZX, ZY		175°C/347°F	ASTM D648 Test Method A
	Heat deflection temperature (@1.82 MPa, 264 psi), XY, XZ, YX, YZ		95°C/203°F	ASTM D648 Test Method A
	Heat deflection temperature (@1.82 MPa, 264 psi), ZX, ZY		95°C/203°F	ASTM D648 Test Method A
	Vicat softening temperature (@A-10N), XY, XZ, YX, YZ, ZX, ZY		175°C/347°F	ASTM D1525 Test rate A
	Vicat softening temperature (@A-50N), XY, XZ, YX, YZ, ZX, ZY		165°C/329°F	ASTM D1525 Test rate A
Electrical properties	Surface resistivity, XY, XZ, YX, YZ, ZX, ZY		1.5 * 10^{11} ohm	ASTM D257

Stress - strain curve (XY)[2]

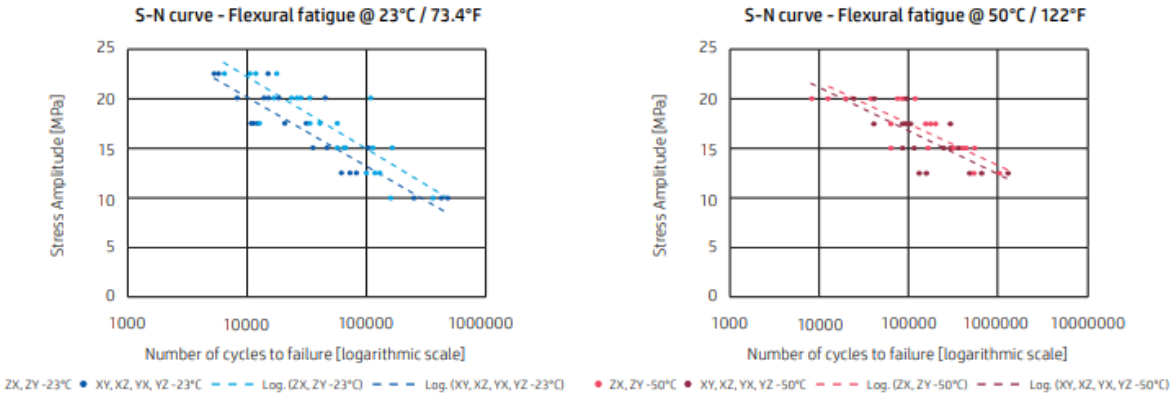


Flexural fatigue

Flexural fatigue tested according to ASTM D7774 using a 3-point bending support with 60 mm span. Specimens of 127 x 12.7 x 3.2 mm were cycled applying a sinusoidal signal with a determined positive and negative load as peaks. This signal was applied at a frequency of 1.5 Hz until the specimen fails:



For each orientation, the number of cycles to failure, in logarithmic axis, has been plotted in function of the signal's stress amplitude:



Technical specifications[8]

Category	Measurement	Value	Method
General properties	Powder melting point (DSC)	187 °C/369 °F	ASTM D3418
	Particle size	60 µm	ASTM D3451
	Bulk density of powder	0.425 g/cm³	ASTM D1895
	Density of parts	1.01 g/cm³	ASTM D792
Mechanical properties	Tensile strength, max load[9], XY	48 MPa/6960 psi	ASTM D638
	Tensile strength, max load[9], Z	48 MPa/6960 psi	ASTM D638
	Tensile modulus[9], XY	1700 MPa/247 ksi	ASTM D638
	Tensile modulus[9], Z	1800 MPa/261 ksi	ASTM D638
	Elongation at break[9], XY	20%	ASTM D638
	Elongation at break[9], Z	15%	ASTM D638
	Flexural strength (@ 5%)[10], XY	65 MPa/9425 psi	ASTM D790
	Flexural strength (@ 5%)[10], Z	70 MPa/10150 psi	ASTM D790
	Flexural modulus[10], XY	1730 MPa/251 ksi	ASTM D790
	Flexural modulus[10], Z	1730 MPa/251 ksi	ASTM D790
	Izod impact notched (@ 3.2 mm, 23°C), XYZ	3.5 kJ/m²	ASTM D256 Test Method A
Thermal properties	Heat deflection temperature (@ 0.45 MPa, 66 psi), XY	175 °C/347 °F	ASTM D648 Test Method A
	Heat deflection temperature (@ 0.45 MPa, 66 psi), Z	175 °C/347 °F	ASTM D648 Test Method A
	Heat deflection temperature (@ 1.82 MPa, 264 psi), XY	95 °C/203 °F	ASTM D648 Test Method A
	Heat deflection temperature (@ 1.82 MPa, 264 psi), Z	106 °C/223 °F	ASTM D648 Test Method A
Recyclability	Refresh ratio for stable performance	20%	
Certifications	USP Class I-VI and US FDA guidance for Intact Skin Surface Devices, RoHS[11], EU REACH, PAHs		

Ordering Information

	HP 3D High Reusability PA 12	HP 3D High Reusability PA 12 Bundle 12 units	HP 3D High Reusability PA 12
Product Number	V1R10A	V1R15A	V1R16A
Weight	13 kg	156 kg	130 kg
Capacity	30L[12]	360L[12]	300L[12]
Dimensions (xyz)	600 x 333 x 302 mm	600 x 333 x 302 mm	800 x 600 x 1205 mm
Compatibility	HP Jet Fusion 3D 4210/4200/3200 Printing Solution	HP Jet Fusion 3D 4200 Printing Solution	HP Jet Fusion 3D 4210/4200 Printing Solution

Eco Highlights

- Powders and agents are not clas azardous[13]
- Cleaner, more comfortable workplace—enclosed printing system, and automatic powder management[14]
- Minimizes waste due to industry-leading reusability of powder[15]

Find out more about HP sustainable solutions at hp.com/ecosolutions

CIMQUEST
3D Printer Sales and Prototyping Services
For more information, please visit
cimquest-inc.com
866-277-8778

Using the trendline for each orientation, an average amplitude value is obtained to failure at some specific number of cycles:

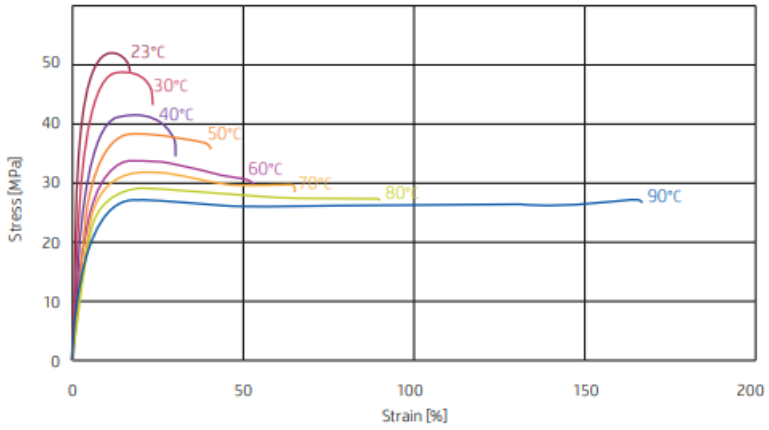
	Stress Amplitude [MPa]			
	23°C / 73.4°F		50°C / 122°F	
Cycles	XY. XZ. YX. YZ	ZX. ZY	XY. XZ. YX. YZ	ZX. ZY
5000	± 22.5	± 24.7	± 22.5	± 22.9
10000	± 20.6	± 22.7	± 21.2	± 21.6
50000	± 16.1	± 18.0	± 18.1	± 18.8
100000	± 14.1	± 15.9	± 16.8	± 17.5
500000	± 9.6	± 11.2	± 13.8	± 14.6
1000000	± 7.7	± 9.2	± 12.5	± 13.4

Influence of temperature on Mechanical Properties[2]

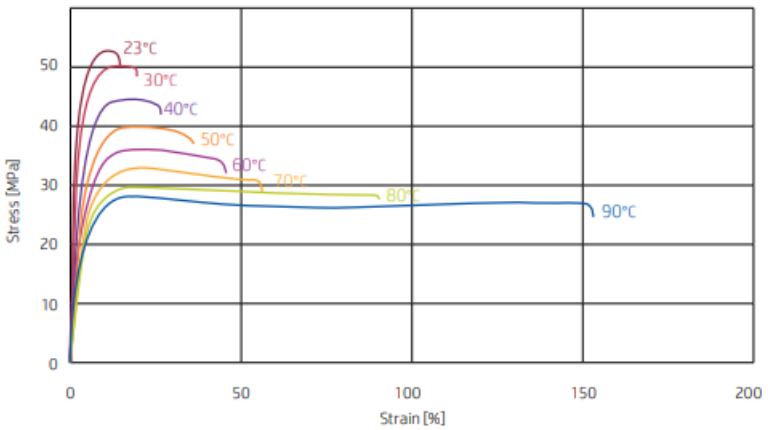
This test has been done by exposing type I specimens at different temperatures for 3 hours in an environmental chamber. A group of type I tensile bars has been exposed to each of the temperatures. The results displayed are the average values of the specimens tested.

Stress-strain curves at different temperatures

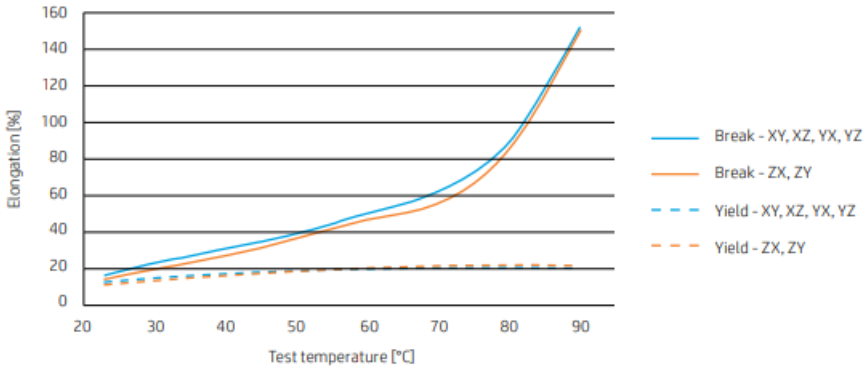
XY, XZ, YX, YZ orientations:



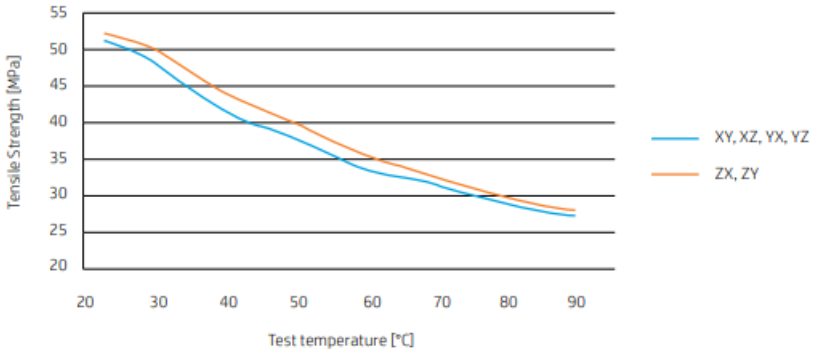
ZX, ZY orientations:



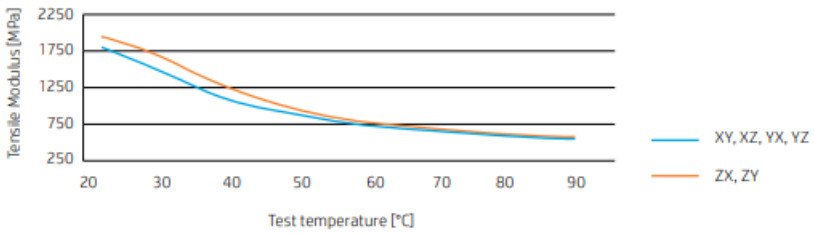
Elongation at Yield and Elongation at Break at different temperatures



Tensile strength at different temperatures

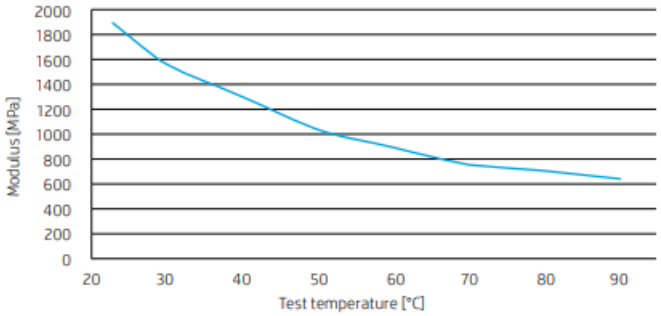


Tensile modulus at different temperatures

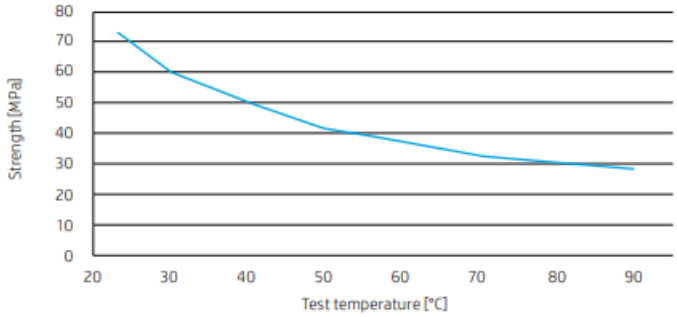


Flexural properties at different temperatures

Flexural Modulus at different temperatures. All orientations



Flexural trength @5% at different temperatures. All orientations



Coefficient of Linear Thermal Expansion (Test Method ASTM E831)

Coefficient thermal expansion [µm/(m °C)]

Orientation	Measurement zone	
XY, XZ, YX, YZ	Below Tg	135
	Above Tg	185
ZX, ZY	Below Tg	110
	Above Tg	150

Tg temperature: 50°C / 122°F

Mechanical print mode

Technical specifications[2]

Category	Measurement	Specimen	Value	Method
Mechanical properties	Tensile strength, max load,[3] XY, XZ, YX, YZ	Type V	52 MPa/7541 psi	ASTM D638
		Type I	52 MPa/7541 psi	ASTM D638
	Tensile strength, max load,[3] ZX, ZY	Type V	52 MPa/7541 psi	ASTM D638
		Type I	52 MPa/7541 psi	ASTM D638
	Tensile modulus,[3] XY, XZ, YX, YZ	Type V	1800 MPa/261 ksi	ASTM D638
		Type I	1800 MPa/261 ksi	ASTM D638
	Tensile modulus,[3] ZX, ZY	Type V	1800 MPa/261 ksi	ASTM D638
		Type I	1800 MPa/261 ksi	ASTM D638
	Elongation at break,[3] XY, XZ, YX, YZ	Type V	22%	ASTM D638
		Type I	18%	ASTM D638
	Elongation at break,[3] ZX, ZY	Type V	17%	ASTM D638
		Type I	15%	ASTM D638
	Elongation at yield,[3] XY, XZ, YX, YZ	Type V	11%	ASTM D638
		Type I	11%	ASTM D638
	Elongation at yield,[3] ZX, ZY	Type V	10%	ASTM D638
		Type I	10%	ASTM D638
	Flexural modulus,[4] XY, XZ, YX, YZ		1800 MPa/261 ksi	ASTM D790
	Flexural modulus,[4] ZX, ZY		1800 MPa/261 ksi	ASTM D790
	Flexural strength (@ 5%),[4] XY, XZ, YX, YZ		70 MPa/10150 psi	ASTM D790
	Flexural strength (@ 5%),[4] ZX, ZY		70 MPa/10150 psi	ASTM D790
	Charpy impact notched (@23°C/73.4°F), XY, XZ, YX, YZ		4.0 kJ/m²	ISO 179-1/1eA
	Charpy impact notched (@23°C/73.4°F), ZX, ZY		3.2 kJ/m²	ISO 179-1/1eA
	Izod impact notched (@3.2 mm, 23°C/73.4°F), XY, XZ, YX, YZ		4.0 kJ/m²	ASTM D256 Test Method A
	Izod impact notched (@3.2 mm, 23°C/73.4°F), ZX, ZY		4.0 kJ/m²	ASTM D256 Test Method A
	Izod impact notched (@10 mm, 23°C/73.4°F), XY, XZ, YX, YZ		2.6 kJ/ m²	ASTM D256 Test Method A
	Izod impact notched (@10 mm, 23°C/73.4°F), ZX, ZY		2.6 kJ/ m²	ASTM D256 Test Method A
Thermal properties	Heat deflection temperature (@0.45 MPa, 66 psi), XY, XZ, YX, YZ		175°C/347°F	ASTM D648 Test Method A
	Heat deflection temperature (@0.45 MPa, 66 psi), ZX, ZY		175°C/347°F	ASTM D648 Test Method A
	Heat deflection temperature (@1.82 MPa, 264 psi), XY, XZ, YX, YZ		90°C/194°F	ASTM D648 Test Method A
	Heat deflection temperature (@1.82 MPa, 264 psi), ZX, ZY		90°C/194°F	ASTM D648 Test Method A

Fast print mode

Technical specifications[2]

Category	Measurement	Specimen	Value	Method
Mechanical properties	Tensile strength, max load,[3] XY, XZ, YX, YZ	Type V	48 MPa/6960 psi	ASTM D638
		Type I	48 MPa/6960 psi	ASTM D638
	Tensile strength, max load,[3] ZX, ZY	Type V	40 MPa/5800 psi	ASTM D638
		Type I	48 MPa/6960 psi	ASTM D638
	Tensile modulus,[3] XY, XZ, YX, YZ	Type V	1800 MPa/261 ksi	ASTM D638
		Type I	1800 MPa/261 ksi	ASTM D638
	Tensile modulus,[3] ZX, ZY	Type V	1800 MPa/261 ksi	ASTM D638
		Type I	1800 MPa/261 ksi	ASTM D638
	Elongation at break,[3] XY, XZ, YX, YZ	Type V	15%	ASTM D638
		Type I	12%	ASTM D638
	Elongation at break,[3] ZX, ZY	Type V	5%	ASTM D638
		Type I	5%	ASTM D638
	Elongation at yield,[3] XY, XZ, YX, YZ	Type V	10%	ASTM D638
		Type I	10%	ASTM D638
	Elongation at yield,[3] ZX, ZY	Type V	5%	ASTM D638
		Type I	5%	ASTM D638
	Flexural modulus,[4] XY, XZ, YX, YZ		1800 MPa/261 ksi	ASTM D790
	Flexural modulus,[4] ZX, ZY		1800 MPa/261 ksi	ASTM D790
	Flexural strength (@ 5%),[4] XY, XZ, YX, YZ		70 MPa/10152 psi	ASTM D790
	Flexural strength (@ 5%),[4] ZX, ZY		70 MPa/10152 psi	ASTM D790
	Charpy impact notched (@23°C/73.4°F), XY, XZ, YX, YZ		3.4 kJ/m²	ISO 179-1/1eA
	Charpy impact notched (@23°C/73.4°F), ZX, ZY		2.1 kJ/m²	ISO 179-1/1eA
	Izod impact notched (@3.2 mm/0.126 in, 23°C/73.4°F), XY, XZ, YX, YZ		3.9 kJ/m²	ASTM D256 Test Method A
	Izod impact notched (@3.2 mm/0.126 in, 23°C/73.4°F), ZX, ZY		2.8 kJ/m²	ASTM D256 Test Method A
	Izod impact notched (@10 mm/0.394 in, 23°C/73.4°F), XY, XZ, YX, YZ		3.4 kJ/m²	ASTM D256 Test Method A
	Izod impact notched (@10 mm/0.394 in, 23°C/73.4°F), ZX, ZY		2.5 kJ/m²	ASTM D256 Test Method A
Thermal properties	Heat deflection temperature (@0.45 MPa, 66 psi), XY, XZ, YX, YZ		175°C/347°F	ASTM D648 Test Method A
	Heat deflection temperature (@0.45 MPa, 66 psi), ZX, ZY		175°C/347°F	ASTM D648 Test Method A
	Heat deflection temperature (@1.82 MPa, 264 psi), XY, XZ, YX, YZ		90°C/194°F	ASTM D648 Test Method A
	Heat deflection temperature (@1.82 MPa, 264 psi), ZX, ZY		90°C/194°F	ASTM D648 Test Method A

Cosmetic print mode

Technical specifications[2]

Category	Measurement	Specimen	Value	Method
Mechanical properties	Tensile strength, max load,[3] XY, XZ, YX, YZ	Type V	48 MPa/6962 psi	ASTM D638
		Type I	45 MPa/6527 psi	ASTM D638
	Tensile strength, max load,[3] ZX, ZY	Type V	48 MPa/6962 psi	ASTM D638
		Type I	48 MPa/6962 psi	ASTM D638
	Tensile modulus,[3] XY, XZ, YX, YZ	Type V	1800 MPa/261 ksi	ASTM D638
		Type I	1800 MPa/261 ksi	ASTM D638
	Tensile modulus,[3] ZX, ZY	Type V	1800 MPa/261 ksi	ASTM D638
		Type I	1800 MPa/261 ksi	ASTM D638
	Elongation at break,[3] XY, XZ, YX, YZ	Type V	20%	ASTM D638
		Type I	10%	ASTM D638
	Elongation at break,[3] ZX, ZY	Type V	15%	ASTM D638
		Type I	10%	ASTM D638
	Elongation at yield,[3] XY, XZ, YX, YZ	Type V	11%	ASTM D638
		Type I	10%	ASTM D638
	Elongation at yield,[3] ZX, ZY	Type V	10%	ASTM D638
		Type I	10%	ASTM D638
	Flexural modulus,[4] XY, XZ, YX, YZ		1300 MPa/189 ksi	ASTM D790
	Flexural modulus,[4] ZX, ZY		1730 MPa/251 ksi	ASTM D790
	Flexural strength (@ 5%),[4] XY, XZ, YX, YZ		50 MPa/7252 psi	ASTM D790
	Flexural strength (@ 5%),[4] ZX, ZY		70 MPa/10153 psi	ASTM D790
	Charpy impact notched (@23°C/73.4°F), XY, XZ, YX, YZ		2.4 kJ/m²	ISO 179-1/1eA
	Charpy impact notched (@23°C/73.4°F), ZX, ZY		2.4 kJ/m²	ISO 179-1/1eA
	Izod impact notched (@3.2 mm/0.126 in, 23°C/73.4°F), XY, XZ, YX, YZ		3.5 kJ/m²	ASTM D256 Test Method A
	Izod impact notched (@3.2 mm/0.126 in, 23°C/73.4°F), ZX, ZY		3.5 kJ/m²	ASTM D256 Test Method A
	Izod impact notched (@10 mm/0.394 in, 23°C/73.4°F), XY, XZ, YX, YZ		3.0 kJ/m²	ASTM D256 Test Method A
	Izod impact notched (@10 mm/0.394 in, 23°C/73.4°F), ZX, ZY		2.0 kJ/m²	ASTM D256 Test Method A
Thermal properties	Heat deflection temperature (@0.45 MPa, 66 psi), XY, XZ, YX, YZ		170°C/338°F	ASTM D648 Test Method A
	Heat deflection temperature (@0.45 MPa, 66 psi), ZX, ZY		170°C/338°F	ASTM D648 Test Method A
	Heat deflection temperature (@1.82 MPa, 264 psi), XY, XZ, YX, YZ		70°C/158°F	ASTM D648 Test Method A
	Heat deflection temperature (@1.82 MPa, 264 psi), ZX, ZY		90°C/194°F	ASTM D648 Test Method A

Print modes comparison table

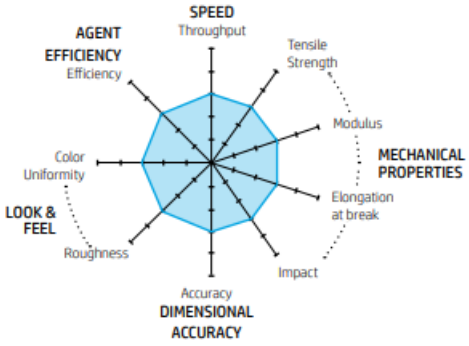
Profiles based on average XYZ values

	Speed	Mechanical properties	Dimensional accuracy	Look & feel	Agent efficiency
Balanced	=	=	=	=	=
Fast	↑	↓	=	↓	↑
Mechanical	=	↑	↓	↓	=
Cosmetic	=	↓	↑	↑	=

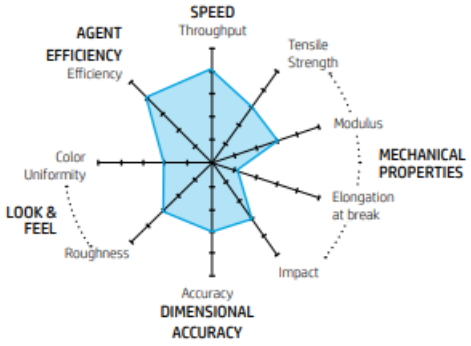
Print mode profiles

Profiles based on average XYZ values

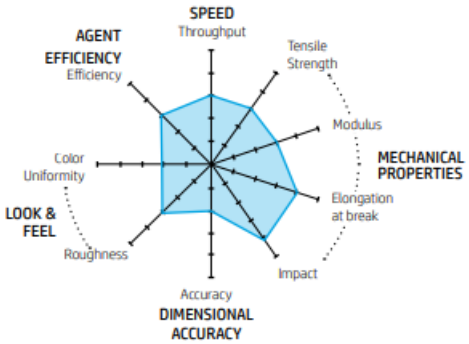
Balanced PA 12
Default mode delivering balanced properties



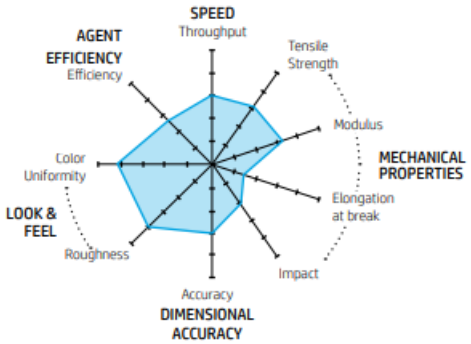
FAST PA 12
Increased speed for any job



Mechanical PA 12
Superior strain mechanical properties



Cosmetic PA 12
Improvement in sinks and bubbles



Chemical resistance

Fluid	Chemical resistance
Diluted alkalies	Good
Concentrated alkalies	Good
Hot water	Neutral
Chlorine salts	Good
Alcohol	Good
Esters	Good
Ethers	Good
Ketones	Good
Aliphatic hydrocarbons	Good
Motor oil	Good
Aromatic hydrocarbons	Good
Toluene	Good
Unleaded petrol	Good
Dot 3 brake fluid	Good
Chlorinated hydrocarbons	Neutral
Trichloroethylene	Neutral

Certifications

- USP Class I-VI
- US FDA guidance for Intact Skin Surface Devices
- RoHS[6]
- EU REACH
- PAHs
- UL 94
- UL 746A

Dynamic security enabled printer. Only intended to be used with cartridges using an HP original chip. Cartridges using a non-HP chip may not work, and those that work today may not work in the future. More at: hp.com/go/learnaboutsupplies.

For more information, please visit
hp.com/go/3DMaterials

1. Results obtained with a DSC at 10°C/min or 50°F/min.
2. The following technical information should be considered representative of averages or typical values and should not be used for specification purposes. These values are with FW TATDAG_15_18_11.69 and have been obtained from a sample of specimens printed in plots with 6% packing density. Minimum separation between specimens in the plot was 10 mm. Tensile and Flexural Modulus have been calculated using the slope of the regression line between 0.05% and 0.25% strain. Compression Modulus has been calculated using the slope of the regression line between 0.5% and 1% strain. In both cases the measurement was done with an automatic extensometer during the entire test. Cross-section dimension measures are done using a micrometer with round ends. Conditioning according to ASTM D618 Procedure A: 48 hours after printing and unpacking of the parts at 23°C / 73°F and 50% RH. Orientations defined according to ASTM F2971.
3. Tested following the ASTM D638 with a test rate of 50mm/min and 10 mm/min for type I and type V, respectively.
4. Tested following the ASTM D790 Procedure B at a test rate of 13.55 mm/min.
5. Tested according to ASTM D695 at a test rate of 1.3 mm/min. Specimens of Ø12,7mm x 25.4 mm for compression strength and Ø12.7 mm x 50.8 mm for compression modulus.
6. RoHS certification for EU, Bosnia-Herzegovina, China, India, Japan, Jordan, Korea, Serbia, Singapore, Turkey, Ukraine, Vietnam.

© Copyright 2018 HP Development Company, L.P.

Nothing herein should be construed as constituting an additional warranty. The only warranties for HP products and services are set forth in the express warranty statements accompanying such products and services and/or in a written agreement between you and HP. HP believes that the information herein is correct based on the current state of scientific knowledge and as the date of its publication, however, to the maximum extent permitted by law HP EXPRESSLY DISCLAIMS ANY REPRESENTATIONS AND WARRANTIES OF ANY KIND, WHETHER EXPRESS OR IMPLIED, AS TO THE ACCURACY, COMPLETENESS, NON-INFRINGEMENT, MERCHANTABILITY AND/OR FITNESS FOR A PARTICULAR PURPOSE (EVEN IF HP IS AWARE OF SUCH PURPOSE) WITH RESPECT TO ANY INFORMATION PROVIDED. Except to the extent that exclusion is prevented by law, HP shall not be liable for technical or editorial errors or omissions, and damages or losses of any kind or nature that result from the use of or reliance upon this information, which is subject to change without notice. The HP Jet Fusion 3D products have not been designed, manufactured or tested by HP for compliance with legal requirements for specific 3D printed parts and their uses, and recipients are responsible for determining the suitability of HP Jet Fusion 3D products for their uses, ensuring compliance with applicable laws and regulations, and being aware that other safety or performance considerations may arise when using, handling or storing the product.

4AA7-1534EEW, September 2018

This is an HP Indigo digital print.