

UNIVERSIDAD EUROPEA DE MADRID

ESCUELA DE ARQUITECTURA, INGENIERÍA, CIENCIA Y COMPUTACIÓN (STEAM)

Grado en Ingeniería de Sistemas Industriales

TRABAJO FIN DE GRADO

Diseño y optimización estructural de un UAV mediante FEM

Alumno: Martin Peevski Pechovski

Director: Dr. Santiago Martínez Almajano

Julio 2026

TÍTULO: Diseño y optimización estructural de un UAV mediante FEM

AUTOR: Martin Peevski Pechovski

DIRECTOR DEL PROYECTO: Santiago Martínez Almajano

FECHA: Julio 2026

RESUMEN

Este Trabajo Fin de Grado presenta el diseño y desarrollo de un vehículo aéreo no tripulado desde una perspectiva de ingeniería estructural. El proyecto abarca el proceso completo de diseño, desde la definición de los requisitos, la comparación y selección de diferentes materiales estructurales, y el modelado tridimensional de la estructura, hasta su análisis mediante herramientas de simulación numérica y la aplicación de técnicas de optimización. Asimismo, se estudian diferentes criterios de diseño relacionados con la resistencia mecánica, el comportamiento dinámico, la distribución de masas y la fabricación aditiva, con el objetivo de obtener una solución estructural eficiente y técnicamente viable. El trabajo pone de manifiesto la utilidad de las herramientas de diseño asistido por ordenador y del método de los elementos finitos como apoyo al desarrollo de estructuras ligeras destinadas a aplicaciones aeronáuticas.

Palabras clave: vehículo aéreo no tripulado, cuadricóptero, optimización topológica, PA12-CF, fabricación aditiva

ABSTRACT

This Bachelor's Thesis presents the design and development of an unmanned aerial vehicle from a structural engineering perspective. The project covers the complete design process, including the definition of design requirements, three-dimensional modelling of the structure, numerical simulation, and the application of optimisation techniques. In addition, several design criteria related to structural strength, dynamic behaviour, mass distribution, and additive manufacturing are analysed to achieve an efficient and technically feasible structural solution. The study highlights the usefulness of computer-aided design tools and the Finite Element Method as effective resources for the development of lightweight structures intended for aeronautical applications.

Key words: unmanned aerial vehicle, quadrotor, topology optimisation, PA12-CF, additive manufacturing

Índice

RESUMEN **3**
ABSTRACT **3**
Capítulo 1. Introducción **16**
1.1 Antecedentes 16
1.2 Definición del problema y justificación 16
1.3 Alcance 17
1.4 Objetivos del proyecto 17
1.5 Estructura de la memoria 17
Capítulo 2. Metodología y estado del arte **19**
2.1 Marco normativo operativo y restricciones aeroespaciales 19
2.1.1 El Reglamento de Ejecución (UE) 2019/947: régimen operativo de las aeronaves no tripuladas 19
2.1.2 El Reglamento de Delegado (UE) 2019/945: requisitos de producto y clasificación de los UAS 20
2.1.3 La "Categoría Abierta", subapartado A2: alcance y condiciones operativas 21
2.2 Selección de materiales y justificación de la fabricación aditiva 22
2.2.1 Criterio de selección de material estructural 22
2.2.2 Evaluación de las alternativas consideradas 23
2.2.2.1 Aleación de aluminio 7075-T6 23
2.2.2.2 Fibra de carbono (laminado) 24
2.2.2.3 PA12 puro (Nylon-SLS) 25
2.2.2.4 PA12-CF (Poliamida 12 reforzada con fibra de carbono) 25
2.2.3 Justificación de la selección del PA12-CF 26
2.2.4 Ficha técnica y propiedades mecánicas de diseño PA12-CF 27
Capítulo 3. Marco teórico y requisitos de diseño **28**
3.1 Estado actual de las plataformas UAV y selección de la arquitectura 28
3.1.1 Contexto tecnológico y clasificación de las plataformas 28
3.1.2 Criterio de evaluación de las plataformas 29
3.1.3 Análisis comparativo del mercado 29
3.1.4 Selección y justificación de la arquitectura 30
3.2 Dinámica de vuelo y relevancia del Centro de Gravedad (CG) 31
3.2.1 Modelo y sistema de referencia 32
3.2.2 Localización del centro de gravedad 32
3.2.3 Equilibrio estático: vuelo estacionario ideal con CG centrado 33
3.2.4 Equilibrio dinámico: efecto del desplazamiento del CG 33
3.2.5 Repercusión estructural: momento flector y torsor en los brazos 34
3.2.6 Consecuencias estructurales del CG descentrado 34
3.3 Fundamentos de diseño y criterios estructurales 35

3.3.1 Criterio de resistencia estática y coeficiente de seguridad....36
3.3.2 Criterio de respuesta dinámica y exclusión de resonancia....36
3.3.3 Criterio de masa máxima al despegue (MTOW)....38
3.3.4 Criterio de flexión máxima en los brazos y chasis....39
3.3.5 Criterio de integración monocasco y fabricación aditiva....39
3.3.6 Criterio de viabilidad económica del prototipo....39
Capítulo 4. Diseño del modelo base y predimensionamiento analítico....41
4.1 Flujo de trabajo de ingeniería y metodología de optimización....41
4.2 Especificaciones operacionales y requisitos de diseño....41
4.2.1 Definición de la misión y perfil operativo....41
4.2.2 Selección de la arquitectura y criterio geométricos....42
4.3 Selección e integración de componentes comerciales (COTS)....43
4.3.1 Criterios de selección y dimensionamiento del sistema operativo del sistema propulsado....44
4.3.2 Motores brushless 2212 920KV....44
4.3.3 Variadores de velocidad (ESC) 30A....45
4.3.4 Batería principal LiPo 3300 mAh....45
4.3.5 Controladora de vuelo SpeedyBee F405 Mini....45
4.3.6 Conjunto de hélices....46
4.3.7 Desglose de masas del conjunto COTS....46
4.3.8 Masa total al despegue y relación empuje-peso....47
4.3.9 Conclusiones del bloque de integración de componentes....47
4.4 Diseño geométrico del chasis base (CAD)....47
4.4.1 Concepción del chasis monobloque: volumen y masa de partida....48
4.4.2 Concepción del chasis monobloque: volumen y masa de partida....49
4.4.3 Diseño de los brazos: perfil en “U” invertida orientado a la fabricación aditiva... 49
4.4.4 Tapa superior extraíble y sistema de fijación mecánica....50
4.5 Cálculo analítico del Centro de Gravedad (CG)....51
4.5.1 Equilibrio estático en el plano horizontal (Ejes X y Z)....51
4.5.2 Desarrollo analítico del CG....53
4.5.2.1 Cálculo analítico del plano horizontal de vuelo (ejes X y Z)....53
4.5.2.2 Cálculo analítico del eje horizontal (eje Y): principio de momentos....54
4.5.3 Verificación frente a las propiedades físicas de SolidWorks....55
4.5.4 Interpretación del posicionamiento del CG y estabilidad....56
4.6 Análisis analítico de la tensión en el brazo....56
4.6.1 Hipótesis de modelado: brazo como viga voladiza....56
4.6.2 Diagrama de sólido libre: momento flector y esfuerzo cortante....57
4.6.3 Propiedades de la sección en “U” invertida....57
4.6.3.1 Localización del centroide (eje neutro)....58
4.6.3.2 Momento de inercia respecto al eje neutro....58
4.6.3.3 Verificación con Solidworks....59
4.6.4 Cálculo de la tensión normal por flexión....60

4.6.5 Cálculo del coeficiente de seguridad..... 60
4.6.6 Cálculo de la flexión máxima en los brazos y deformación de la estructura..... 61
4.7 Determinación analítica de los parámetros de entrada para la simulación..... 61
4.7.1 Fuerza nominal de empuje por rotor en vuelo estacionario..... 62
4.7.2 Caso de empuje asimétrico en maniobra y reparto de cargas.....63
4.7.3 Presión estática equivalente del viento..... 63
4.7.4 Síntesis de condiciones de contorno para las simulaciones del Capítulo 5..... 65
4.7.4.1 Escenarios de vuelo (Casos 1 a 5)..... 66
4.7.4.2 Escenarios de impacto (Casos 6 a 8).....68
4.8 Conclusión del capítulo..... 70
Capítulo 5. Análisis estructural y dinámico del chasis mediante el método de elementos finitos (FEM).....71
5.1 Introducción y objetivos del análisis computacional.....71
5.1.1 Alcance y aportación del análisis estático lineal.....71
5.1.2 Alcance y aportación del análisis modal.....71
5.1.3 Criterios de simplificación geométrica y exclusión de componentes COTS..... 72
5.2 Caracterización del material (Engineering Data).....73
5.3 Discretización del dominio (Mallado) y Estudio de convergencia..... 74
5.3.1 Selección del tipo de elemento y configuración global..... 75
5.3.2 Estrategia de refinamiento local (Sizing) y control del espesor..... 76
5.3.3 Estudio de convergencia de malla..... 77
5.3.4 Critério de mallado y calidad del mallado..... 78
5.4 Configuraciones de casos de carga y condiciones de contorno..... 79
5.4.1 Caso de carga 1: Vuelo a máximo empuje (Sustentación/Hover).....80
5.4.2 Caso de carga 2: Máximo empuje con viento normal lateral.....81
5.4.3 Caso de carga 3: Máximo empuje con viento agresivo lateral.....82
5.4.4 Caso de carga 4: Máximo empuje con viento normal frontal.....82
5.4.5 Caso de carga 5: Fallo crítico de un motor.....83
5.4.6 Caso de carga 6: Aterrizaje forzoso sobre las cuatro patas.....84
5.4.7 Caso de carga 7: impacto sobre las dos patas delanteras.....84
5.4.8 Caso de carga 8: impacto frontal sobre el chasis.....85
5.5 Análisis modal y frecuencias naturales (Estudio dinámico)..... 86
5.5.1 Frecuencia de excitación forzada de los motores.....87
5.5.2 Criterio de la banda de exclusión del ± 20 %..... 88
5.5.3 Configuración del análisis en ANSYS.....88
5.6 Resultados del análisis estructural estático.....89
5.6.1 Resultados del caso 1: vuelo a máximo empuje.....89
5.6.1.1 Comparativa analítica vs computacional..... 90
5.6.2 Resultados del caso 2: máximo empuje con viento normal lateral..... 92
5.6.3 Resultados del caso 3: máximo empuje con viento agresivo lateral.....95
5.6.4 Resultados del caso 4: máximo empuje con viento normal frontal.....97
5.6.5 Resultados del caso 5: máximo empuje con viento normal frontal.....99

5.6.6 Resultados del caso 6: aterrizaje forzoso sobre las cuatro patas.....101
5.6.7 Resultados del caso 7: impacto sobre las dos patas delanteras..... 103
5.6.8 Resultados del caso 8: impacto frontal sobre el chasis.....105
5.6.9 Resumen de los resultados obtenidos del estudio estático.....107
5.7 Resultados del análisis modal..... 108
5.7.1 Primer armónico.....108
5.7.2 Segundo armónico.....108
5.8 Análisis de resultados.....109
Capítulo 6. Optimización topológica del chasis.....111
6.1 Fundamentos y objetivos de la optimización topológica..... 111
6.1.1 Optimización topológica en la jerarquía del diseño estructural óptimo.....111
6.1.2 Criterios de diseño.....112
6.1.3 Filosofía de aplicación..... 112
6.1.4 Objetivos específicos del capítulo..... 113
6.2 Configuración del algoritmo y controles de fabricación.....113
6.2.1 Base teórica de la optimización..... 114
6.2.2 Definición de la función objetivo y del dominio..... 114
6.2.3 Configuración del solver y criterios de convergencia..... 117
6.3 Análisis del mapa de densidades elementales.....118
6.4 Viabilidad económica del prototipo..... 119
6.5 Conclusión del capítulo..... 120
Capítulo 7. Rediseño CAD y validación estructural..... 121
7.1 Metodología de reconstrucción geométrica..... 121
7.2 Descripción de las modificaciones geométricas del chasis..... 121
7.2.1 Habitáculo central.....121
7.2.2 Brazos estructurales y asientos de los motores.....122
7.2.3 Apoyos de aterrizaje y tapa superior.....123
7.3 Balance de masas y eficiencia del aligeramiento..... 123
7.4 Validación numérica estructural del chasis optimizado..... 125
7.4.1 Caso de carga 1: condición de vuelo a máximo empuje..... 125
7.4.2 Caso de carga 2: condición de vuelo a máximo empuje más viento normal lateral..
.....127
7.4.3 Caso de carga 3: condición de vuelo a máximo empuje más viento agresivo lateral
.....129
7.4.4 Caso de carga 4: Máximo empuje con viento normal frontal.....131
7.4.5 Caso de carga 5: Fallo crítico de un motor.....133
7.4.6 Caso de carga 6: Aterrizaje forzoso sobre las cuatro patas.....135
7.4.7 Caso de carga 7: impacto sobre las dos patas delanteras.....137
7.4.8 Caso de carga 8: impacto frontal sobre el chasis.....139
7.4.9 Resumen de resultados del estudio estático del chasis optimizado.....141
7.5 Análisis modal y comportamiento dinámico del chasis optimizado..... 142
7.5.1 Evaluación de interferencias frecuenciales y efectos negativos..... 143

7.5.2 Líneas de trabajo futuras y propuestas de mitigación mecánica.....145
7.6 Consideraciones de diseño para fabricación aditiva (DfAM).....145
7.7 Conclusión del capítulo.....148
Capítulo 8. Análisis de resultados.....149
8.1 Enfoque del análisis de resultados.....149
8.2 Análisis del balance másico y eficiencia del aligeramiento.....149
8.2.1 Repercusión sobre la relación empuje-peso (TWR) y la autonomía.....150
8.2.2 Repercusión sobre el centro de gravedad.....150
8.3 Análisis comparativo del comportamiento estático.....151
8.3.1 Validación cruzada analítica-computacional del modelo.....151
8.3.2 Comparativa del Caso 1: vuelo a máximo empuje.....152
8.3.3 Comparativa casos 2 a 4: sensibilidad de las cargas aerodinámicas.....153
8.3.4 Comparativa del escenario de fallo crítico de motor.....155
8.3.5 Comparativa del los escenarios de impacto (casos 6 a 8).....156
8.4 Análisis comparativo del comportamiento dinámico.....160
8.4.1 Desplazamiento de las frecuencias modales.....160
Capítulo 9. Conclusiones generales y líneas de trabajo futuras.....162
9.1 Conclusiones generales.....162
9.2 Líneas de trabajo futuras.....164
BIBLIOGRAFÍA.....165
Anexos.....175
Anexo 1.....175
Anexo 2.....175
Anexo 3.....176
Anexo 4.....176
Anexo 5.....177
Anexo 6.....177
Anexo 7.....178
Anexo 8.....178
Anexo 9.....179
Anexo 10.....180
Anexo 11.....181

Índice de Figuras

Figura 1. Tipos de drone....28
Figura 2. Gráfica puntuación de los tipos de UAV....30
Figura 3. Cuadricoptero en configuración “X”....31
Figura 4. Localización del CG de un drone....32
Figura 5. Normativa de la categoría A2....38
Figura 6. Misión y perfil operativo del UAV....42
Figura 7. Configuración geométrica simétrica en X del UAV en entorno CAD....43
Figura 8. Vista isométrica limpia del chasis base en estado inicial....48
Figura 9. Detalle acotada en planta del habitáculo central y sección de holgura longitudinal... 49
Figura 10. Detalle de la sección en “U” invertida de los brazos....50
Figura 11. Vista explosionada de la tapa con el chasis....51
Figura 12. Ensamblaje generalizado con indicación del vector del centro de gravedad....52
Figura 13. Sistema de coordenadas en el eje geométrico....53
Figura 14. Ventana de SolidWorks con las propiedades de masa calculadas....55
Figura 15. Croquis del diseño del brazo de la sección en “U” invertida....58
Figura 16. Resultados de sección de SolidWorks....59
Figura 17. Coeficientes de arrastre según la geometría....64
Figura 18. Diferentes tipos de fuerza de viento....65
Figura 19. Croquis de las condiciones de contorno del caso 1....66
Figura 20. Croquis de las condiciones de contorno del caso 2....66
Figura 21. Croquis de las condiciones de contorno del caso 3....67
Figura 22. Croquis de las condiciones de contorno del caso 4....67
Figura 23. Croquis de las condiciones de contorno del caso 5....67
Figura 24. Croquis de las condiciones de contorno del caso 6....69
Figura 25. Croquis de las condiciones de contorno del caso 7....69
Figura 26. Croquis de las condiciones de contorno del caso 8....70
Figura 27. Aislamiento geométrico y simplificación del chasis base y tapa superior....73
Figura 28. Datos material añadidos al Engineering Data....74
Figura 29. Mallado del Drone base sin ajustar....75
Figura 30. Mallado del Drone base ajustada....77
Figura 31. Línea de convergencia....78
Figura 32. Condiciones de contorno para el “Caso 1”....81
Figura 33. Condiciones de contorno para el “Caso 2”....81
Figura 34. Condiciones de contorno para el “Caso 3”....82
Figura 35. Condiciones de contorno para el “Caso 4”....83
Figura 36. Condiciones de contorno para el “Caso 5”....83
Figura 37. Condiciones de contorno para el “Caso 6”....84

Figura 38. Condiciones de contorno para el “Caso 7”..... 85
Figura 39. Condiciones de contorno para el “Caso 8”..... 85
Figura 40. Factor de amplificación dinámico..... 87
Figura 41. Configuración Workbench análisis modal..... 89
Figura 42. Distribución de tensiones equivalentes de Von Mises en el chasis base (Caso 1: Vuelo)..... 90
Figura 43. Deformación total máxima (Caso de Carga 1: Vuelo)..... 91
Figura 44. Factor de Seguridad (Caso de carga 1: Vuelo)..... 91
Figura 45. Distribución de tensión equivalente de Von Mises del Caso 2..... 93
Figura 46. Deformación total del Caso 2..... 93
Figura 47. Factor de Seguridad del Caso 2..... 94
Figura 48. Distribución de tensión equivalente de Von Mises del Caso 3..... 95
Figura 49. Deformación total del Caso 3..... 96
Figura 50. Factor de Seguridad del Caso 3..... 96
Figura 51. Distribución de tensión equivalente de Von Mises del Caso 4..... 97
Figura 52. Deformación total del Caso 4..... 98
Figura 53. Factor de Seguridad del Caso 4..... 98
Figura 54. Distribución de tensión equivalente de Von Mises del Caso 5..... 99
Figura 55. Deformación total del Caso 5..... 100
Figura 56. Factor de Seguridad del Caso 5..... 100
Figura 57. Distribución de tensión equivalente de Von Mises del Caso 6..... 101
Figura 58. Deformación total del Caso 6..... 102
Figura 59. Factor de Seguridad del Caso 6..... 102
Figura 60. Distribución de tensión equivalente de Von Mises del Caso 7..... 103
Figura 61. Deformación total del Caso 7..... 104
Figura 62. Factor de Seguridad del Caso 7..... 104
Figura 63. Distribución de tensión equivalente de Von Mises del Caso 8..... 105
Figura 64. Deformación total del Caso 8..... 106
Figura 65. Factor de Seguridad del Caso 8..... 106
Figura 66. Modos de vibración del chasis base frente a las zonas de exclusión por resonancia (1.er y 2.º armónico)..... 109
Figura 67. Proceso de la optimización topológica..... 111
Figura 68. Workbench simulación topológica..... 113
Figura 69. Tabla objetivo de la simulación topológica..... 115
Figura 70. Ubicación de la geometría inalterable por parte del software..... 115
Figura 71. Objetivo del 55% de reducción de material..... 116
Figura 72. Definición de las condiciones del contorno de optimización en ANSYS..... 116
Figura 73. Parámetros de control de la optimización topológica..... 118
Figura 74. Geometría y mapa de densidades tras la optimización topológica..... 119
Figura 75. Vista isométrica superior del modelo CAD reconstruido en SolidWorks..... 122
Figura 76. Vista superior centrada del modelo CAD reconstruido en SolidWorks..... 122
Figura 77. Vista Isométrica del chasis del drone reconstruido en SolidWorks..... 123

Figura 78. Propiedades físicas del drone optimizado.....124
Figura 79. Distribución de tensiones de Von Mises del chasis optimizado del caso 1.....125
Figura 80. Deformaciones totales del caso 1.....126
Figura 81. Distribución del factor de seguridad del caso 1.....126
Figura 82. Distribución de tensiones de Von Mises del chasis optimizado del caso 2.....127
Figura 83. Deformaciones totales del caso 2.....128
Figura 84. Distribución del factor de seguridad del caso 2.....128
Figura 85. Distribución de tensiones de Von Mises del chasis optimizado del caso 3.....129
Figura 86. Deformaciones totales del caso 3.....130
Figura 87. Distribución del factor de seguridad del caso 3.....130
Figura 88. Distribución de tensiones de Von Mises del chasis optimizado del caso 4.....131
Figura 89. Deformaciones totales del caso 4.....132
Figura 90. Distribución del factor de seguridad del caso 4.....132
Figura 91. Distribución de tensiones de Von Mises del chasis optimizado del caso 5.....133
Figura 92. Deformaciones totales del caso 5.....134
Figura 93. Distribución del factor de seguridad del caso 5.....135
Figura 94. Distribución de tensiones de Von Mises del chasis optimizado del caso 6.....136
Figura 95. Deformaciones totales del caso 6.....136
Figura 96. Distribución del factor de seguridad del caso 6.....137
Figura 97. Distribución de tensiones de Von Mises del chasis optimizado del caso 7.....138
Figura 98. Deformaciones totales del caso 7.....138
Figura 99. Distribución del factor de seguridad del caso 7.....139
Figura 100. Distribución de tensiones de Von Mises del chasis optimizado del caso 8.....140
Figura 101. Deformaciones totales del caso 8.....140
Figura 102. Distribución del factor de seguridad del caso 8.....141
Figura 103. Distribución cualitativa de la deformación elástica para el Modo 4.....143
Figura 104. Distribución cualitativa de la deformación elástica para el Modo 5.....144
Figura 105. Distribución cualitativa de la deformación elástica para el Modo 6.....144
Figura 106. Resumen de filamento gastado y tiempo total de impresión.....146
Figura 107. Laminado del chasis del drone.....147
Figura 108. Comparación del caso 1 del chasis base vs chasis optimizado.....153
Figura 109. Comparación del caso 2 del chasis base vs chasis optimizado.....154
Figura 110. Comparación del caso 3 del chasis base vs chasis optimizado.....154
Figura 111. Comparación del caso 4 del chasis base vs chasis optimizado.....155
Figura 112. Comparación del caso 5 del chasis base vs chasis optimizado.....156
Figura 113. Comparación del caso 6 del chasis base vs chasis optimizado.....157
Figura 114. Comparación del caso 7 del chasis base vs chasis optimizado.....158
Figura 115. Comparación del caso 8 del chasis base vs chasis optimizado.....159
Figura 116. Comparativa de modos de vibración del chasis base y chasis optimizado.....161

Índice de Tablas

Tabla 1. Categorías operacionales del Reglamento de Ejecución (UE) 2019/947..... 20
Tabla 2. Categorías de identificación normalizadas.....21
Tabla 3. Subcategorías de la categoría abierta y condiciones operativas.....21
Tabla 4. Ficha de propiedades técnico-mecánicas del aluminio 7075-T6.....24
Tabla 5. Ficha de propiedades técnico-mecánicas de la fibra de carbono laminada.....24
Tabla 6. Ficha de propiedades técnico-mecánicas del PA12 puro..... 25
Tabla 7. Ficha de propiedades técnico-mecánicas del PA12-CF..... 25
Tabla 8. Evaluación técnico-mecánica de materiales para el chasis UAV..... 27
Tabla 9. Ficha de propiedades técnico-mecánicas del material seleccionado (PA12-CF)..... 27
Tabla 10. Análisis comparativo de arquitecturas UAV..... 30
Tabla 11. Requisitos cuantitativos de diseño del UAV..... 35
Tabla 12. Desglose de masas de componentes comerciales (COTS).....46
Tabla 13. Cálculo del momento de masa para la determinación de la coordenada vertical del CG 54
Tabla 14. Localización del eje neutro.....58
Tabla 15. Datos del momento de inercia.....59
Tabla 16. Condiciones de contorno de las fuerzas de los escenarios de vuelo..... 68
Tabla 17. Condiciones de contorno de los escenarios de impacto.....70
Tabla 18. Propiedades mecánicas del PA12-CF introducidas en el módulo Engineering Data.... 73
Tabla 19. Resultados del estudio de convergencia de malla..... 77
Tabla 20. Parámetros de calidad de la malla definitiva frente a criterios admisibles.....79
Tabla 21. Condiciones de contorno de los ocho casos de carga.....80
Tabla 22. Resumen resultados caso 1 comparados con el límite admisible..... 92
Tabla 23. Resumen resultados caso 2 comparados con el límite admisible..... 94
Tabla 24. Resumen resultados caso 3 comparados con el límite admisible..... 97
Tabla 25. Resumen resultados caso 4 comparados con el límite admisible..... 99
Tabla 26. Resumen resultados caso 5 comparados con el límite admisible..... 101
Tabla 27. Resumen resultados caso 6 comparados con el límite admisible..... 103
Tabla 28. Resumen resultados caso 7 comparados con el límite admisible..... 105
Tabla 29. Resumen resultados caso 8 comparados con el límite admisible..... 106
Tabla 30. Resumen cuantitativo de resultados del análisis estático (casos 1-8).....107
Tabla 31. Frecuencias naturales obtenidas en el análisis modal pretensado del chasis base... 108
Tabla 32. Presupuesto de ejecución material y ensamblaje del prototipo.....120
Tabla 33. Balance de masas y porcentajes de reducción de peso..... 123
Tabla 34. Resumen resultados chasis optimizado caso 1 comparados con el límite admisible.127
Tabla 35. Resumen resultados chasis optimizado caso 2 comparados con el límite admisible.129
Tabla 36. Resumen resultados chasis optimizado caso 3 comparados con el límite admisible.131

Tabla 37. Resumen resultados chasis optimizado caso 4 comparados con el límite admisible.133
Tabla 38. Resumen resultados chasis optimizado caso 5 comparados con el límite admisible.135
Tabla 39. Resumen resultados chasis optimizado caso 6 comparados con el límite admisible.137
Tabla 40. Resumen resultados chasis optimizado caso 7 comparados con el límite admisible.139
Tabla 41. Resumen resultados chasis optimizado caso 8 comparados con el límite admisible.141
Tabla 42. Resumen cuantitativo de resultados del análisis estático del chasis optimizado (casos 1-8)..... 141
Tabla 43. Frecuencias naturales obtenidas en el análisis modal del chasis optimizado.....142
Tabla 44. Balance de masas y porcentajes de reducción de peso..... 150
Tabla 45. Comparativa del centro de gravedad del UAV entre chasis base y optimizado..... 151
Tabla 46. Validación cruzada del modelo numérico frente a los desarrollos analíticos (chasis base)..... 152
Tabla 47. Comparación caso 1 del UAV con chasis base vs chasis optimizado..... 152
Tabla 48. Comparación caso 5 del UAV con chasis base vs chasis optimizado..... 155
Tabla 49. Comparación caso 6 del UAV con chasis base vs chasis optimizado..... 157
Tabla 50. Comparación caso 7 del UAV con chasis base vs chasis optimizado..... 158
Tabla 51. Comparación caso 8 del UAV con chasis base vs chasis optimizado..... 159
Tabla 52. Comparativa del espectro modal del chasis base vs chasis optimizado.....160

Índice de Ecuaciones

Ecuación 1. Ecuaciones de centro de gravedad (CG).....32
Ecuación 2. Equilibrio de fuerzas verticales en vuelo estacionario.....33
Ecuación 3. Sumatorio de momentos respecto al centro geométrico.....33
Ecuación 4. Momento flector en la raíz del brazo.....34
Ecuación 5. Momento torsor en la raíz del brazo.....34
Ecuación 6. Ley del efecto Joule.....35
Ecuación 7. Coeficiente de seguridad estático.....36
Ecuación 8. Ecuación de movimiento del oscilador simple en vibración libre no amortiguada..36
Ecuación 9. Ecuación de la Frecuencia natural.....37
Ecuación 10. Factor de amplificación dinámica.....37
Ecuación 11. Frecuencia de Excitación Forzada del Motor.....37
Ecuación 12. Frecuencia aceptada para el drone.....37
Ecuación 13. Flexión admisible del material.....39
Ecuación 14. Suma del peso del conjunto COTS y de la estructura.....47
Ecuación 15. Relación Empuje-Peso (TWR).....47
Ecuación 16. Ecuación de equilibrio de momentos estáticos de masa.....53
Ecuación 17. Ecuación esfuerzo cortante.....57
Ecuación 18. Ecuación momento flector máximo.....57
Ecuación 19. Ecuación para encontrar el centroide.....58
Ecuación 20. Momento inercia del rectángulo.....58
Ecuación 21. Momento inercia del semicírculo.....59
Ecuación 22. Tensión normal máxima.....60
Ecuación 23. Tensión tangencial máxima.....60
Ecuación 24. Momento estático.....60
Ecuación 25. Tensión tangencial máxima.....60
Ecuación 26. Tensión máxima para la flexión.....61
Ecuación 27. Peso de la plataforma.....62
Ecuación 28. Fuerza de sustentación.....62
Ecuación 29. Relación de empuje respecto a máxima potencia.....62
Ecuación 30. Par de reacción aerodinámico por motor.....62
Ecuación 31. Fallo de motor.....63
Ecuación 32. Fuerza de arrastre aerodinámico.....63
Ecuación 33. Presión estática equivalente del viento.....64
Ecuación 34. Fuerza de inercia equivalente de impacto.....68
Ecuación 35. Fuerza de inercia vertical y reacción por pata en el Caso 6.....68
Ecuación 36. Reacción por pata en el Caso 7.....69
Ecuación 37. Fuerza de inercia longitudinal en el Caso 8.....69

Ecuación 38. Pulsación natural del sistema de un grado de libertad..... 86
Ecuación 39. Frecuencia natural del sistema.....86
Ecuación 40. Razón de frecuencias..... 86
Ecuación 41. Desviación tensión de Von Mises.....90
Ecuación 42. Ley potencial de interpolación de rigidez elemental (SIMP).....114
Ecuación 43. Función de restricción de volumen global del material..... 114

Capítulo 1. Introducción

1.1 Antecedentes

En la última década, los vehículos aéreos no tripulados, denominados también UAV, han experimentado un desarrollo tecnológico sin precedentes, pasando de ser plataformas predominantemente militares o de aeromodelismo a convertirse en herramientas fundamentales en múltiples sectores industriales. En la actualidad, los UAV se emplean normalmente en labores críticas como la inspección de infraestructuras, la vigilancia y seguridad, la agricultura de precisión, la topografía y el transporte logístico ligero.

A medida que las aplicaciones de los drones se vuelven más exigentes, también lo hacen los requisitos técnicos de sus plataformas. Para garantizar el éxito de una misión, un UAV no solo debe contar con una aviónica avanzada y un sistema de propulsión eficiente, sino que requiere una base estructural sólida y optimizada. En este contexto, el diseño mecánico del chasis adquiere una relevancia especial, ya que debe proporcionar una base rígida, ligera y funcional que permita alojar correctamente los componentes del vehículo y soportar las cargas derivadas del vuelo, de las vibraciones generadas por los motores y de posibles impactos durante el aterrizaje. Además, la elección de la arquitectura estructural condiciona de forma directa aspectos como la facilidad de fabricación, la distribución interna de masas y la posibilidad de optimizar el diseño mediante herramientas de simulación numérica.

1.2 Definición del problema y justificación

Un requisito operacional previo y obligatorio en la fase de diseño de un vehículo aéreo ligero es la correcta ubicación de su centro de gravedad (CG). La posición del CG influye de manera directa y decisiva en el comportamiento dinámico de sistemas y en su estabilidad general durante el vuelo. Una distribución inadecuada de las masas, especialmente de los componentes pesados, como las baterías o los motores, pueden generar graves desequilibrios. Estos desajustes obligan al sistema de control de vuelo a realizar correcciones continuas, lo que se traduce en una pérdida de eficiencia aerodinámica, una reducción drástica de la autonomía por el aumento del consumo energético y un incremento de los esfuerzos mecánicos asimétricos sobre los brazos de la estructura.

Adicionalmente, desde el punto de vista puramente estructural, el chasis del dron debe ser capaz de soportar diversas cargas mecánicas. Estas incluyen las cargas estáticas generadas por el propio peso y el empuje máximo de los motores, las cargas dinámicas e inducción de vibraciones derivadas del giro a altas revoluciones de las hélices, así como los posibles impactos durante las fases de aterrizaje.

Para analizar y predecir el comportamiento de la estructura frente a estas condiciones antes de su fabricación física, resulta imprescindible el uso del Método de los Elementos Finitos (FEM). Esta herramienta, estándar en la ingeniería moderna, permite evaluar con precisión las tensiones, las deformaciones y los modos propios de vibración del modelo, garantizando que el diseño cumple con los coeficientes de seguridad requeridos sin incurrir en un sobredimensionamiento que penalice el peso final del vehículo.

1.3 Alcance

El alcance de este proyecto contempla el modelado tridimensional (CAD) junto al análisis frente a cargas estáticas y el estudio modal de la estructura, pero no incluye la fabricación física del prototipo, el ensamblaje real de los componentes ni las pruebas de vuelo experimentales.

1.4 Objetivos del proyecto

Para dar solución a la problemática planteada, el presente Trabajo Fin de Grado se centra en torno a los siguientes objetivos:

Objetivo general

Diseñar y optimizar estructuralmente el chasis de un UAV de tipo cuadricóptero mediante el uso de herramientas de diseño asistido por ordenador (CAD) y simulación por elementos finitos (FEM) con el fin de maximizar la reducción de masa estructural manteniendo la integridad mecánica y dinámica frente a sus condiciones operativas de carga.

Objetivos específicos

- Analizar teóricamente la influencia de la posición del centro de gravedad en la estabilidad del UAV.
- Diseñar el modelo tridimensional de la estructura del dron y la disposición de sus componentes principales utilizando el software SolidWorks.
- Configurar y ejecutar simulaciones estructurales avanzadas en el entorno ANSYS, abarcando tanto el análisis lineal como el análisis modal.
- Validar mediante una segunda campaña de simulación FEM el chasis optimizado final, cuantificando la reducción de masa global y el mantenimiento de los coeficientes de seguridad mecánicos.

1.5 Estructura de la memoria

Para alcanzar los objetivos descritos, la presente memoria se ha estructurado de forma lógica y secuencial en los siguientes capítulos:

- El **Capítulo 2** presenta el estado de arte, revisando la literatura actual sobre el diseño de UAVs, los materiales empleados comúnmente en su fabricación y los fundamentos teóricos del análisis mediante elementos finitos.
- El **Capítulo 3** detalla la metodología de diseño y la selección de requisitos y componentes comerciales, estableciendo las restricciones geométricas y de peso del modelo.
- El **Capítulo 4** aborda el diseño conceptual y el modelado CAD de las distintas piezas, así como el estudio iterativo del centro de gravedad.

- El **Capítulo 5** constituye el núcleo analítico del trabajo, describiendo la configuración del modelo de elementos finitos en ANSYS, la aplicación de cargas y condiciones de contorno, y la discusión exhaustiva de los resultados de los análisis estático y modal.

- El **Capítulo 6** expone la metodología de optimización estructural del chasis a partir de los mapas de tensiones previos, detallando las distintas posibilidades de reducción del modelo y la viabilidad económica del prototipo.

- El **Capítulo 7** Reconstrucción geométrica del modelo aligerado y su posterior validación mecánica final.

- El **Capítulo 8** hace la comparación del chasis inicial frente al chasis optimizado analizando los datos obtenidos de los dos.

- Finalmente, el **Capítulo 9** recoge las conclusiones generales extraídas a lo largo del desarrollo del proyecto y propone posibles líneas de trabajo futuro para continuar mejorando el sistema.

Capítulo 2. Metodología y estado del arte

2.1 Marco normativo operativo y restricciones aeroespaciales

El diseño de cualquier vehículo aéreo no tripulado (UAV) se encuentra subordinado desde su misma fase conceptual. Al marco jurídico que regula el espacio aéreo en el que la plataforma está destinada a operar, dicho marco legal fija los límites cuantitativos de masa, las exigencias de seguridad activa y las restricciones cinemáticas que actúan como condiciones de contorno de partida del proceso de diseño. Por este motivo, y de acuerdo con el criterio metodológico adoptado en el presente trabajo, la definición de los requisitos normativos preceden deliberadamente a la creación de los criterios de diseño estructural para poder garantizar que tanto la geometría como la masa del chasis se conciban desde el origen dentro del escenario operativo legalmente admisible.

El ámbito de la Unión Europea, el régimen aplicable a la operación de aeronaves no tripuladas se articula en torno a dos instrumentos jurídicos complementarios y jerárquicamente coordinados: **el Reglamento de Ejecución (UE) 2019/947 [2],** que regula la utilización de las aeronaves no tripuladas; y **el Reglamento Delegado (UE) 2019/945 [1]**, que establece los requisitos de diseño y fabricación de los sistemas de aeronaves no tripuladas (UAS) y las condiciones para su comercialización. Mientras el primero define *cómo* y *dónde* puede operarse la aeronave, el segundo determina *qué* características técnicas debe reunir el producto. Ambos se analizan a continuación con el fin de comprender las restricciones técnicas concretas que condicionan el dimensionamiento del UAV objeto de estudio.

2.1.1 El Reglamento de Ejecución (UE) 2019/947: régimen operativo de las aeronaves no tripuladas

El **Reglamento de Ejecución (UE) 2019/947** de la **Comisión del 24 de mayo de 2019,** constituye la norma de referencia que regula la utilización de las aeronaves no tripuladas en el espacio aéreo europeo. La filosofía reguladora se fundamenta en un enfoque basado en el riesgo según el cual las exigencias impuestas al operador, al piloto a distancia y a la propia aeronave son proporcionales al riesgo intrínseco de la operación. Sobre esta base, el Reglamento clasifica las operaciones en **tres categorías operacionales**: la **categoría "abierta"**, que agrupa las operaciones de mayor riesgo, la **categoría "específica"**, destinada a operaciones de riesgo intermedio sujetas a evaluación y autorización, y por último la **categoría "certificada"**, la cual se reserva a las operaciones de mayor riesgo, equiparables en su tratamiento a la aviación tripulada convencional **[2]**.

Tabla 1. Categorías operacionales del Reglamento de Ejecución (UE) 2019/947

Aspecto / Categoría	Categoría abierta	Categoría específica	Categoría certificada
Nivel de riesgo	Bajo	Medio	Alto
Autorización requerida	Ninguna (ni autorización ni declaración previa)	Autoridad competente evaluación de riesgo (SORA) o declaración en escenarios estándar (STS)	Certificación de la aeronave, del operador y licencia del piloto a distancia
Régimen y condiciones aplicables	≤ 120 m, no sobrevolar concentraciones de personas ni transporte de mercancia peligrosa	Operaciones que excedan los límites de la categoría abierta	Régimen equiparable al de la aviación tripulada

El UAV desarrollado en este proyecto se concibe para operar dentro de la **categoría "abierta"** por ser la que se ajusta al perfil de misión de inspección técnica de baja exposición al riesgo previsto. Esta categoría presenta la ventaja operativa de no requerir autorización previa por parte de la autoridad competente ni declaración del operador antes del inicio del vuelo, siempre que se respeten estrictamente las limitaciones recogidas en la **Parte A del Anexo de Reglamento.** Entre estas limitaciones de carácter transversal destacan las siguientes: el mantenimiento permanente de la aeronave dentro del alcance visual directo del piloto, salvo en modo autónomo o con observador del espacio aéreo, la prohibición de sobrevolar concentraciones de personas, la limitación de la altura máxima de vuelo a 120 metros respecto del punto más próximo de la superficie terrestre, la prohibición de transportar mercancías peligrosas o de liberar materiales en vuelo y la pertenencia de la aeronave a una de las clases de identificación definidas en el **Reglamento Delegado (UE) 2019/945**. Adicionalmente, la **categoría "abierta"** se subdivide en **tres subcategorías operacionales (*A1,A2* y *A3*)**, diferenciadas en función de la proximidad admisible a las personas no participantes en la operación y de la clase técnica de la aeronave empleada. **[1]**

2.1.2 El Reglamento de Delegado (UE) 2019/945: requisitos de producto y clasificación de los UAS

Complementando al régimen operativo, el **Reglamento Delegado (UE) 2019/945** regula los requisitos de diseño, fabricación y comercialización de los sistemas de aeronaves no tripuladas. Su disposición de mayor relevancia a efectos del presente proyecto es la clasificación de las aeronaves en clases de identificación normalizadas **(marcado de clase C)** establecidas fundamentalmente en función de la masa máxima de despegue (MTOM) y del nivel de prestaciones y sistemas de seguridad que incorpora cada plataforma. Esta clasificación se sintetiza de la siguiente manera **(Tabla 2)**:

Tabla 2. Categorías de identificación normalizadas

Clase	Masa MTOM (Kg)
C0	< 0,25
C1	< 0,90
C2	< 4,00
C3	< 25,00
C4	< 25,00 (desprovistos de modos de control automático)

Cada clase lleva aparejado un conjunto específico de requisitos técnicos de obligado cumplimiento. En especial, las **aeronaves de clase C2** (clase de referencia para la operación de este proyecto) deben incorporar, entre otros sistemas, un modo de baja velocidad seleccionable que limite la velocidad de desplazamiento a un máximo de 3m/s, sistemas de identificación a distancia directa y en red, sistemas de geo consciencia, aviso de batería baja, número de serie y alimentación eléctrica. La relevancia de este Reglamento radica en que la clase de producto asignada a la aeronave condiciona de manera directa la subcategoría operacional en la que esta puede emplearse, establece así el nexo técnico entre los requisitos de fabricación del **Reglamento 2019/945** y las condiciones de operación del **Reglamento 2019/947**.

2.1.3 La "Categoría Abierta", subapartado A2: alcance y condiciones operativas

Dentro de la **categoría "abierta"**, el UAV objetivo de estudio se **proyecta para operar en la subcategoría A2**, posición intermedia entre la **subcategoría A1** (máxima proximidad a personas) y la s**ubcategoría A3** (restringida a zonas alejadas de personas y entorno urbanos). La **subcategoría A2** habilita la operación en proximidad de personas no participantes sin llegar a sobrevolar las, lo que hace perfecta para misiones de inspección técnica desarrolladas en las inmediaciones de infraestructuras industriales y personal de operación. Esta subcategoría exige la utilización de una aeronave con **marcado de clase C2 o inferior** y por tanto una MTOM inferior a 4Kg.

Tabla 3. Subcategorías de la categoría abierta y condiciones operativas

Subcategoría	Clase de UAS	MTOM (Kg)	Distancia mínima a personas no participantes	Proximidad a personas admisibles
A1	C0 / C1	< 0,25 (C0) / <0.90 (C1)	No se fija distancia mínima	Máxima: sobre personas aisladas solamente
A2	C2	< 4,00	30 m (reducible a 5 m con el modo de baja velocidad activo)	Media: Vuelo sin llegar a sobrevolar personas no participantes

A3	C2 / C3 / C4	< 25,00	150 m de zonas residenciales, comerciales o industriales	Mínima: zonas alejadas de personas y entornos urbanos

En cuanto a las condiciones operativas, la **subcategoría A2** impone el mantenimiento de una **distancia horizontal mínima de seguridad de 30 metros** respecto a las personas no participantes en la operación. Esta distancia puede reducirse hasta un **mínimo de 5 metros** cuando la aeronave dispone de la función activa de baja velocidad y previa evaluación de la situación por parte del piloto a distancia. Por lo cual, la operación queda igualmente sujeta al límite general de **altura de vuelo de 120 metros** y requiere que el piloto a distancia esté en posesión del certificado de competencia correspondiente a la **subcategoría A2.** La elección de este escenario operativo determina el conjunto de exigencias que la estructura del UAV debe satisfacer para resultar conforme con la normativa vigente. **[2]**

2.2 Selección de materiales y justificación de la fabricación aditiva

La selección del material constructivo constituye una de las decisiones de ingeniería más determinantes del proyecto, debido a lo que condiciona simultáneamente la resistencia mecánica, el comportamiento dinámico y la fabricabilidad del chasis. Dado que el objetivo del presente trabajo es la reducción de la masa estructural manteniendo la integridad mecánica, el material idóneo no es necesariamente el de mayores prestaciones absolutas.

Sino aquel que ofrece el **mejor comportamiento** entre prestaciones mecánicas específicas (por unidad de masa), **facilidad para la fabricación** de una geometría compleja y compatibilidad con un modelado computacional fiable. Bajo este principio, es este proyecto se ha evaluado la sustitución de materiales estructurales tradicionales por polímeros técnicos avanzados optimizados para el diseño orientado a la fabricación aditiva (DfAM).

2.2.1 Criterio de selección de material estructural

La evaluación de los materiales candidatos se ha elegido por un conjunto de criterios ponderados, derivados directamente de los requisitos operativos y estructurales de la plataforma:

- **Baja densidad (p):** La masa de cualquier sólido depende de la densidad del material y el volumen geométrico que ocupa. Un material idóneo para un vehículo aéreo debe de ser aquel que tenga la mínima densidad para obtener el límite de masa al despegue de la Categoría Abierta (subapartado A2), maximizar la relación empuje-peso (TWR) y alargar la autonomía de vuelo, por lo tanto la densidad es un factor fundamental.

- **Resistencia específica adecuada (σ_y):** El chasis del vehículo aéreo debe de soportar las cargas de empuje, momentos flectores y esfuerzos torsionales, por lo que el material

debe de tener un margen suficiente frente a la plastificación. Un margen perfecto tiene que maximizar la relación entre el límite elástico del material y su densidad para poder sacarle el máximo provecho.

- **Comportamiento a flexión adecuado:** Este criterio es importante ya que los brazos del chasis trabajan sobretodo a flexión producido por los motores, el material debe de tener una respuesta flexional suficiente que limite la flexión en los extremos de los brazos, porque al tener una flexión excesiva modifica el empuje nominal de los motores, afectando el vuelo del vehículo aéreo.

- **Rigidez suficiente:** La rigidez del material debe proporcionar estabilidad estructural y contribuir a desplazar las frecuencias naturales fuera de la banda de excitación de los motores para evitar los fenómenos de la resonancia.

- **Resistencia a compresión:** Las ubicaciones de sujeción y la de las zonas de apoyo como el tren de aterrizaje quedan sometidas a estados de compresión local al contactar con el suelo, por lo que el material tiene que ofrecer una resistencia a compresión suficiente para mantener la integridad de estas regiones frente a las cargas transitorias transmitidas a la hora del aterrizaje.

- **Aptitud para la fabricación aditiva (DfAM):** El material debe ser compatible con la fabricación aditiva por deposición fundida (FDM), permitiendo fabricar geometrías complejas y optimizadas imposibles de obtener mediante procesos convencionales.

- **Resistencia al impacto:** El comportamiento del material frente a cargas dinámicas de aterrizaje o impacto que pueda haber, exige una notable capacidad de energía y un carácter dúctil que evite la fractura del material para garantizar más vida al vehículo aéreo en causa de accidente.

- **Viabilidad económica y disponibilidad comercial:** Por último, el material debe de minimizar costes de utillaje y plazos de prototipado, al igual que estar disponible en un grado comercial suministrado por un proveedor que garantice la trazabilidad de las propiedades mecánicas empleadas en la ficha técnica.

2.2.2 Evaluación de las alternativas consideradas

A partir de los criterios anteriores se han analizado cuatro materiales representativos: una aleación metálica de alto rendimiento, un compuesto laminado y dos poliamidas técnicas.

2.2.2.1 Aleación de aluminio 7075-T6

La aleación de aluminio 7075-T6 constituye una referencia clásica en estructuras aeronáuticas ligeras, con una elevada resistencia (límite elástico de 503 MPa) y una notable rigidez (módulo de Young de 71,70 GPa). No obstante, su densidad de 2,81 g/cm^3 casi triplica la de los

polímeros evaluados, lo que penaliza de forma crítica el objetivo de aligeramiento de la plataforma e incrementa de manera inadmisible la masa inercial del conjunto. A esta limitación se suma su incompatibilidad con la fabricación aditiva, su conformado exigiría procesos sustractivos o de deformación y dificultará la integración monolítica de la geometría compleja del chasis. Por lo que, queda descartada por motivos másicos y de fabricación.**[27]**

Tabla 4. Ficha de propiedades técnico-mecánicas del aluminio 7075-T6

Magnitud técnica / Propiedad	Valor numérico	Unidad de medida (SI)
Densidad (ρ)	$2{,}81 \times 10^{3}$	Kg/m^3
Módulo de elasticidad (E)	$7{,}17 \times 10^{9}$	Pa
Límite elástico (σ_y)	$5{,}13 \times 10^{8}$	Pa
Coeficiente de Poisson (υ)	0,33	Adimensional

2.2.2.2 Fibra de carbono (laminado)

El laminado de fibra de carbono presenta las propiedades mecánicas específicas más elevadas del conjunto evaluado, debido a su baja densidad de 1,76 g/cm^3 con una resistencia de 3530 MPa y una rigidez de 230 GPa. Sin embargo, su idoneidad se ve comprometida por consideraciones de naturaleza geométrica y tecnológica. Al tratarse de una tecnología esencialmente laminar, su empleo restringe el diseño específico, lo que encarece notablemente el proceso y alarga los plazos de prototipado. Adicionalmente, su isotropía deriva de la orientación direccional de las fibras, complicando la hipótesis de isotropía macroscópica requerida por el modelo de elementos finitos. Estas limitaciones lo hacen inviable para la integración del chasis y sus interfaces de sujeción en una pieza única de geometría compleja, motivo por el cual se descarta.**[28]**

Tabla 5. Ficha de propiedades técnico-mecánicas de la fibra de carbono laminada

Magnitud técnica / Propiedad	Valor numérico	Unidad de medida (SI)
Densidad (ρ)	$1{,}76 \times 10^{3}$	Kg/m^3
Módulo de elasticidad (E)	$2{,}30 \times 10^{11}$	Pa
Límite elástico (σ_y)	$3{,}53 \times 10^{9}$	Pa
Coeficiente de Poisson (υ)	0,20	Adimensional

2.2.2.3 PA12 puro (Nylon-SLS)

La poliamida 12 sin refuerzo, procesada mediante sinterizado selectivo por láser (SLS), ofrece la menor densidad del conjunto con 1,01 g/cm^3 con y una compatibilidad plena con la fabricación aditiva. Por otro lado, presenta el menor límite elástico de todos los candidatos (48 MPa) y, en consecuencia, la menor resistencia específica de las alternativas poliméricas, lo que proporciona un margen mecánico insuficiente frente a las solicitudes dinámicas y los momentos torsionales concentrados en la raíz de los brazos. Esta carencia de prestaciones estructurales en su estado no reforzado es lo que justifica la incorporación de un refuerzo de fibra que eleve su capacidad portante sin comprometer significativamente su ligereza. **[29]**

Tabla 6. Ficha de propiedades técnico-mecánicas del PA12 puro

Magnitud técnica / Propiedad	Valor numérico	Unidad de medida (SI)
Densidad (ρ)	1,01 x 10^3	Kg/m^3
Módulo de elasticidad (E)	1,70 x 10^9	Pa
Límite elástico (σ_y)	4,80 x 10^7	Pa
Módulo flexural (E_f)	70,00 x 10^6	Pa
Coeficiente de Poisson (υ)	0.35	Adimensional

2.2.2.4 PA12-CF (Poliamida 12 reforzada con fibra de carbono)

La poliamida 12 reforzada con fibra de carbono micro fragmentada (PA12-CF) constituye la evolución estructural de la poliamida base. Con una densidad de tan solo 1,06 g/cm^3, un elevado límite elástico de hasta 69,3 MPa, lo que supone un incremento de la resistencia próxima al 44% respecto al material sin refuerzo y la mayor resistencia específica entre las poliamidas evaluadas. La incorporación de fibras cortas de carbono restringe la movilidad de las cadenas poliméricas, lo que se traduce en una mejora de la estabilidad dimensional, de la resistencia térmica y del comportamiento frente al impacto. Su carácter de polímero para la fabricación aditiva permite materializar la geometría del chasis en una sola pieza.

Tabla 7. Ficha de propiedades técnico-mecánicas del PA12-CF

Magnitud técnica / Propiedad	Valor numérico	Unidad de medida (SI)
Densidad (ρ)	1,06 x 10^3	Kg/m^3
Módulo de elasticidad (E)	3,75 x 10^9	Pa
Límite elástico (σ_y)	69,30 x 10^6	Pa
Módulo flexural (E_f)	114,10 x 10^6	Pa
Coeficiente de Poisson (υ)	0.35	Adimensional

2.2.3 Justificación de la selección del PA12-CF

Del análisis comparativo anterior, se visualiza que ninguno de los materiales tradicionales satisface simultáneamente la totalidad de los criterios de selección establecidos. La aleación de aluminio 7075-T6 queda excluida por su densidad excesiva y método de fabricación, el laminado de fibra de carbono, pese a tener prestaciones específicas superiores, resulta inviable por sus restricciones geométricas, su anisotropía y el elevado coste de utillaje, y por último, la poliamida 12 sin refuerzo, siendo la más ligera pero carece de margen de resistencia necesaria.

En este escenario, sólo queda la PA12-CF, elegida como la mejor solución debido a los requisitos específicos del proyecto, ya que, frente a la poliamida base incrementa de forma sustancial la resistencia y la estabilidad dimensional con una penalización insignificante de la masa. Frente a los otros materiales, como el aluminio y el laminado de fibra de carbono, aporta una densidad muy reducida y sobre todo una compatibilidad total con la fabricación aditiva que posibilita la integración del chasis y sus interfaces en una única pieza de geometría compleja. Esta elección se justifica sobre la base de cuatro criterios técnicos:

- **Rigidez específica elevada:** El refuerzo de fibra de carbono incrementa sustancialmente el módulo elástico de la matriz polimérica manteniendo una densidad reducida. A partir de las propiedades recogidas en la **Tabla 7**, con un módulo de elasticidad E = 3,75 GPa y una densidad $\rho = 1{,}06 \cdot 10^3$ Kg/m^3, la rigidez específica del compuesto se queda en $E/\rho = 3{,}54 \cdot 10^6$ J/Kg. Este parámetro es determinante en estructuras donde la masa es la variable crítica, resulta superior al de los polímeros termoplásticos convencionales no reforzados, lo que permite alcanzar la rigidez requerida con menor aporte de material.

- **Resistencia mecánica y tenacidad:** El límite elástico del compuesto (σ_y = 69.3 MPa) proporciona el margen resistente necesario frente a las tensiones de flexión inducidas por el empuje de los rotores, mientras que la naturaleza semicristalina de la poliamida 12 confiere a la matriz una notable tenacidad y resistencia al impacto, propiedad relevante ante las solicitaciones de aterrizaje.

- **Compatibilidad con el entorno térmico operativo:** La estabilidad térmica del compuesto resulta adecuada para alojar en proximidad los componentes electrónicos de potencia (variadores y motores), cuya disipación se gestiona mediante refrigeración pasiva por convección, según se detallará en el diseño del habitáculo.

En conjunto, la combinación PA12-CF + FDM ofrece la mejor relación entre prestaciones mecánicas, ligereza y viabilidad de fabricación para los objetivos del proyecto, justificando su selección frente a alternativas como el PLA, que tiene una baja temperatura de transición y comportamiento frágil, o el ABS siendo de menor rigidez y mayor tendencia al alabeo.

Por lo cual, se determina la selección de la **poliamida 12 reforzada con fibra de carbono (PA12-CF)** como material estructural para el UAV, en su estado comercial suministrado por el fabricante industrial Weerg.

Tabla 8. Evaluación técnico-mecánica de materiales para el chasis UAV

Material	Densidad (ρ) [g/cm³]	Límite Elástico (σ_y) [MPa]	Modulo de Young (E) [GPa]
Aleación de aluminio 7075-T6	2,81	503,00	71,70
Fibra de carbono (Laminado)	1,60	600,00	70,00
PA12 Puro (Nylon-SLS)	1,01	48,00	1,65
PA12-CF (Poliamida + Fibra de carbono 3D)	1,06	69,30	3,75

2.2.4 Ficha técnica y propiedades mecánicas de diseño PA12-CF

Una vez justificada la elección, se detallan las propiedades mecánicas del grado comercial seleccionado, que constituyen las magnitudes de entrada introducidas en las ecuaciones de gobierno computacional. A diferencia de las poliamidas genéricas convencionales, este compuesto combina una **densidad reducida**, minimizando así la masa inercial de la plataforma y optimizando la relación empuje-peso global del sistema, con una **resistencia a las tracción de 69,30 MPa**, adecuada para soportar las cargas dinámicas y los momentos torsionales inducidos por las plantas motrices en condiciones de ráfaga máxima.

Las magnitudes de diseño se rigen bajo estándares internacionales de ensayo de polímeros (**ISO**), como se recogen en la siguiente **Tabla 9**:

Tabla 9. Ficha de propiedades técnico-mecánicas del material seleccionado (PA12-CF)

Magnitud técnica / Propiedad	Norma de ensayo	Valor numérico	Unidad de medida (SI)
Densidad (ρ)	ISO 1183	$1,06 \times 10^3$	Kg/m^3
Módulo de elasticidad (E)	ISO 527	$3750,00 \times 10^6$	Pa
Límite elástico (σ_y)	ISO 527	$69,30 \times 10^6$	Pa
Módulo flexural (E_f)	ISO 178	$114,10 \times 10^6$	Pa
Coeficiente de Poisson (υ)	Estimación teórica	0.35	Adimensional

Capítulo 3. Marco teórico y requisitos de diseño

3.1 Estado actual de las plataformas UAV y selección de la arquitectura

En la fase inicial de diseño de un vehículo aéreo no tripulado (UAV), resulta imperativo definir la arquitectura cinemática y de sustentación de la plataforma. La elección de la configuración de los rotores determina directamente la complejidad estructural, la capacidad de carga útil, el consumo y el rendimiento dinámico del sistema de vuelo.

3.1.1 Contexto tecnológico y clasificación de las plataformas

Desde un punto de vista funcional, las plataformas UAV **se clasifican habitualmente en tres grandes familias**: las aeronaves de **ala fija**, que obtienen la sustentación por medios aerodinámicos, los **multirrotores**, que la generan por el empuje vertical directo y por último están las **configuraciones híbridas** de despegue y aterrizaje vertical (VTOL), que combinan ambos principios. La selección entre estas familias no es arbitraria, sino que responde al perfil de misión previsto. En el caso particular de las aplicaciones de inspección, predominan los requisitos de vuelo estacionario estable, maniobrabilidad a baja velocidad y precisión de posicionamiento. Este tipo de condiciones se orientan bastante a una elección hacia las arquitecturas multirrotor. **[21]**

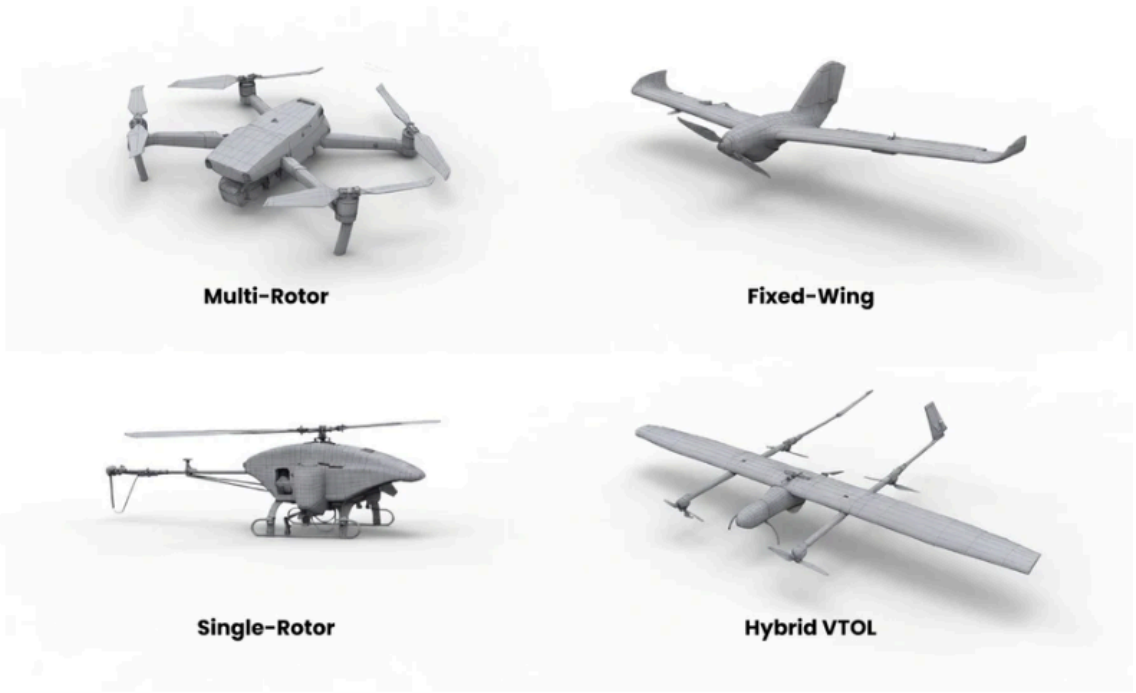


Figura 1. Tipos de drone

3.1.2 Criterio de evaluación de las plataformas

Para justificar de forma objetiva la elección de la plataforma a diseñar en este proyecto, se han evaluado tres configuraciones estándar en la industria actual, el cuadricóptero, el hexacóptero y el ala fija, atendiendo a un conjunto de variables técnicas que resultan determinantes para los objetivos estructurales del trabajo. Estas variables son:

- **Complejidad estructural:** En este aspecto, el cuadricóptero presenta la configuración más sencilla, articulada en torno al chasis en disposición en X que minimiza el número de elementos resistentes. El hexacóptero incrementa esta complejidad al requerir un mayor número de brazos, mientras que el ala fija introduce superficies de control móviles que elevan sustancialmente la complejidad mecánica del conjunto.

- **Relación empuje-peso:** La arquitectura de cuadricóptero permite alcanzar valores elevados gracias a la ligereza intrínseca de su estructura, mientras que, el hexacóptero pese a disponer de mayor empuje total instalado por el número de brazos, penaliza esta relación a causa del incremento del peso en vacío asociado a sus brazos y actuadores adicionales. En cuanto al ala fija, este parámetro no resulta directamente comparable, dado que la sustentación es de naturaleza aerodinámica y no de empuje vertical.

- **Redundancia ante fallos:** En caso de fallo de algún rotor, cada arquitectura se comporta de manera diferente. El cuadricóptero es su punto más débil comparado con las otras dos, ya que el fallo de un único motor compromete íntegramente la estabilidad y deriva en la pérdida de la aeronave. En cambio, el hexacóptero ofrece una elevada redundancia al poder conservar la capacidad de vuelo controlado tras la pérdida de un motor. Por último, el ala fija presenta una redundancia intermedia, limitada por su capacidad de planeo.

- **Eficiencia en vuelo estacionario:** Representa la potencia requerida para sostener el vuelo en un punto fijo sin gastar demasiada autonomía, resultando indispensable el perfil de la misión a la que será utilizado este vehículo aéreo, el donde la plataforma debe mantener posiciones fijas frente al elemento inspeccionado.

3.1.3 Análisis comparativo del mercado

El análisis comparativo de las tres plataformas se sintetiza en la **(Tabla 10)**. Partiendo desde los criterios definidos, se valorará cada una de las tres arquitecturas en una escala de 1 a 5, asignando la puntuación más elevada a la configuración que mejor favorezca los objetivos estructurales, de masa y objetivo de misión del proyecto. Se aplicará una matriz de decisión ponderada, que se interpretará de la siguiente manera: Comportamiento óptimo para los objetivos (5), satisfactorio con penalización mínima (4), intermedio (3), deficiente (2) y desfavorable o incompatible (1).

Cada criterio se le ha añadido un peso en función del objetivo del proyecto y el perfil de la misión, siendo estos: la complejidad estructural se le ha asignado un 30% por su vínculo directo con el método de fabricación, modelado en CAD y la masa en vacío, la relación empuje-peso y a la eficiencia de vuelo se le han asignado un 25% a cada uno por su efecto sobre la fracción de

masa útil y sobre la misión de inspección, y por último, a la redundancia ante fallo de motor un 20% al no ser un critério dimensionante para la optimización estructural y ser un critério fuera de nuestras manos.

Tabla 10. Análisis comparativo de arquitecturas UAV

Critério	Cuadricóptero	Hexacoptero	Ala fija
Complejidad estructural (30%)	Baja - 5	Media - 3	Alta - 1
Relación empuje/peso (25%)	Alta - 5	Media-alta - 4	No aplica - 1
Redundancia ante fallos (20%)	Nula - 1	Alta - 5	Media - 3
Eficiencia en vuelo estacionario (25%)	Óptima - 5	Subóptima -3	Nula - 1
Puntuación total ponderada	**4,20**	**3,65**	**1,40**

3.1.4 Selección y justificación de la arquitectura

Sobre la base de la comparativa recogida (**Figura 2**), se selecciona la configuración de **cuadricóptero en disposición en X (Figura 3)** para el desarrollo de este proyecto. Esta decisión se justifica por ofrecer el mejor equilibrio entre ligereza estructural y capacidad de carga, factor determinante para una plataforma cuya optimización de masa constituye el objetivo central del proyecto.

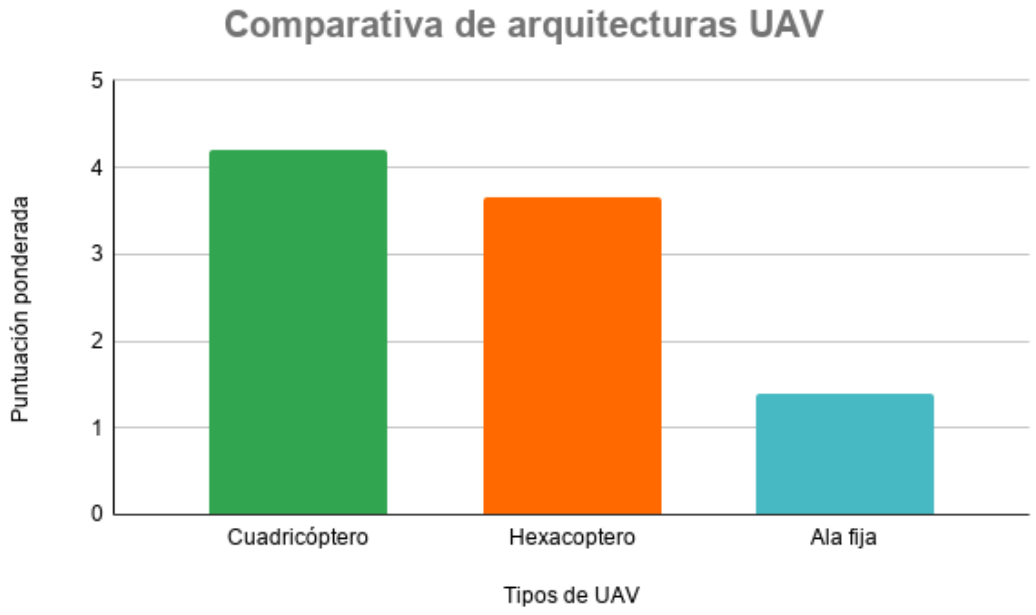


Figura 2. Gráfica puntuación de los tipos de UAV

Se descarta el hexacóptero debido a que el incremento del número de brazos y actuadores eleva innecesariamente el peso estructural en vacío, penalizando así la autonomía del sistema sin aportar una ventaja funcional decisiva en el perfil de misión considerado. Del mismo modo, se descarta el ala fija por no ajustarse al requisito de vuelo estacionario propio de las aplicaciones de inspección, en las que la capacidad de mantener una posición fija prevalece sobre la eficiencia en vuelo de crucero.

La elección de la disposición en cruz simétrica responde no sólo a consideraciones estructurales, sino también debido a su geometría que distribuye los esfuerzos de empuje de forma equilibrada respecto al centro del chasis y favorece la coincidencia entre el centro de gravedad y el centro geométrico de empuje, condición se analizará en detalle en el apartado siguiente. Esta configuración resulta especialmente adecuada para su fabricación como pieza monocasco mediante técnicas aditivas.

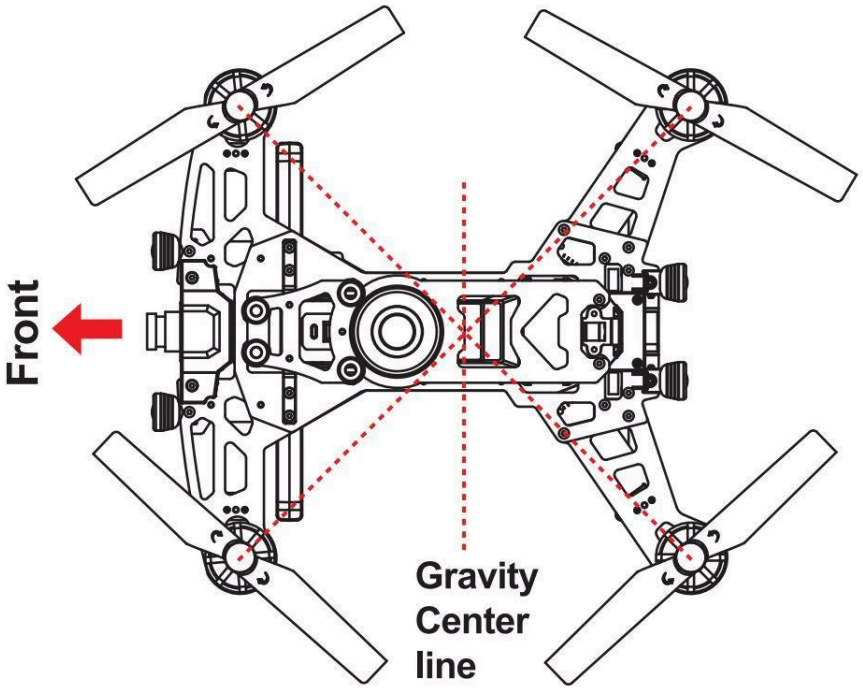


Figura 3. Cuadricoptero en configuración “X”

3.2 Dinámica de vuelo y relevancia del Centro de Gravedad (CG)

El comportamiento de un multirrotor depende de manera determinante de la distribución de sus masas. A diferencia de una aeronave de ala fija, en la que la sustentación se reparte de forma contínua sobre las superficies portantes, en un cuadricóptero el sostenimiento del vuelo recae sobre cuatro acciones puntuales, los empujes de los rotores, cuyo equilibrio respecto a la masa suspendida gobierna tanto la estabilidad de la plataforma como el estado tensional del chasis. Por este motivo, la posición del centro de gravedad (CG), no constituye los parámetros de configuración, sino la variable que conecta la distribución másica del UAV con las solicitaciones mecánicas que más adelante se evaluarán mediante el método de elementos finitos.

3.2.1 Modelo y sistema de referencia

Se adopta un sistema de referencia solidario al cuerpo del UAV, con origen en el centro geométrico del chasis (posición en el centroide de las posiciones de los cuatro rotores), el eje *Y* orientado según la dirección nominal del empuje y los ejes *X* y *Z* contenidos en el plano de los rotores. En la **configuración en X**, los cuatro rotores se numeran de 1 a 4 y se sitúan simétricamente a una distancia L_i del origen, generando cada uno un empuje T_i paralelo al eje *Y*. Cada rotor transmite además a su brazo un par de reacción Q_i, originado por la resistencia aerodinámica de las hélices y de sentido opuesto al giro. **[11]**

3.2.2 Localización del centro de gravedad

La posición del centro de gravedad se obtiene como la media de las posiciones de cada componente del sistema (motores, estructura, batería, electrónica de control, y carga útil) ponderada por su masa respectiva. Tomando el origen en el centro geométrico del chasis, sus coordenadas se determinan mediante la siguiente **Ecuación 1**:

$$X_{CG} = \frac{\Sigma(m_i \cdot x_i)}{M_{total}} \; ; \; Y_{CG} = \frac{\Sigma(m_i \cdot y_i)}{M_{total}} \; ; \; Z_{CG} = \frac{\Sigma(m_i \cdot z_i)}{M_{total}}$$

Ecuación 1. Ecuaciones de centro de gravedad (CG)

donde m_j y (x_j, y_j, z_j) representan respectivamente, la masa y la posición de cada componente, y la masa total del sistema es el sumatorio de todas las masas del conjunto sujetas al requisito de diseño de masa máxima al despegue. Dado que el origen se ha situado en el centro geométrico de empuje, las coordenadas resultantes cuantifican directamente el desplazamiento del CG respecto a dicho centro, esto es: $\Delta X = X_{CG}$ y $\Delta Z = Y_{CG}$.

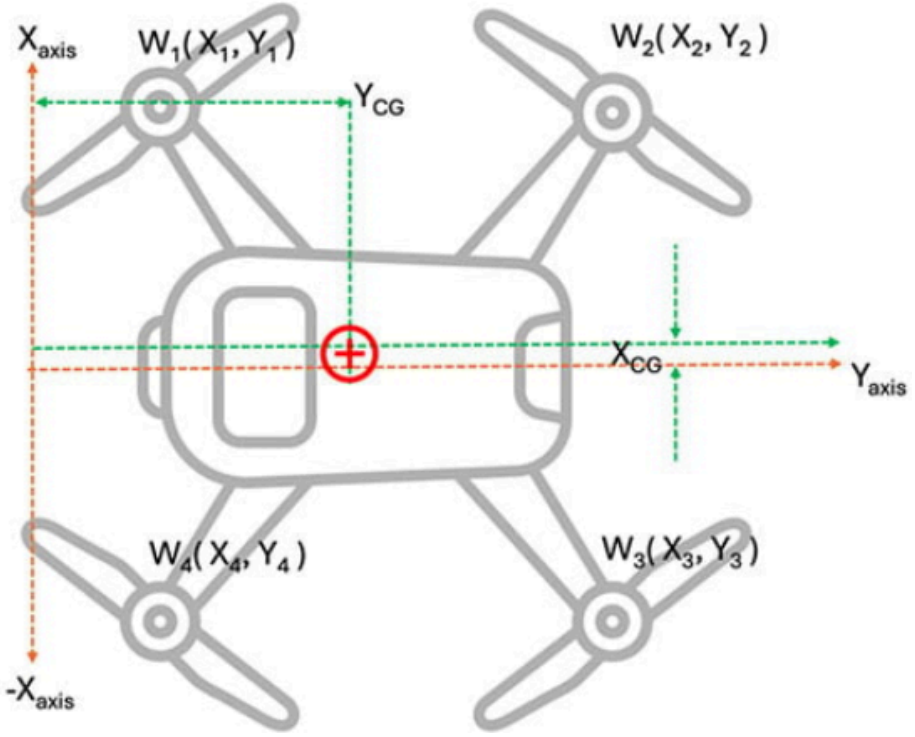


Figura 4. Localización del CG de un drone

3.2.3 Equilibrio estático: vuelo estacionario ideal con CG centrado

En la condición ideal de vuelo estacionario, el centro de gravedad coincide tridimensionalmente con el centro geométrico de empuje ($\Delta X = \Delta Z = 0$). Bajo esta hipótesis, el equilibrio de fuerzas en la dirección vertical exige que la suma de los empujes compense exactamente el peso del sistema:

$$\sum_{i=1}^{4} = T_i = m \cdot g$$

Ecuación 2. Equilibrio de fuerzas verticales en vuelo estacionario

Como consecuencia de la simetría del chasis y de la coincidencia del CG con el centro geométrico, los cuatro empujes resultan equivalentes, $T_1 = T_2 = T_3 = T_4 = m \cdot g / 4$, y el equilibrio de momentos respecto a los ejes del plano, sin necesidad de acción correctora. En estas condiciones todos los motores operan en idéntico régimen y el chasis soporta una distribución de cargas simétrica y predecible. [**37**]

3.2.4 Equilibrio dinámico: efecto del desplazamiento del CG

En una plataforma real, las tolerancias de fabricación y la integración de la electrónica, la batería y carga útil provocan que el CG se desplace respecto al centro geométrico una distancia ΔX. El peso aplicado ahora en el CG desplazado genera un momento respecto al centro geométrico que rompe la simetría anterior. La condición de equilibrio de momentos pasa a escribirse según la siguiente **Ecuación 3**:

$$\sum M = 0 \Rightarrow T_i \cdot L_i - m \cdot g \cdot \Delta x = 0$$

Ecuación 3. Sumatorio de momentos respecto al centro geométrico

Para restablecer el equilibrio sin que la plataforma adquiera aceleración angular, el sistema deberá redistribuir el empuje, los rotores situados del lado hacia el que se ha desplazado el CG deben incrementar su empuje, mientras que los opuestos lo reducen. Esto obliga a los motores más próximos al eje de desplazamiento del CG a operar de forma sostenida en un régimen superior.

Hay que tener en cuenta que, en la disposición en X, los brazos forman un ángulo de 45º con los ejes del cuerpo, por lo que la distancia efectiva L_i empleada en el equilibrio de momentos corresponde a la proyección de la longitud del brazo sobre el eje considerado y no a su longitud total. [**37**]

3.2.5 Repercusión estructural: momento flector y torsor en los brazos

Desde la perspectiva del diseño estructural, la distribución del empuje descrita tiene una consecuencia directa sobre el estado de cargas de los brazos del chasis, que constituyen las condiciones de contorno del posterior análisis por elementos finitos. El empuje de cada rotor induce en la raíz de su brazo un momento flector de magnitud:

$$M_{f,i} = T_i \cdot L_i$$

Ecuación 4. Momento flector en la raíz del brazo

De modo que los brazos que soportan los rotores sobrecargados quedan sometidos a un momento flector mayor y permanente, no transitorio. A esta solicitación se superpone la torsión sometida por el par de reacción aerodinámico de la hélice, que actúa sobre el eje longitudinal del brazo:

$$M_{t,i} = Q_i$$

Ecuación 5. Momento torsor en la raíz del brazo

La combinación de flexión y torsión en la raíz del brazo define el estado tensional crítico que el chasis debe resistir. La capacidad de la estructura para soportar este momento torsor sin una deformación angular apreciable depende de la rigidez de los brazos, magnitud directamente ligada a la selección del material que se aborda en el apartado siguiente y se justifica la necesidad de un material de elevada rigidez específica. [**37**]

3.2.6 Consecuencias estructurales del CG descentrado

Tener un centro de gravedad descentrado provoca tener un estado tensional combinado asimétrico de la flexión y torsión ocasionado por el empuje de los motores, esto ocasiona tres consecuencias desfavorables que son las siguientes:

- **Fatiga mecánica asimétrica:** Los brazos sometidos a mayor empuje soportan un incremento permanente del momento flector en su raíz (**Ecuación 4**) y de la torsión asociada (**Ecuación 5**). Esto combinado con la naturaleza vibratoria del entorno operativo causa un régimen de fatiga de alto número de ciclos. La vida de la fatiga depende de la tensión media según el criterio de **Goodman-Soderberg [32]**, ya que los brazos operan con una tensión media más elevada por el comportamiento de los motores, van a ser los que tengan menos vida admisible respecto al habitáculo.

- **Pérdida de eficiencia térmica y eléctrica:** Al no estar centrado el centro de gravedad, los motores de los brazos se ven forzados a operar fuera de su punto de funcionamiento nominal, demandan una corriente superior que por lo consiguiente generan más calor. Las pérdidas por efecto Joule en los motores, por esa sobrecarga se generan un incremento exponencial en la potencia eléctrica requerida (**Ecuación 6**) que lo disipa en forma de calor al elevar la temperatura del bobinado. Esto penaliza directamente la autonomía de la batería y compromete el cumplimiento de masa y eficiencia de la plataforma [**33**].

$$P = I^2 \cdot R$$

Ecuación 6. Ley del efecto Joule

- **Saturación del sistema de control:** Para sostener el vuelo con un centro de gravedad descentrado, el sistema de control de vuelo tiene que aplicar de forma permanente más energía y corrección al empuje de los motores para compensar el desequilibrio, esta acción consume más energía además de reducir el margen de maniobra útil disponible frente a perturbaciones externas, como rachas de viento, aproximando el sistema a la saturación de los actuadores [**34**].

En conclusión, la coincidencia entre el centro de gravedad y el centro geométrico de empuje no es un requisito, sino más como una **condición de diseño** que repercute sobre la **integridad estructural**, el rendimiento energético y la controlabilidad del UAV. Por esto, su control constituye uno de los criterios de diseño.

3.3 Fundamentos de diseño y criterios estructurales

Una vez establecida la arquitectura de la plataforma y la relevancia de la distribución de masas, el diseño estructural propuesto debe validarse frente a un conjunto de requisitos cuantitativos antes de su materialización física. Para ello se emplea el método de **elementos finitos (FEM)**, herramienta computacional que discretiza el dominio continuo de la pieza en una malla de nodos finitos, permitiendo resolver las ecuaciones de comportamiento mecánico bajo condiciones de contorno específicas, sin incurrir en los costes asociados al prototipado iterativo.

En este proyecto, la aceptación o rechazo del diseño estructural propuesto se regirá de forma estricta por los siguientes criterios cuantitativos basados en estándares aeronáuticos:

Tabla 11. Requisitos cuantitativos de diseño del UAV

Parámetro de diseño	Símbolo/Unidad	Valor o criterio objetivo
Arquitectura de la plataforma	-	Cuadricóptero en configuración “X”
Proceso de fabricación	-	Fabricación aditiva FDM
Material estructural	-	PA12-CF
Masa total al despegue de diseño (MTOW)	Kg	< 2,00
Relación empuje-peso (TWR)	adimensional	> 2,00
Coeficiente de seguridad estático mínimo	adimensional	≥ 2,00
Margen de exclusión de resonancia	%	± 20 % respecto a la frecuencia de excitación de los rotores

3.3.1 Criterio de resistencia estática y coeficiente de seguridad

La evaluación del estado tensional frente a las cargas de empuje máximo y gravedad se realizará mediante el criterio de la **tensión equivalente de Von Mises (σ_v) [11].** Este criterio permite reducir un estado tensional multiaxial a un valor escalar comparable con el límite elástico del material, resultando en este caso especialmente adecuado para materiales dúctiles sometidos a esfuerzos combinados de flexión y torsión como las identificadas en la raíz de los brazos.

Aunque las especificaciones de certificación para aeronaves ligeras recogidas en la normativa **EASA CS-23 [12]** establecen un factor de seguridad **mínimo de 1,5** respecto a la carga límite de la estructura, en este proyecto se adopta un coeficiente de seguridad objetivo más exigente, superior a 2. El criterio de validación matemática queda definida como:

$$CS = \frac{\sigma_y}{\sigma_v} \geq 2$$

Ecuación 7. Coeficiente de seguridad estático

Donde σ_y representa el límite elástico del material seleccionado de valor 69,3 MPa para la poliamida 12 reforzada con fibra de carbono (PA12-CF), y σ_v siendo la tensión equivalente de Von Mises máxima obtenida en la simulación.

La elevación del coeficiente de seguridad de 1,5 a un valor superior a 2 se justifica técnicamente por la tecnología de fabricación empleada. Los componentes obtenidos por impresión 3D mediante adición de material presentan ligeras pérdidas de resistencia en la interfase de unión entre capas de deposición, así como posibles micro-porosidades inherentes al proceso. Al establecer un **coeficiente de seguridad superior a 2** garantiza que estas desviaciones del proceso de fabricación aditiva queden absorbidas, asegurando que el chasis opere de manera fiable dentro del régimen elástico del material.

3.3.2 Criterio de respuesta dinámica y exclusión de resonancia

El segundo requisito de validación atiende al comportamiento dinámico de la estructura, ya que, toda estructura elástica posee un conjunto de frecuencias naturales (f_n), asociadas a sus modos propios de vibración, a las cuales tienden a deformarse con amplitud creciente si recibe una excitación externa de frecuencia coincidente. Este fenómeno, denominado **resonancia**, resulta particularmente crítico en un multirrotor, ya que la amplificación de las deformaciones podría provocar la pérdida de control acelerada de los brazos del chasis. El análisis modal por elementos finitos se emplea para determinar las frecuencias naturales y los modos propios de la estructura, con el objetivo de garantizar que ninguno de ellos pueda ser excitado durante la operación.

Para poder fundamentar el criterio de diseño es preciso comentar el modelo físico, ya que el comportamiento dinámico de un brazo del chasis puede expresarse como una aproximación de un sistema de un grado de libertad constituido por la masa equivalente (m) y la rigidez (k) que están sometidos a una excitación armónica externa que viene del motor [**15**]. La ecuación diferencial que expresada es:

$$m \cdot \ddot{y} + k \cdot y = 0$$

Ecuación 8. Ecuación de movimiento del oscilador simple en vibración libre no amortiguada

La frecuencia natural no amortiguada del sistema representa la frecuencia de la estructura a la hora que tiene de oscilar libremente, dependiendo de la relación entre su rigidez y la de su masa:

$$f_n = \frac{1}{2\pi}\sqrt{\frac{K}{m}}$$

Ecuación 9. Ecuación de la Frecuencia natural

La respuesta estacionaria del sistema ante la excitación armónica presenta una amplitud en donde la magnitud relativa respecto a la deformación estática se cuantifica mediante el factor de amplificación dinámico D:

$$D = \frac{1}{\sqrt{[(1-r^2)^2 + (2\cdot\xi\cdot r)^2]}}$$

Ecuación 10. Factor de amplificación dinámica

El análisis de esta expresión muestra el origen del riesgo de la resonancia, ya que cuando la frecuencia de excitación se aproxima a la frecuencia natural (r = 1), el factor de ampliación aumenta drásticamente al disminuir su denominador por la frecuencia natural, acercándose así al límite teórico sin amortiguamiento [**15**].

La **principal fuente de excitación** armónica externa proviene del **conjunto motor-hélice**. La frecuencia de esta excitación se cuantifica a partir del régimen de giro de los rotores en vuelo estacionario:

$$f_m = \frac{RPM_{hover}}{60}$$

Ecuación 11. Frecuencia de Excitación Forzada del Motor

Donde RPM_{hover} es el régimen de giro de los rotores en condición de vuelo estacionario. El criterio de diseño exige que las frecuencias naturales de la estructura no coincidan con esta frecuencia operativa fundamental ni con sus armónicos principales. Para asegurar un margen suficiente frente a las incertidumbres del modelo y de las condiciones operativas, se establece una **banda de exclusión de resonancia de +/-20%**, de modo que la primera frecuencia natural del chasis (f_1) se considera válida únicamente si cumple con la siguiente **Ecuación 12**:

$$f_1 \leq 0.8 \cdot f_m \text{ ó } f_1 \geq 1.2 \cdot f_m$$

Ecuación 12. Frecuencia aceptada para el drone

El cumplimiento de esta condición sitúa la respuesta dinámica del chasis fuera del rango de amplificación resonante, ya sea desplazando su **primera frecuencia natural por debajo del 80% de la frecuencia de excitación o** por el contrario **por encima del 120% de la misma**. La verificación de este criterio constituye, junto con el de resistencia estática, una de las condiciones de aceptación del diseño estructural propuesto. [**25**]

3.3.3 Criterio de masa máxima al despegue (MTOW)

La masa máxima al despegue (MTOW) constituye un requisito de diseño de primer orden, debido a que condiciona simultáneamente el encuadre normativo de la operación y el dimensionamiento de la propulsión. Para este proyecto se establece una masa máxima al despegue **inferior a 2 Kg**, valor que permite mantener la plataforma dentro de la **subcategoría A2 de la Categoría Abierta** definida por el **Reglamento de Ejecución (UE) 2019/947 [2]**, junto con los requisitos técnicos del **Reglamento Delegado (UE) 2019/945 [1]**.

Este límite másico no es un requisito como tal, sino que orienta directamente el objetivo central del trabajo, toda reducción de masa estructural conseguida mediante la optimización del chasis libera margen para la carga útil o mejora de la relación empuje-peso del sistema, sin comprometer el encuadre normativo.

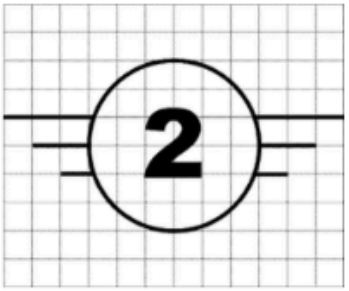
UAS.OPEN.030 Operaciones de UAS de la subcategoría A2

Las operaciones de la subcategoría A2 deberán cumplir todas las condiciones siguientes:

1) se realizarán de forma que la aeronave no tripulada no vuele por encima de personas no participantes y lo haga a una distancia horizontal segura de al menos 30 metros de ellas; el piloto a distancia podrá reducir la distancia de seguridad horizontal a un mínimo de 5 metros de las personas no participantes cuando utilice aeronaves no tripuladas con una función activa del modo de baja velocidad y tras evaluar la situación relativa a:
   a) las condiciones meteorológicas;
   b) el rendimiento de la aeronave no tripulada;
   c) el aislamiento de la zona sobrevolada;
2) las realizará un piloto a distancia que esté familiarizado con el manual del usuario facilitado por el fabricante del UAS y disponga de un certificado de competencia de piloto a distancia emitido por la autoridad competente o por una entidad reconocida por la autoridad competente del Estado miembro de registro del operador de UAS; este certificado se obtendrá cuando se cumplan todas las condiciones siguientes, en el orden indicado:
   a) completar un curso de formación en línea y superar el examen de conocimientos teóricos en línea mencionado en la sección UAS.OPEN.020, punto 4, letra b);
   b) completar una formación de autopráctica en las condiciones operativas de la subcategoría A3 establecidas en la sección UAS.OPEN.040, puntos 1 y 2;
   c) declarar la conclusión de la formación de autopráctica definida en la letra b) y superar un examen de conocimientos teóricos adicional organizado por la autoridad competente o por una entidad reconocida por la autoridad competente del Estado miembro de registro del operador de UAS; el examen constará, como mínimo, de treinta preguntas de opción múltiple destinadas a evaluar el conocimiento del piloto a distancia sobre las atenuaciones técnicas y operacionales del riesgo en tierra, repartidas adecuadamente entre las siguientes materias:
      i. meteorología;
      ii. rendimiento de vuelo del UAS;
      iii. atenuaciones técnicas y operacionales del riesgo en tierra;
3) se realizarán con una aeronave no tripulada con marcado de clase C2 que cumpla los requisitos aplicables a esa clase, según se define en la parte 3 del anexo del Reglamento Delegado (UE) 2019/945, y sea utilizada con sistemas activos y actualizados de identificación a distancia directa y de geoconsciencia.

Requisitos para un sistema de aeronaves no tripuladas de clase C2

Un SANT de clase C2 lleva la siguiente etiqueta de identificación de clase en la ANT:



Un SANT de clase C2 deberá cumplir lo siguiente:

1) Tener una MMD inferior a 4 kg, incluida la carga útil.

Figura 5. Normativa de la categoría A2

3.3.4 Criterio de flexión máxima en los brazos y chasis

El diseño estructural del vehículo aéreo debe de controlar una flexión admisible para los extremos de los brazos y su estructura debido al material, ya que una excesiva deformación en los extremos de los brazos puede afectar al funcionamiento nominal de los motores [**35**] y una deformación general para cualquier punto de la estructura puede generar la rotura en alguna parte de dicha estructura generando el fallo crítico.

Por lo que se aplicarán dos requisitos de flexión distintos, uno para los extremos de los brazos, que se medirá con la longitud máxima del brazo del vehículo aéreo para comprobar si es un desplazamiento despreciable, admisible o crítico para el funcionamiento correcto y la otra siendo la flexión máxima que pueda aguantar el material (**Ecuación 13**) aplicando el criterio del factor de seguridad de 2 dicho anteriormente.

$$\delta = \frac{\sigma_{Flexión\ admisible} \cdot L^2}{3 \cdot E \cdot c}$$

Ecuación 13. Flexión admisible del material

3.3.5 Criterio de integración monocasco y fabricación aditiva

Un requisito de diseño de naturaleza geométrica y constructiva es la integración de los distintos componentes del chasis en una **única pieza monocasco**. Frente a distintos diseños convencionales, en los que la estructura se compone de múltiples elementos unidos mediante tornillería o adhesivos, la fabricación aditiva habilita la consolidación de brazos, núcleo central y soportes en un cuerpo continuo fabricado en una sola operación. Esta integración aporta tres ventajas de diseño significativas:

La eliminación de las uniones mecánicas como uniones atornilladas o remachadas que mejoran el comportamiento mecánico, ya que cualquier discontinuidad geométrica por parte de la necesidad de una unión es una zona por donde puede haber una concentración de tensiones local además de ser un punto principal para el **fallo por fatiga**.

La ausencia de elementos de unión como puede ser tornillos, insertos roscados, casquillos y bridas, reducen la masa total del conjunto, contribuyendo al requisito de masa máxima al despegue y liberando margen para carga útil o para la mejora de la relación peso del sistema en caso de maniobras. Por último, la fabricación en una única pieza reduce los costes de utillaje y los tiempos de prototipado al eliminar la fase de ensamblaje.

3.3.6 Criterio de viabilidad económica del prototipo

Por último, el diseño queda condicionado por un criterio de viabilidad económica, por lo que la solución estructural propuesta debe poder materializarse como prototipo dentro de unos costes razonables. Este requisito no es ajeno a las decisiones técnicas adoptadas. El recurso a la fabricación aditiva con poliamida reforzada, frente a alternativas como el mecanizado de aluminio o el laminado de fibra de carbono responde tanto a consideraciones mecánicas como a la reducción del coste de fabricación, al eliminar la necesidad de moldes, utillajes específicos y operaciones de ensamblaje.

Los factores que determinan la **viabilidad económica** del prototipo comprenden el coste de material consumido, el tiempo de impresión, la ausencia de costes de utillaje y el coste asociado a las iteraciones de diseño hasta alcanzar la solución validada. La optimización estructural perseguida en este trabajo conlleva un menor consumo de material y una disminución del tiempo de fabricación, en donde se cuantifica el desarrollo en el apartado 6.4.

Capítulo 4. Diseño del modelo base y predimensionamiento analítico

4.1 Flujo de trabajo de ingeniería y metodología de optimización

Definido ya el marco teórico con la selección de material y establecidos los fundamentos teóricos en los anteriores capítulos, se define el flujo de trabajo de ingeniería que se va a seguir. El proyecto sigue una metodología secuencial e iterativa de ingeniería de diseño y optimización topológica, dividida en cuatro etapas cíclicas interconectadas:

1. **Modelado CAD y ensamblaje comercial (SolidWorks):** Diseño tridimensional de la geometría del chasis (placas base, brazos e interfaces de sujeción) optimizada para fabricación aditiva (DfAM). En esta fase se importan los modelos comerciales (motores, hélices, electrónica y batería de Litio-Polímero) con sus densidades y masas reales asignadas en el software.

2. **Cálculo del centro de gravedad (CG):** Mediante la herramienta de propiedades de masa de SolidWorks, se itera la posición espacial del componente de mayor masa (la batería) en el eje Z e Y. El objetivo es conseguir una excentricidad nula ($\Delta x=0$, $\Delta y=0$) respecto al centro geométrico del plano de empuje de los rotores.

3. **Simulación e identificación de zonas infrautilizadas (ANSYS Workbench):** Migración de la geometría del chasis optimizado al módulo *Static Structural* y *Modal.* Se aplica el mallado mediante elementos tetraédricos de alta orden y se configuran las condiciones de contorno (Soportes fijos en el chasis central y fuerzas vectoriales ascendentes en las bancadas de los motores equivalentes al empuje máximo de diseño) para localizar los mapas de baja concentración de tensiones, los cuales servirán de guía para el aligeramiento.

4. **Rediseño final y validación:** Reconstrucción geométrica eliminando la masa muerta y posterior ejecución de una segunda campaña de simulación estructural para certificar si cumple con los requisitos.

4.2 Especificaciones operacionales y requisitos de diseño

4.2.1 Definición de la misión y perfil operativo

La concepción de cualquier vehículo aéreo no tripulado (UAV) debe partir de la definición rigurosa de su misión, ya que es esta la que condiciona en última instancia la arquitectura mecánica, el tipo de cargas y los criterios de validación estructural. En el presente proyecto, la plataforma se concibe como un cuadricóptero ligero destinado a misiones de inspección técnica industrial, entendidas como vuelos de baja cota, **predominantemente estacionarios**, ejecutados en entornos confinados, abiertos o próximos a infraestructuras donde la precisión de posicionamiento y la estabilidad de la plataforma son esenciales sobre la velocidad de translación o la autonomía de largo alcance.

Este perfil operativo impone **tres exigencias funcionales**: la aeronave debe **garantizar un vuelo estacionario (hover)** estable y un control predictivo, ya que la captura de información técnica requiere mantener posiciones fijas frente al elemento inspeccionado. En segundo lugar, la estructura debe presentar una **elevada rigidez específica** para minimizar las deformaciones y vibraciones que degradaron la calidad de la medición, por último, el conjunto debe **maximizar la fracción de masa útil** mediante una estructura aligerada, sin comprometer la integridad mecánica frente a las solicitudes operativas más severas.

Destacar que, conforme al alcance definido para este Trabajo Fin de Grado, el estudio se limita al modelado tridimensional y a la verificación estructural mediante el análisis estático y modal del chasis, excluyendo la fabricación física del prototipo, su instrumentación y las pruebas de vuelo experimentales.

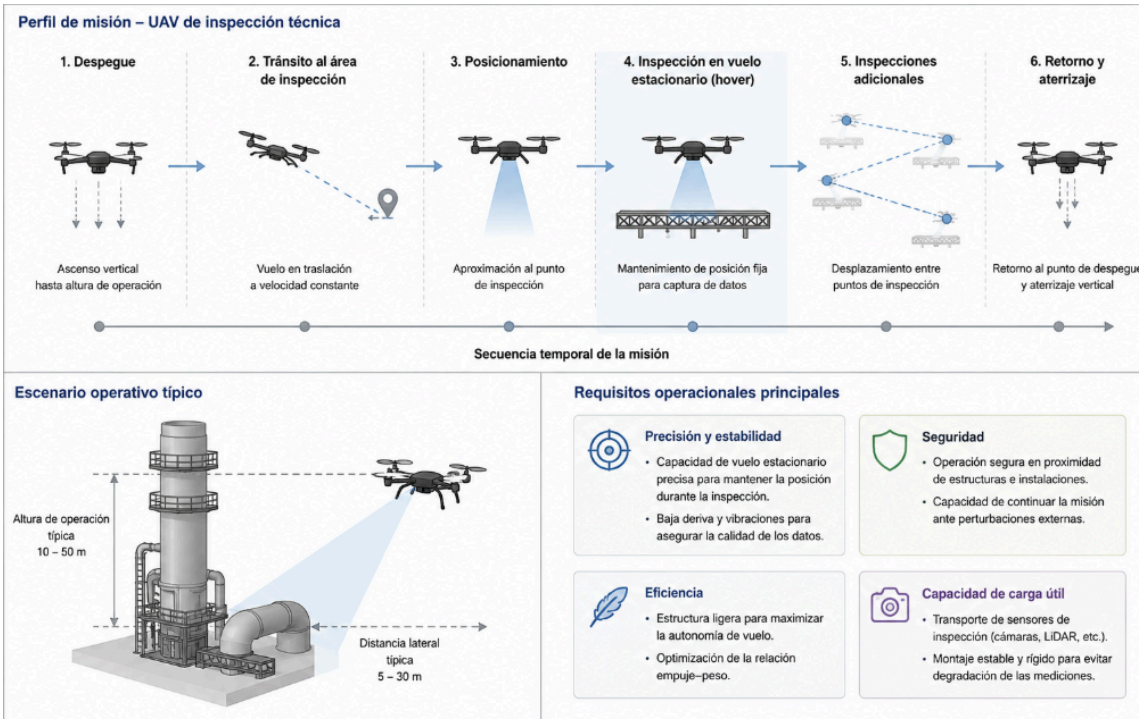


Figura 6. Misión y perfil operativo del UAV

4.2.2 Selección de la arquitectura y criterio geométricos

A partir del análisis comparativo de arquitecturas desarrollado en el **Capítulo 2** se ha seleccionado una configuración de cuadricóptero en disposición simétrica en "**X**". Esta decisión responde al equilibrio óptimo que dicha configuración ofrece entre simplicidad estructural, relación empuje-peso y eficiencia en vuelo estacionario, descartándose el hexacóptero por la penalización en masa estructural que introduce el mayor número de brazos, del mismo modo queda fuera el ala fija por su incompatibilidad con el régimen estacionario que la misión exige.

La disposición en **"X"** determina dos criterios geométricos de diseño del modelado. El primero es la simetría doble respecto a los planos longitudinales y transversales del vehículo, condición indispensable para que el **centro de gravedad (CG)** coincida con el **centro geométrico** de empuje de los rotores y se garantice así un reparto equilibrado de las cargas sobre los

actuadores. El segundo es la definición de la **cota diagonal entre ejes de motor (wheelbase)**, siendo un parámetro que fija la envergadura efectiva de la plataforma y el brazo de palanca de los momentos de control. Dicha cota queda acotada en el modelo paramétrico y se representa en la vista en planta (**Figura 7),** donde se evidencia la organización radial de los cuatro brazos en torno al habitáculo central y la coincidencia del eje de simetría con el origen del sistema de coordenadas del ensamblaje.

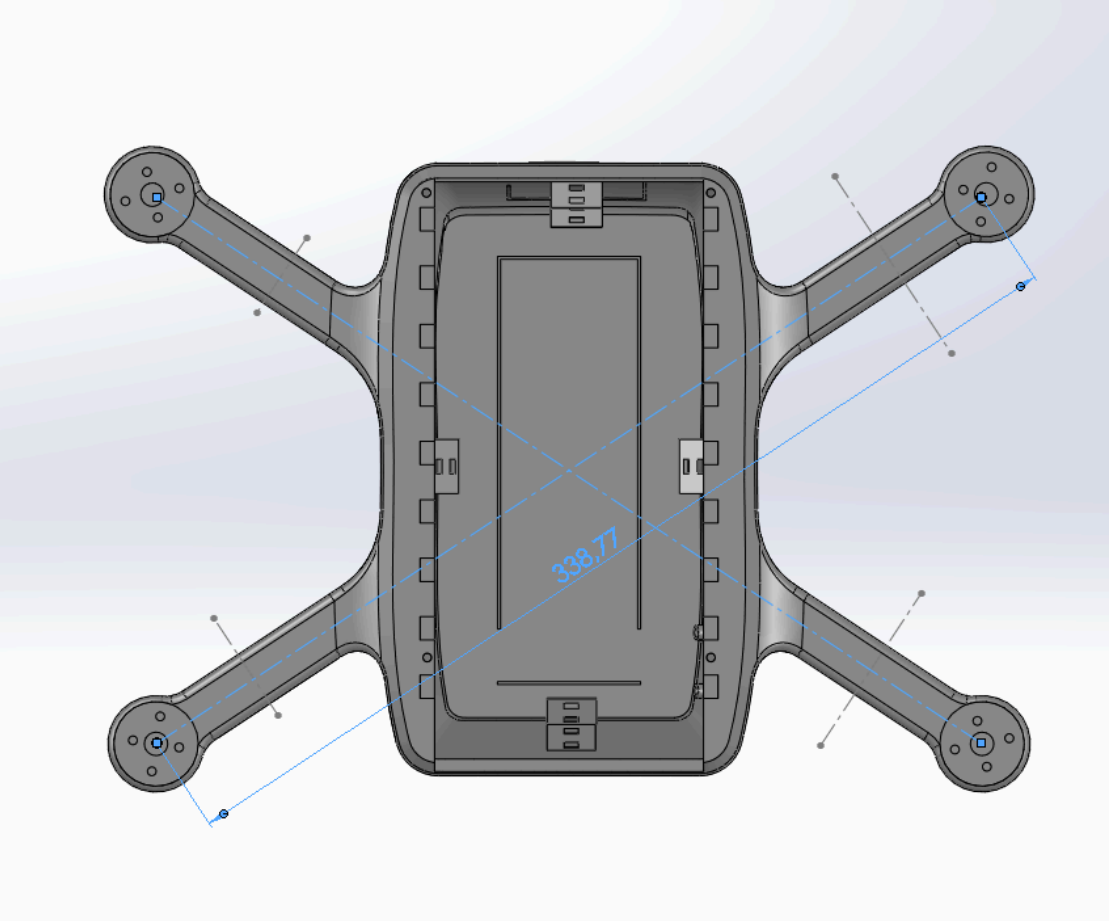


Figura 7. Configuración geométrica simétrica en X del UAV en entorno CAD

4.3 Selección e integración de componentes comerciales (COTS)

Con el fin de asegurar la viabilidad operativa de la aeronave, se ha llevado a cabo un proceso de dimensionamiento y selección de los componentes comerciales de catálogo, denominados como **COTS (Commercial Off-The-Shelf)**, lo que quiere decir que son equipos de fabricación estandarizada y disponibilidad inmediata en el mercado que se integran en la plataforma sin necesidad de desarrollo a medida. La obtención de dichos componentes reduce el coste y el plazo de desarrollo a la vez que aporta fiabilidad contrastada por su uso extendido en la industria del multirrotor. En los subapartados siguientes se justifica técnicamente la elección de cada modelo específico y se resumen los datos de ficha técnica más relevantes para el dimensionamiento estructural y energético del conjunto.

4.3.1 Criterios de selección y dimensionamiento del sistema operativo del sistema propulsado

El sistema de propulsión de la plataforma se resuelve integrando componentes comerciales estándar (COTS) pertenecientes a la **arquitectura de referencia** del cuadricóptero de clase 450 mm (F450), una configuración ampliamente contrastada en el sector multirrotor. Esta clase muestra un estándar de componentes que son los que se utilizarán [**36**] y se explicarán más adelante. La adopción de esta configuración de referencia reduce el coste, el plazo de integración y aporta una **fiabilidad contrastada**, siendo perfecto para una plataforma cuyo objetivo de estudio en este trabajo es la estructura.

La selección de los componentes no se selecciona de forma aislada, sino como un sistema propulsivo acoplado en el que el motor, variador, hélices y batería deben presentar una compatibilidad eléctrica y mecánica recíproca. El criterio principal del dimensionamiento es la **relación empuje-peso (TWR)**, magnitud que cuantifica la reserva de potencia de la plataforma y de la que depende su estabilidad y capacidad de maniobra. Para una plataforma multirrotor de uso general se establece como umbral mínimo de diseño un valor **TWR > 2**, que garantiza el control efectivo de la aeronave incluso ante perturbaciones externas. **[14]**

Sobre esta base, se confirma que la configuración estándar seleccionada cumple con los tres requisitos de compatibilidad del proyecto, verificados en los subapartados siguientes.

- La **tensión nominal de la batería** debe ser compatible con la constante de velocidad del motor para situar un régimen de giro en el rango operativo de la hélice.

- La **corriente máxima demandada** por el motor en condiciones de empuje máximo debe quedar holgadamente por debajo del límite admisible del variador para poder garantizar un margen térmico de seguridad.

- El **empuje agregado** de los cuatro rotores debe satisfacer el umbral de TWR exigido respecto a la masa total al despegue.

4.3.2 Motores brushless 2212 920KV

El sistema de propulsión se basa en cuatro motores eléctricos de corriente continua sin escobillas de **configuración *outrunner,*** modelo 2210 con constante velocidad de 920 KV. La denominación numérica codifica la geometría del estátor: el número **“2212”** indica un diámetro de estátor de **22mm** y una altura de **12mm**, parámetros que definen un motor de tamaño medio característico de las plataformas de esta clase de empuje. La elección de motores tipo *outrunner* corresponde a la capacidad de generar un par elevado a un régimen moderado, condición idónea para el accionamiento directo de las hélices de paso fijo en aplicaciones de vuelo estacionario.

La constante de velocidad 920KV expresa que el motor desarrolla en vacío, 920 revoluciones por minuto por cada voltio aplicado. Acoplado al pack de batería seleccionado de tensión

nominal 11,10 V (**Apartado 4.2.4**), el régimen de giro teórico en vacío se sitúa en el entorno de 10200 RPM al multiplicar la constante de velocidad por la tensión nominal de la batería. Cada motor proporciona en las condiciones operativas de diseño, un **empuje máximo unitario de 850,00 gramos**.

4.3.3 Variadores de velocidad (ESC) 30A

La potencia hacia cada motor se regula mediante cuatro variadores de velocidad independientes (ESC) con una capacidad de corriente continua de **30A por canal**, estos controladores están distribuidos de manera periférica dentro de la estructura del chasis de **manera simétrica**. La función del ESC se desempeña en convertir la señal de control procedente de la controladora de vuelo en la secuencia de conmutación trifásica que acciona el motor brushless, regulando así su régimen de giro de forma proporcional a la demanda de empuje.

El dimensionamiento de la corriente del variador de velocidad constituye un criterio de seguridad de primer orden, ya que la capacidad de 30 A continuos se han seleccionado para garantizar un márgen térmico holgado respecto a la corriente demandada por el motor en condiciones de empuje máximo, evitando la saturación térmica del semiconductor de potencia y el debido riego de fallo.

4.3.4 Batería principal LiPo 3300 mAh

El suministro energético se confía a una batería de polímero de litio (LiPo) en configuración 3S con una capacidad de 3300 mAh. La designación “3S” indica la disposición de tres celdas conectadas en serie, lo que determina una tensión nominal de (11,10 V), 3,70 V por cada celda y una tensión a plena carga de 12,60 V.

La elección de la química de litio-polímero es debido a su elevada densidad energética y su alta tasa de descarga, siendo estos atributos imprescindibles para sostener los picos de corriente que demandan los cuatro motores de forma simultánea durante las maniobras. La capacidad de 3300 mAh representa una solución de compromiso entre la autonomía de vuelo y la masa del UAV, ya que un valor superior penalizará el peso total junto a la relación empuje-peso, mientras que un valor inferior comprometería el tiempo de autonomía. Desde el punto de vista estructural, la batería es el componente de **mayor masa individual** del conjunto **(276 g)**, por lo que su ubicación constituye el grado de libertad fundamental para el equilibrado del centro de gravedad.

4.3.5 Controladora de vuelo SpeedyBee F405 Mini

El sistema de control y estabilización se fundamenta en la controladora de vuelo SpeedyBee F405 Mini, una placa de dimensiones compactas (32 mm por lado) que constituye el núcleo de cómputo de la aeronave. La denominación “F405” hace referencia a la familia de

microcontroladores STM32F405, en donde permite ejecutar los algoritmos de control de actitud en tiempo real con la frecuencia actualizada necesaria para un multirrotor.

La función esencial de la controladora es gestionar la estabilidad del UAV mediante la integración de lecturas de su unidad de medición inercial (acelerómetros y giroscopios), además, la selección del formato **"Mini"** se debe a un criterio de minimización de masa y volumen embarcados.

4.3.6 Conjunto de hélices

La conversión del par motor en empuje aerodinámico se materializa mediante las cuatro hélices de dos palas de paso fijo, la configuración bipala se ha seleccionado por su mayor eficiencia aerodinámica y su menor consumo respecto a las configuraciones de tres o más palas en régimen de vuelo estacionario, lo que favorece a la autonomía de la plataforma. Su acoplamiento al motor 2212 920KV y al pack 3S conforman la combinación propulsiva que proporciona el empuje máximo de 850 gramos.

4.3.7 Desglose de masas del conjunto COTS

Integrando todos los componentes comerciales en sus posiciones operativas, se consolida en la **Tabla 12** el desglose de las masa nominales del conjunto, obteniendo a partir de las masas unitarias de cada equipo y de su cantidad embarcada. Este balance másico constituye el dato de entrada para el cálculo de masas total al despegue y para la verificación del centro de gravedad.

Tabla 12. Desglose de masas de componentes comerciales (COTS)

Componentes	Modelo seleccionado	Cantidad	Masa unitaria (g)	Masa total (g)
Motores Brushless	Motor 2212 920KV	4	52,00	208,00
Variadores de velocidad	ESC 30A independientes	4	26,60	106,40
Controladora de vuelo	SpeedyBee F405 Mini	1	23,17	23,17
Batería principal	LiPo 3s 3300 mAh	1	276,00	276,00
Hélices	Hélices de dos palas	4	11,80	47,20
Masa Total (COTS)				**660,77**

4.3.8 Masa total al despegue y relación empuje-peso

Para determinar la masa total de despegue de la aeronave ($\mathbf{M_{total}}$), se adiciona al sumatorio de los componentes comerciales ($\mathbf{M_{COTS}}$ **= 660.77 g**) el peso del conjunto estructural diseñado propiamente (chasis base con un peso de 414.11 g y su tapa superior con un peso de 27.59 g), el cual ha sido evaluado en el entorno CAD de SolidWorks con un valor de **441.70 g**. De este modo, la masa global del sistema se establece en:

$$M_{total} = M_{COTS} + M_{estructura} = 660.77\ g + 441.70\ g = 1102,47\ g$$

Ecuación 14. Suma del peso del conjunto COTS y de la estructura

Para validar la viabilidad del vuelo y la capacidad de maniobra de la aeronave, se calcula la **relación Empuje-Peso (TWR, Thrust-to-Weight Ratio).** Tomando como referencia que los motores seleccionados con una batería 3S y hélices estándar ofrecen un empuje máximo unitario de 850 gramos, el empuje total de la plataforma asciende a 3400 gramos. Aplicando la ecuación de diseño:

$$TWR = \frac{Empuje\ Máximo\ Total\ (g)}{Masa\ Total\ del\ UAV\ (g)} = \frac{3400\ g}{1102.47\ g} = 3,084$$

Ecuación 15. Relación Empuje-Peso (TWR)

Dado que el resultado obtenido **"3,08"** es superior al umbral mínimo exigido en aeronáutica ligera **(TWR > 2)**, se certifica que la plataforma cuenta con una reserva de potencia óptima para garantizar un vuelo estacionario estable y una respuesta dinámica ágil frente a perturbaciones externas.

4.3.9 Conclusiones del bloque de integración de componentes

La selección de los componentes comerciales se ha planteado como un **problema de acoplamiento sistemático** y no como una elección independiente de equipos, garantizando la compatibilidad eléctrica entre la constante de velocidad del motor, la tensión del pack 3S de la batería, la corriente del variador y el punto de funcionamiento de la hélice. El resultado es una cadena propulsiva coherente que satisface con holgura el criterio de diseño TWR > 2, alcanzando un valor de 3,08 sobre una masa total de despegue de 1102,47 gramos.

Este bloque también nos proporciona los datos de entrada fundamentales para los apartados siguientes del capítulo. Por un lado, el desglose másico de la **Tabla 11** y la identificación de la batería como el **componente dominante en masa (276 g)** constituyendo la base del cálculo analítico del centro de gravedad, por otro lado, el empuje máximo unitario de 850 g por rotor, fija la solicitación mecánica que se aplicará tanto al análisi analítico de la tensión en el brazo como en la definición de las condiciones de contorno de las simulaciones del **capítulo 5**.

4.4 Diseño geométrico del chasis base (CAD)

El diseño geométrico del chasis constituye la materialización tridimensional de los requisitos operativos y de las restricciones de fabricación establecidas en los apartados precedentes. El modelado se ha desarrollado íntegramente en el entorno CAD de SolidWorks.

La configuración del diseño base del vehículo aéreo se centra por las condiciones de diseño establecidas, para que las cumple de manera sobrada ya que luego se someterá la estructura del vehículo aéreo a un estudio de optimización, en el cual, ese estudio solo es capaz de retirar y redistribuir el material, no es posible que el análisis topológico añada más material en el diseño base que se le proporciona. Por lo que se partirá de un diseño de partida con espesores generosos para asegurar el cumplimiento de las condiciones de contorno ya mencionadas. También por las restricciones dimensionales por los componentes comerciales integrados, que fijan el volúmen mínimo del habitáculo central y las holguras necesarias para la gestión del cableado se adopta una estrategía de un cuerpo de monobloque sobredimensionado.

4.4.1 Concepción del chasis monobloque: volumen y masa de partida

Según las condiciones que se eligieron y la estratégia de la **configuración en "X"**, la cual exige una simetría doble con los planos longitudinal y transversal para que el centro de gravedad coincida con el centro geométrico de empuje, con estas condiciones se fue moldeando el chasis de la siguiente manera.

El chasis base se ha diseñado como un cuerpo monobloque de espesores elevados, criterio que garantiza la continuidad estructural necesaria para que el algoritmo de optimización disponga de un dominio de diseño completo sobre el que redistribuir el material. El análisis de las propiedades geométricas del modelo arroja un volumen total del material de 390670,54 mm^3 (**390,67 cm^3**). Al aplicar las propiedades físicas de la Poliamida 12 con fibra de carbono, cuya **densidad nominal es de 1,06 g/cm^3**, la masa resultante para el chasis solitario se sitúa en 414,11 gramos, valor que valida la coherencia entre el modelo virtual y las propiedades del material asignado.

La vista tridimensional del chasis en su estado inicial (**Figura 8),** donde se aprecia la disposición radial de los cuatro brazos en torno al habitáculo central y la geometría de espesores generosos característicos del modelo de partida.

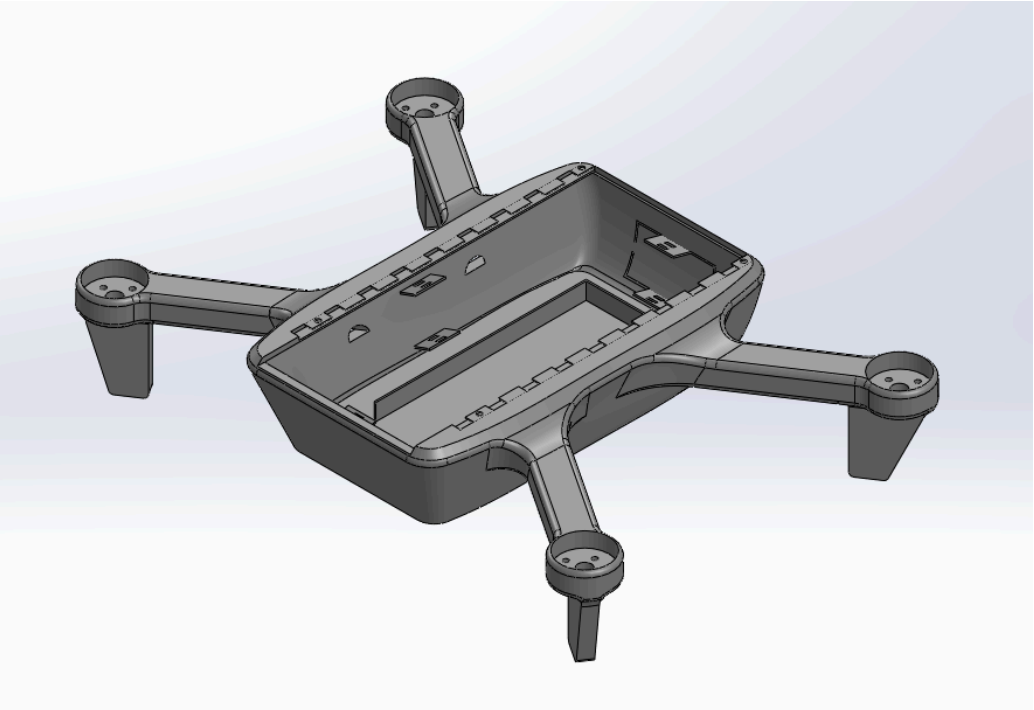


Figura 8. Vista isométrica limpia del chasis base en estado inicial

4.4.2 Concepción del chasis monobloque: volumen y masa de partida

Un criterio crítico de ingeniería aplicado durante el modelado ha sido el dimensionamiento longitudinal del habitáculo central. El espacio interno se ha dotado de una longitud amplia en el eje longitudinal, debido a la dimensión de la batería y los demás componentes.Las cotas que definen esta holgura longitudinal se detallan en la vista en planta (**Figura 9**)**.** Este dimensionamiento cumple con dos requisitos de diseño:

1. La posibilidad de una **gestión limpia y ordenada del cableado,** evitando los pliegues forzados que comprometen la fiabilidad de las conexiones y la colocación cómoda de los componentes con cierta distancia de seguridad por el calor generado.

2. Proporcionar a los cables de potencia de la batería de 3300 mAh y a los terminales de los motores el **radio de curvatura natural necesarios**, lo que previene la aparición de tensiones mecánicas localizadas en los puntos de soldadura de la placa y mitigar las interferencias electromagnéticas entre las líneas de potencia y señal.

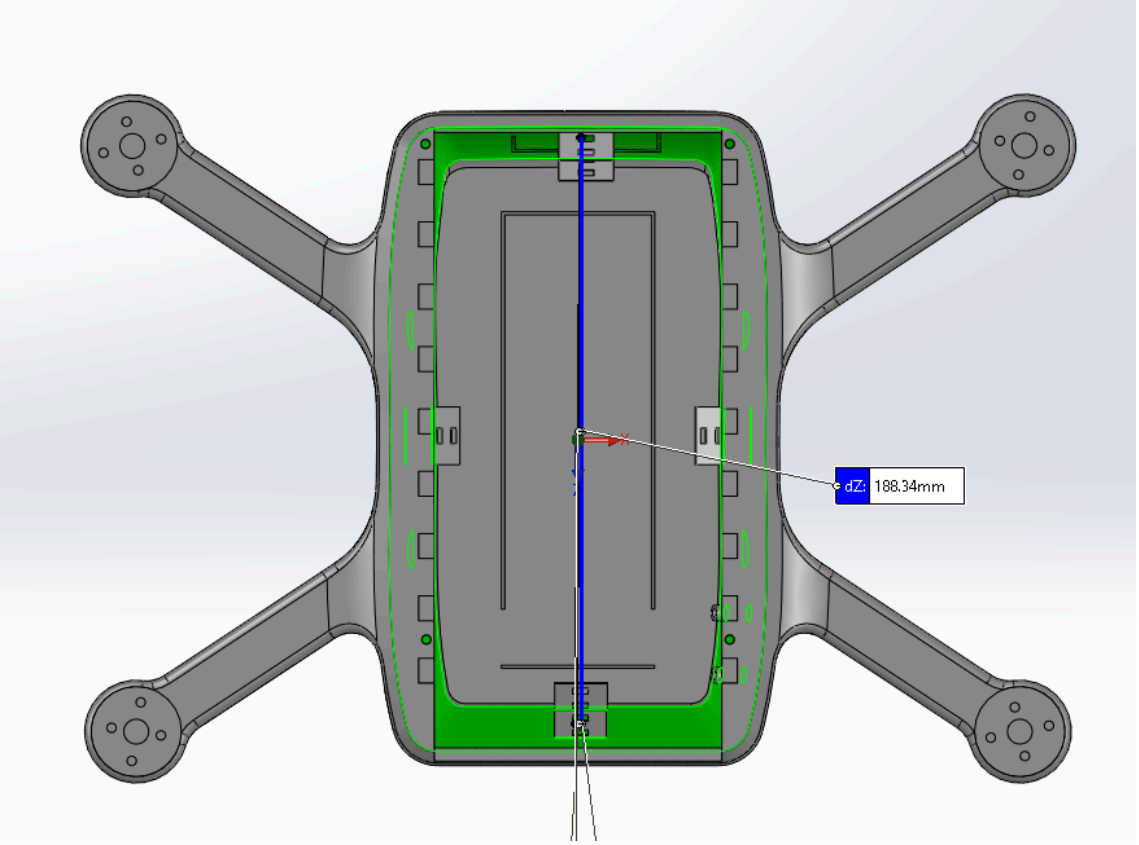


Figura 9. Detalle acotada en planta del habitáculo central y sección de holgura longitudinal

4.4.3 Diseño de los brazos: perfil en “U” invertida orientado a la fabricación aditiva

Un pilar fundamental del diseño orientado a la **fabricación aditiva (DfAM)** ha sido la configuración geométrica de los brazos del cuadricóptero. Convencionalmente, un perfil tubular hueco y cerrado ofrece una excelente resistencia a la torsión; sin embargo, en la tecnología de impresión 3D por **deposición fundida (FDM)**, las cavidades internas horizontales y cerradas requieren obligatoriamente de la generación de estructuras de material de soporte

para sustentar las capas superiores. Debido a la longitud y estrechez de los brazos, la extracción mecánica posterior de dicho material de soporte interior resultaría inviable, quedando atrapado dentro de la pieza y actuando como un peso muerto que penalizará la eficiencia estructural.

Para resolver esta restricción de manufactura, se ha diseñado una sección transversal en forma de **"U" invertida** (perfil acanalado abierto inferiormente). Esta geometría permite que el brazo se imprima de forma óptima sin necesidad de soportes internos inaccesibles, al tiempo que actúa como un canal protegido para guiar el cableado trifásico desde los motores periféricos hasta el habitáculo central. Desde el punto de vista mecánico, las paredes verticales de la "U" invertida funcionan como dobles almas estructurales que absorben eficazmente los momentos flectores generados por el empuje vertical de los motores. El detalle de esta sección se muestra en la **Figura 10**.

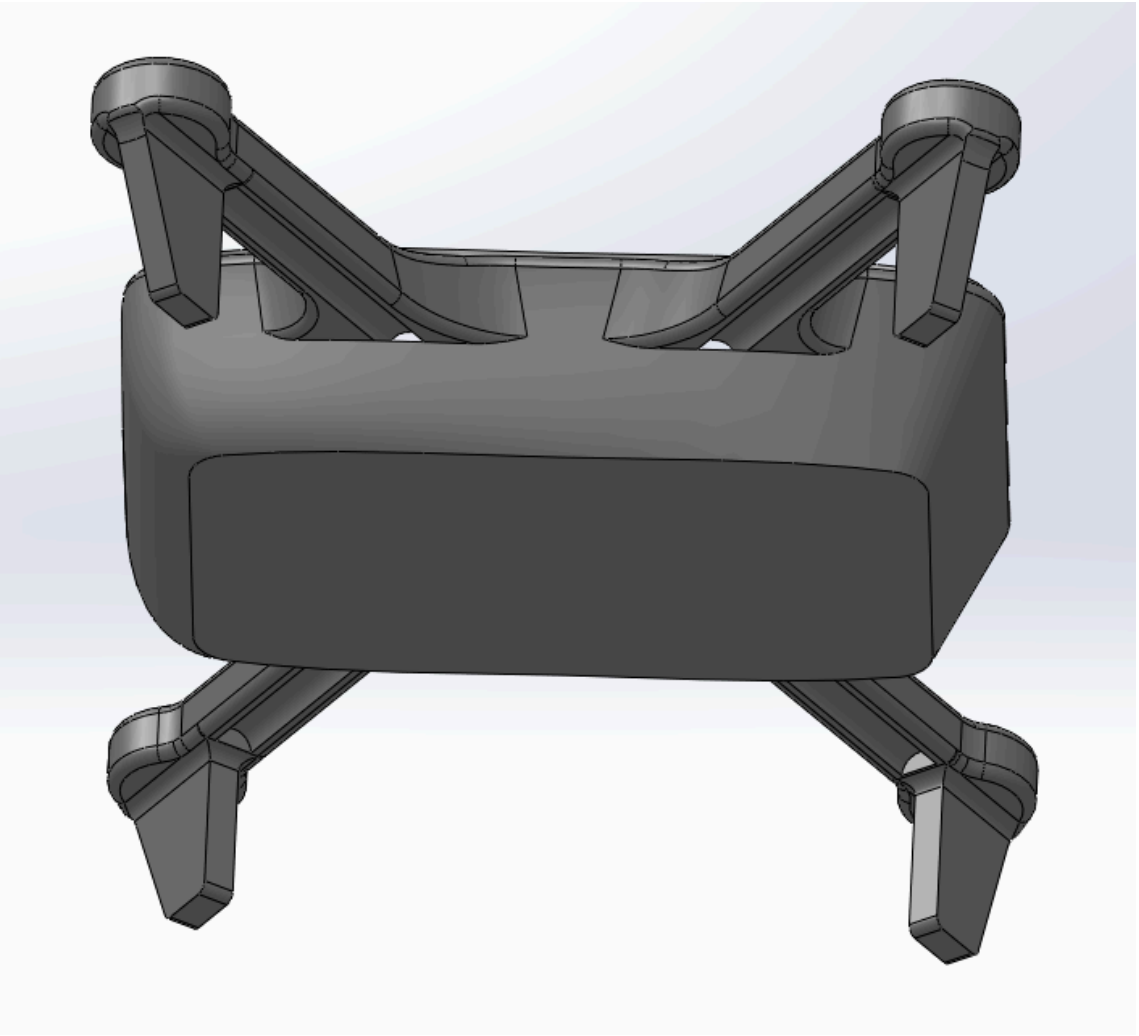


Figura 10. Detalle de la sección en "U" invertida de los brazos

4.4.4 Tapa superior extraíble y sistema de fijación mecánica

Por último, la habitabilidad y protección de la electrónica central se resuelve mediante el diseño de una **tapa superior extraíble.** Esta cubierta se acopla al chasis mediante un ajuste geométrico por interferencia periférica (pestañas de guiado), asegurando el sellado contra el

polvo y partículas externas. Para dotar al conjunto de rigidez estructural ante esfuerzos torsionales globales en vuelo, la tapa se fija mecánicamente al cuerpo principal mediante cuatro tornillos M3 roscados sobre insertos metálicos fijados en el chasis. Esta solución proporciona un acceso rápido y seguro para el mantenimiento técnico de los componentes del interior.

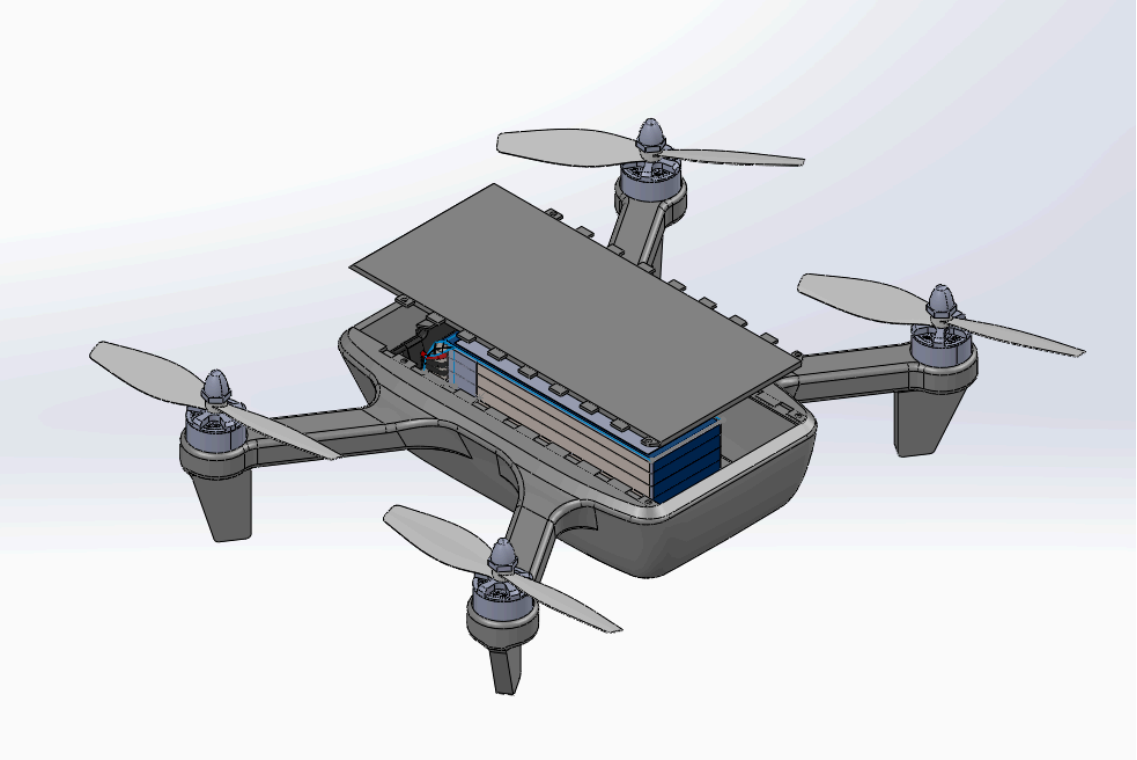


Figura 11. Vista explosionada de la tapa con el chasis

4.5 Cálculo analítico del Centro de Gravedad (CG)

Una vez integrados todos los componentes comerciales en sus posiciones operativas dentro del conjunto del UAV, se procede a verificar el equilibrio estático de las masas. El alineamiento del centro de gravedad constituye una condición imperativa para el correcto funcionamiento de la plataforma, ya que un CG desplazado respecto al centro geométrico de empuje obligará a los algoritmos de control PID a generar una correlación al centro de empuje diferencial permanente para compensar los momentos de vuelco, saturando los actuadores y degradando la autonomía y la estabilidad del vuelo estacionario.

4.5.1 Equilibrio estático en el plano horizontal (Ejes X y Z)

La disposición espacial de las masas se ha gobernado mediante dos principios de empaquetamiento. En primer lugar, los componentes que son cuatro, como los motores, los variadores de velocidad y las hélices, se han distribuido de forma simétrica en torno al eje central de la aeronave, conforme a la **arquitectura en "X"** descrita en el **Apartado 4.1.**

En segundo lugar, los componentes singulares se han ubicado atendiendo a su masa, la batería que es el componente más pesado (276 g), se ha situado centrada sobre el eje vertical, en el

cajeado inferior del habitáculo. En cambio, la controladora de vuelo con una masa de 23,17 g, se ha ubicado por necesidad de empaquetamiento y cableado en una posición próxima a una esquina del habitáculo, introduciendo así una asimetría cuya repercusión sobre el CG resulta prácticamente despreciable. La disposición interna de los componentes en el habitáculo se aprecia en la **Figura 12.**

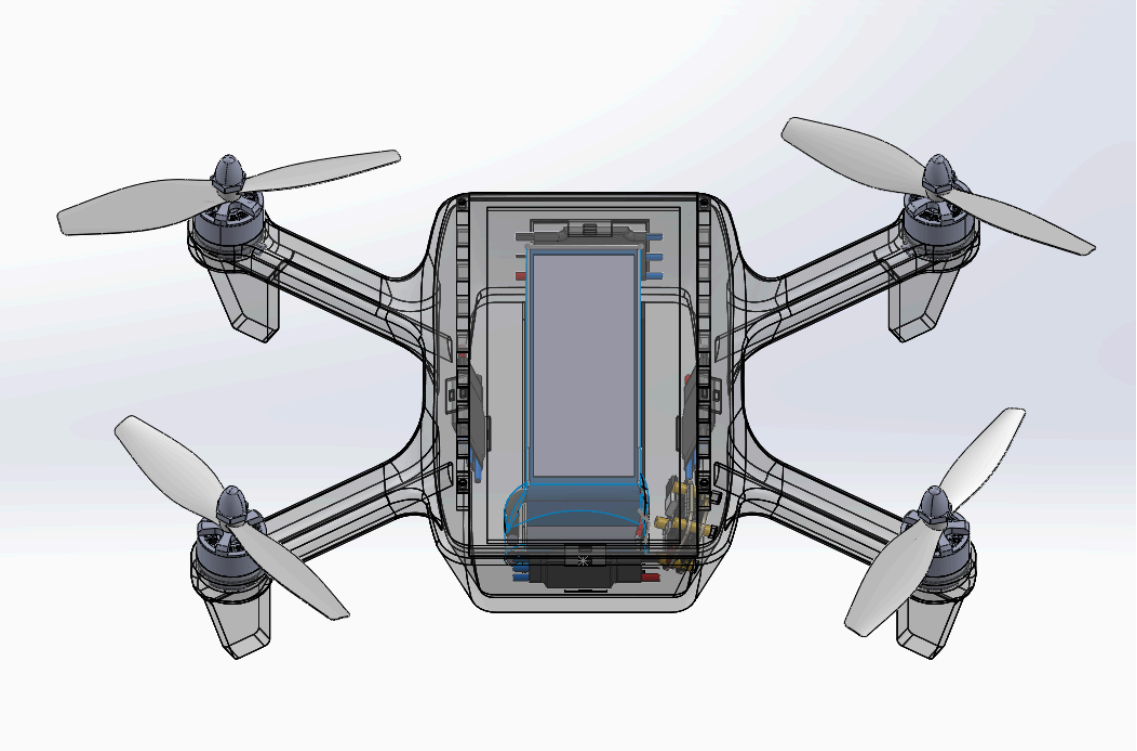


Figura 12. Ensamblaje generalizado con indicación del vector del centro de gravedad

Para el análisis se define un sistema de coordenadas cartesiano con origen en el centro geométrico de la plataforma. En donde, horizontalmente el origen se sitúa sobre el eje central de simetría, coincidente con el centro de empuje de los rotores y verticalmente el origen se establece a la altura del plano de asiento de los motores (**Figura 13**). Los ejes se orientan según los siguientes convenios:

- **Eje X:** Dirección lateral (transversal)
- **Eje Y:** Dirección vertical (altura)
- **Eje Z:** Dirección longitudinal (avance)



Figura 13. Sistema de coordenadas en el eje geométrico

4.5.2 Desarrollo analítico del CG

A partir del fundamento teórico del **Apartado 3.2.2** y con la utilización de la **Ecuación 1**, se calcula la ubicación del centro de gravedad. El cálculo se descompone en **dos análisis**: el **equilibrio en el plazo horizontal** de vuelo (ejes X y Z), gobernado principalmente por la simetría de los componentes y por la posición asimétrica de la controladora. Mientras que, en el **eje vertical** (eje Y), está gobernada por la distribución de las masas en altura.

4.5.2.1 Cálculo analítico del plano horizontal de vuelo (ejes X y Z)

Los componentes dispuestos por construcción en posiciones simétricas dos a dos respecto a ambos planos verticales que contiene el origen. Para cada componente de masas *m* ubicado en una coordenada positiva X existe un componente idéntico en una coordenada negativa X, de modo que al hacer el sumatorio de momentos de los cuatro motores se anula:

$$\sum_{i=1}^{4} m_{mot} \cdot x_i = m_{mot}(+ x_{m1} + x_{m2} - x_{m3} - x_{m4}) = 0$$

Ecuación 16. Ecuación de equilibrio de momentos estáticos de masa

El mismo resultado se obtiene en el eje longitudinal y se reproduce para el conjunto de las cuatro hélices y los cuatro variadores de velocidad. La batería, centrada en el eje vertical

presenta coordenadas horizontales nulas (X = 0, Z = 0) y tampoco aporta momento. En cambio, el único componente que introduce un momento horizontal es la controladora de vuelo situada en X_{FC} = 40,20 mm y Z_{FC} = 64,64 mm. Su contribución como elemento asimétrico, es:

$$X_{CG} = \frac{m_{FC} \cdot X_{FC}}{M_{total}} = \frac{23{,}17 \cdot 40{,}20}{1102{,}47} = 0{,}84\ mm$$

$$Z_{CG} = \frac{m_{FC} \cdot Z_{FC}}{M_{total}} = \frac{23{,}17 \cdot 64{,}64}{1102{,}47} = 1{,}35\ mm$$

Ecuación 1. Ecuaciones de centro de gravedad (CG)

Estos valores constituyen una cota superior de la excentricidad horizontal, ya que estiman el efecto de la controladora aislada. Su magnitud, del orden milimétrico confirma que incluso la única asimetría del diseño produce un desplazamiento del CG, siendo en este caso despreciable frente a las dimensiones de la plataforma.

4.5.2.2 Cálculo analítico del eje horizontal (eje Y): principio de momentos

A diferencia del plano horizontal, la distribución de masas en altura no es simétrica respecto al origen, ya que cada familia de componentes ocupa una cota vertical distinta. La coordenada vertical del CG se obtiene desarrollando el numerador de la **Ecuación 1** para todos los componentes, incluidos la masa estructural. La **Tabla 13** organiza el cálculo con las masas conocidas (**Tabla 12**), las cotas verticales de todos los componentes extraídos del modelo CAD midiendo la posición del centro de masa de cada sólido respecto al centro geométrico.

Tabla 13. Cálculo del momento de masa para la determinación de la coordenada vertical del CG

Componente	m_i (g)	y_i (mm)	$m_i \cdot y_i$ (g·mm)
Batería LiPo 3S	276,00	-4,28	-1181,28
Controladora SpeedyBee F405 Mini	23,17	-5,08	-117,70
Motores Brushless (x4)	208,00	14,32	2978,56
Variadores de velocidad (x4)	106,40	-8,15	-867,16
Hélices (x4)	47,20	26,91	1270,15
Estructura (chasis + tapa)	441,70	-7,37	-3255,33
Total	1102,47	-	-1172,76

El sumatorio de los momentos de masa respecto al plano de asiento de los motores asciende a **-1172,76 g·mm.** Sustituyendo este valor y la masa total al despegue en la expresión del eje Y de la **Ecuación 1,** se obtiene la coordenada vertical del centro de gravedad:

$$Y_{CG} = \frac{\Sigma_i m_{FC} \cdot X_{FC}}{M_{total}} = \frac{-1172{,}76\ g \cdot mm}{1102{,}47\ g} = -1{,}06\ mm$$

Ecuación 1. Ecuaciones de centro de gravedad (CG)

El análisis de las contribuciones individuales revela un equilibrio de momentos notablemente compensado. Los componentes situados por debajo del plano del asiento de los motores, como la estructura, la batería, los variadores y la placa controladora, aportan un momento negativo de -5421,47 g · mm. Mientras que los elementos ubicados por encima del plano del asiento de los motores, los motores y las hélices, generan un momento positivo de 4248,71 g · mm. Al tener un momento negativo superior, el centro de gravedad queda situado a unos 1,06 mm por debajo del plano de empuje.

4.5.3 Verificación frente a las propiedades físicas de SolidWorks

Con el fin de validar el desarrollo analítico precedente, se contrastan los resultados con las propiedades de masa calculadas de forma automática por el módulo de propiedades físicas de Solidworks sobre el ensamblaje completo (**Figura 14**). El software reporta una masa total de 1102,47 g (coincidente con el resultado de la **Ecuación 14**) y unas coordenadas del **centro de masa de X = 0,58 mm, Y = -1,08 mm y Z = -0,18 mm.**

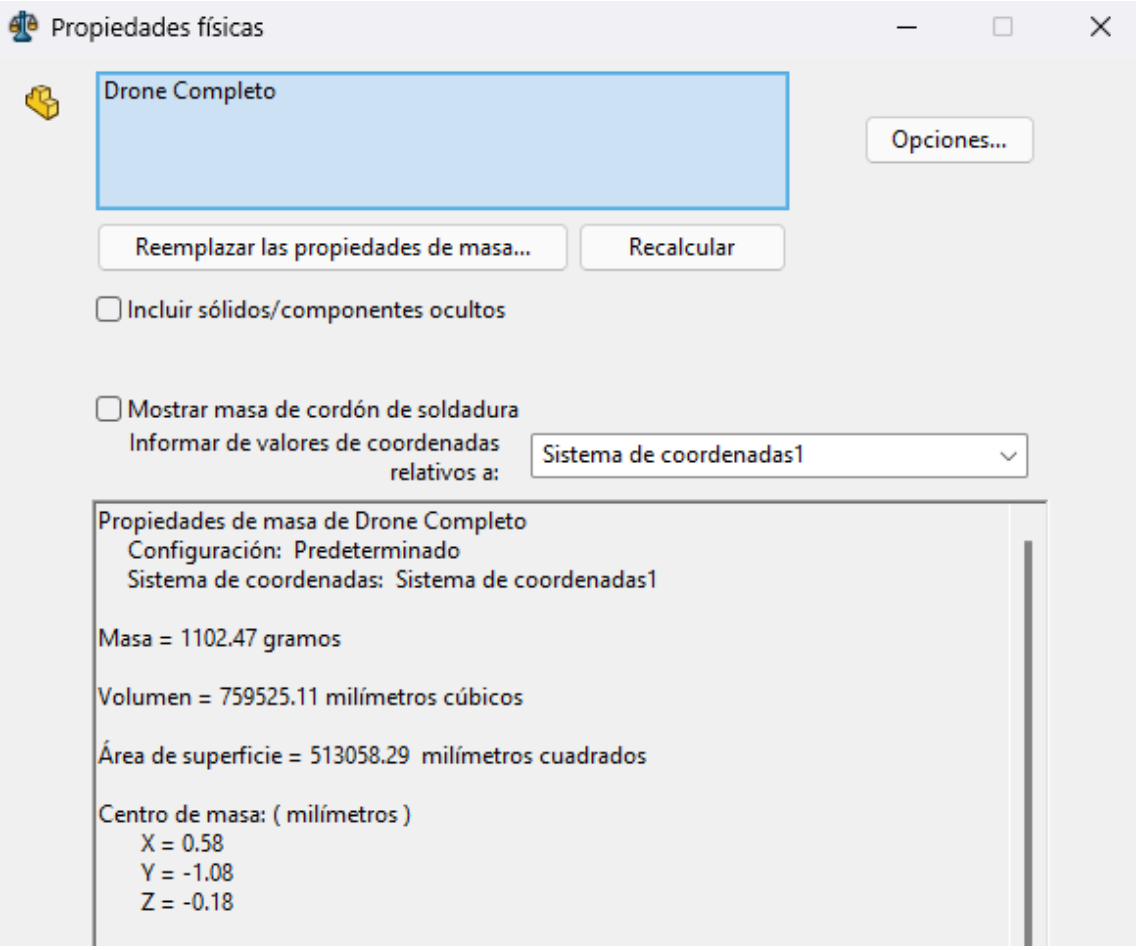


Figura 14. Ventana de SolidWorks con las propiedades de masa calculadas

La confrontación de ambos métodos confirma la validez del modelo. En el eje vertical, el cálculo analítico mediante el principio de momentos da un valor de Y_{CG} = -1,06 mm, frente a los -1,08 mm obtenidos por el SolidWorks. La discrepancia entre ambos procedimientos es de tan solo 0,02 mm de diferencia, magnitud que se atribuye al redondeo de las cotas centroidales de cada componente a dos decimales en el desarrollo manual, y que resulta despreciable al situarse por debajo de la tolerancia de fabricación de la pieza. Esta similitud certifica que el balance de momentos planteado reproduce fielmente el resultado computacional y que el modelo virtual está correctamente equilibrado.

En cuanto al plano horizontal, según se analizó en el **Apartado 4.4.2.1**, la única asimetría de diseño (posición descentrada de la controladora de vuelo) muestra una excentricidad máxima estimada del orden de milímetros. Los valores netos obtenidos por SolidWorks (X = 0,58 mm y Z = -0,18 mm), ambas magnitudes son despreciables ya que el desvío lateral representa aproximadamente un 0,18% de la cota diagonal entre los motores (338,77 mm), por lo que se confirma que el centro de gravedad coincide prácticamente con el eje de simetría geométrico y el centro de empuje de los rotores en las tres direcciones del espacio.

4.5.4 Interpretación del posicionamiento del CG y estabilidad

Los resultados obtenidos evidencian que el centro de gravedad del UAV se sitúa prácticamente coincidente con el centro geométrico de empuje en los tres ejes, con desviaciones inferiores al milímetro y medio en todas las direcciones. Esta proximidad constituye una condición de diseño favorable, ya que garantiza un reparto equilibrado del empuje entre los cuatro rotores y no exige la compensación diferencial permanente.

La coordenada vertical ligeramente negativa (-1,06 mm) indica que el centro de gravedad se ubica justo por debajo del plano de empuje de los rotores debido al alojamiento inferior de la batería, este diseño aporta un efecto pendular pasivo favorable. Al ser un desplazamiento reducido, se logra el equilibrio óptimo mejorando la estabilidad de vuelo estacionario sin penalizar la agilidad de respuesta del UAV ni comprometer la simetría de control.

4.6 Análisis analítico de la tensión en el brazo

Verificado el equilibrio másico de la plataforma, se plantea a continuación el predimensionamiento resistente de uno de los elementos estructurales más solicitados del chasis, **el brazo del cuadricóptero.** El objetivo de este apartado es estimar, mediante un modelo analítico simplificado, la tensión normal máxima que soporta el brazo bajo la condición más severa. Realizar este cálculo analítico tiene dos propósitos, por una parte obtener una primera verificación de la integridad de la estructura antes de la simulación y por otra, generar un valor de referencia teórico, calculado por una vía independiente por la cual poder contrastar la tensión de Von Mises que arrojará el análisis por elementos finitos del **Capítulo 5**.

4.6.1 Hipótesis de modelado: brazo como viga voladiza

Para el análisis se moldea el brazo del cuadricóptero como una viga en voladizo, es decir, una viga empotrada en uno de sus extremos y libre en el otro **[19]**. Esta idealización reproduce con fidelidad el comportamiento mecánico real del brazo, en el que el extremo interior se encuentra rígidamente unido al habitáculo central (actuando como empotramiento) mientras que el extremo exterior soporta el motor y su bancada.

El modelo se sustenta en las siguientes hipótesis simplificadoras, propias de la teoría clásica de vigas (teoría de Euler-Bernoulli).

La carga se considera aplicada de forma puntual en el extremo libre, correspondiente a la fuerza de empuje vertical ascendente que el motor transmite al brazo, adoptando la configuración de carga más desfavorable, definida por el empuje máximo unitario de cada motor (F = 8,34 N).

Se desprecia el peso propio del brazo frente a la magnitud de empuje del motor, también se asume que la sección transversal permanece constante a lo largo de la longitud del brazo, del mismo modo la sección en "U" invertida.

4.6.2 Diagrama de sólido libre: momento flector y esfuerzo cortante

Bajo las hipótesis anteriores, el brazo queda sometido a un estado de flexión simple acompañado de cortadura. El esfuerzo de empuje ***F,*** aplicado en el extremo libre y perpendicular al eje longitudinal del brazo que genera en cualquier sección dos solicitudes internas, un esfuerzo cortante de valor constante e igual a la fuerza aplicada y un momento flector que crece linealmente desde el extremo libre hacia el empotramiento. El esfuerzo cortante en cualquier sección por equilibrio de fuerzas verticales es:

$$V = F = 8,34\ N$$

Ecuación 17. Ecuación esfuerzo cortante

El momento flector alcanza su valor máximo en la selección del empotramiento (unión brazo-habitáculo), que es por tanto la sección crítica. Tomando la longitud efectiva del voladizo medida en el modelo CAD, L = 101,36 mm y considerando la sección constante a lo largo del brazo, el momento flector máximo es:

$$M_{max} = F \cdot L = 8,34\ \text{N} \cdot 0,10136\ \text{m} = 0,845\ \text{N/m} = 845,30\ \text{N·mm}$$

Ecuación 18. Ecuación momento flector máximo

4.6.3 Propiedades de la sección en "U" invertida

La sección transversal del brazo se obtiene a parte de un perfil rectangular macizo de 20 mm de ancho y 15 mm de altura, al que se le hace un vaciado semicircular de radio de 5 mm centrado sobre la arista inferior. Esta geometría forma el canal en "U" invertida descrito en el **Apartado 4.3.3,** que aloja el cableado trifásico. El cálculo de sus propiedades se realiza por el método de figuras compuestas, tratando el perfil rectangular como un rectángulo (área positiva) al que se le resta el semicírculo (área negativa).

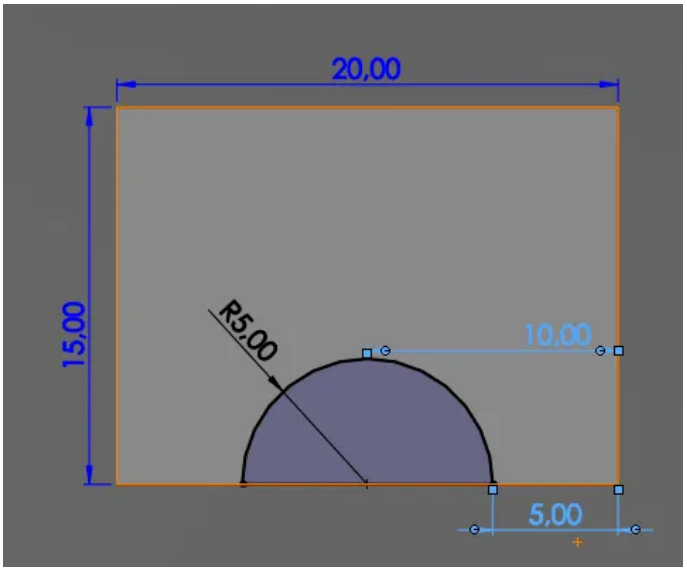


Figura 15. Croquis del diseño del brazo de la sección en "U" invertida

4.6.3.1 Localización del centroide (eje neutro)

Tomando como referencia la arista inferior de la sección, se determina la coordenada vertical del centroide ponderando el momento de área de cada figura. El centroide del semicírculo se sitúa a una distancia 4R/3π = 2,12 mm de su lado plano [**38**]:

Tabla 14. Localización del eje neutro

Figura	A_i (mm²)	y_i (mm)	$A_i \cdot y_i$ (mm³)
Rectángulo (+)	300,00	7,50	2250,00
Semicírculo (-)	39,27	2,12	-83,25
Sección neta	**260,73**	**-**	**2166,75**

$$y = \frac{\Sigma\, Ai \cdot yi}{\Sigma\, Ai} = \frac{2166{,}75}{260{,}73} = 8{,}31\ mm$$

Ecuación 19. Ecuación para encontrar el centroide

El eje neutro se sitúa a 8,31 mm de la arista inferior, la distancias a las fibras externas son las siguientes: C_{inf} = 8,31 mm y C_{sup} = 6,69 mm, al ser la fibra inferior más alejada, se fija como distancia crítica C = 8,31 mm.

4.6.3.2 Momento de inercia respecto al eje neutro

Aplicando el teorema de Steiner a cada figura I_0: propio del rectángulo $bh^3/12$:

$$I_0 = \frac{b \cdot h^3}{12} = \frac{20 \cdot 15^3}{12} = 5625\ mm^4$$

Ecuación 20. Momento inercia del rectángulo

$$I_0 = (\frac{\pi}{8} - \frac{8}{9\pi})\cdot R^4 = (\frac{\pi}{8} - \frac{8}{9\pi})\cdot 5^4 = 68,60\ mm^4$$

Ecuación 21. Momento inercia del semicírculo

Tabla 15. Datos del momento de inercia

Figura	$I_{0,i}$ (mm^4)	d_i (mm)	$A_i \cdot d_i^2$ (mm^4)	$I_{i,EN}$ (mm^4)
Rectángulo (+)	5625,00	0,81	196,83	5821,83
Semicírculo (-)	68,60	6,19	1504,67	1573,27
Sección neta	-	-	-	**4248,55**

4.6.3.3 Verificación con Solidworks

Con el fin de validar el cálculo manual, se contrastan estos resultados con las propiedades de la sección reportadas por la herramienta de análisis de sección de SolidWorks sobre la geometría real del brazo. En donde da un área de 253,25 mm^2 y un momento de inercia respecto al eje horizontal de flexión de I = 3887,56 mm^4 como se puede ver en la **Figura 16**. La diferencia entre ambos métodos es de una desviación inferior del 3% sobre el cálculo del área y del alrededor del 9% del momento de inercia. Esta diferencia es coherente y esperable, ya que la pieza real incluye los redondeos del diseño por lo cual, la validación cruzada confirma la correlación del desarrollo analítico.

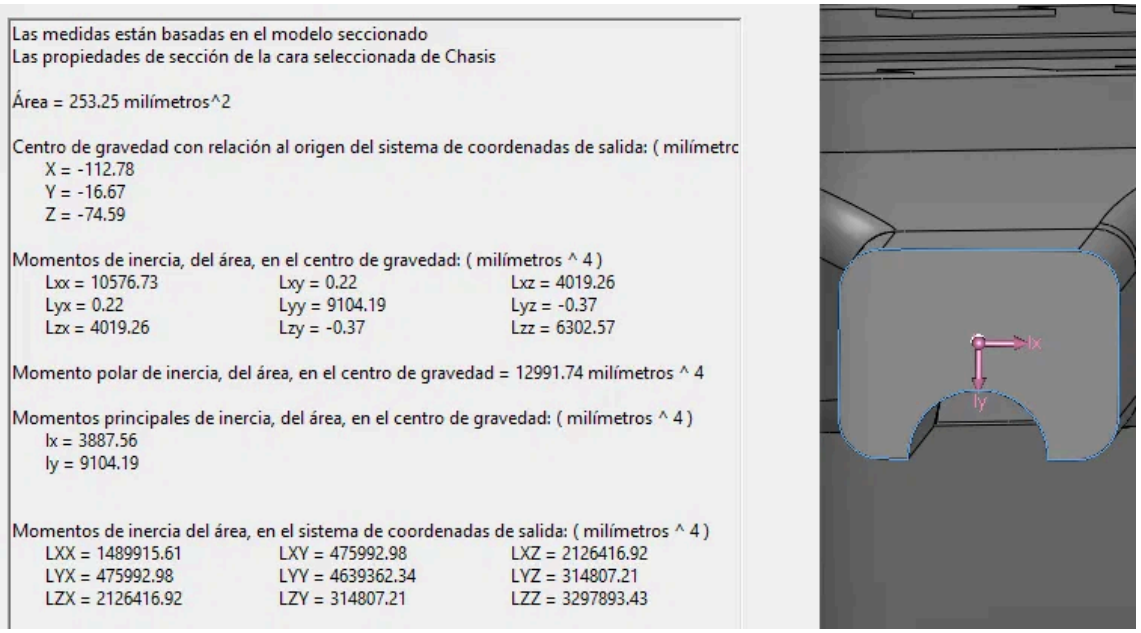


Figura 16. Resultados de sección de SolidWorks

4.6.4 Cálculo de la tensión normal por flexión

El cálculo de la tensión normal del brazo, es calculado por la teoría de flexión de **Navier-Bernoulli**, ya que se ha moldeado el brazo del drone como si fuese una viga en voladizo, en la viga como en el brazo del drone, la tensión normal se distribuye linealmente sobre la sección, donde se anula en su eje neutro y alcanza su valor máximo en la fibra inferior del empotramiento que es la más alejada del eje neutro y donde ocurre el momento flector máximo **[19].** La tensión máxima se obtiene de la siguiente manera (**Ecuación 22**), que servirá para contrastar con la tensión de Von Mises del **Capítulo 5** en la simulación de ANSYS.

$$\sigma_{max} = \frac{M_{max} \cdot C}{I} = \frac{845{,}30 \cdot 8{,}31}{4248{,}55} = 1{,}65\ MPa$$

Ecuación 22. Tensión normal máxima

El estado tensional en la sección crítica no es la misma que la de la componente normal, ya que la flexión simple tiene un esfuerzo cortante constante (V = 8,34 N), se calculará la tensión tangencial máxima (**Ecuación 23**) para poder ver si es una tensión a tener en cuenta o podemos despreciarla.

$$\tau_{max} = \frac{V \cdot Q}{I \cdot b}$$

Ecuación 23. Tensión tangencial máxima

Donde Q es el momento estático respecto al eje neutro, que es el área situada por encima del eje neutro, b es el ancho de la sección del brazo. Como tenemos el eje neutro situado a 8,31 mm por encima de la arista inferior y el vaciado no llega ya que está puesto con un radio de 5 mm, el área situada por encima del eje neutro es únicamente un rectángulo macizo de 20 mm de ancho y la altura será la distancia a la fibra superior (C_{sup} = 6,69 mm). Por lo que ya podemos obtener el momento estático (**Ecuación 24**) [**19**]:

$$Q = A \cdot d = (20 \cdot 6{,}69) \cdot (\frac{6{,}69}{2}) = 447{,}56\ mm^3$$

Ecuación 24. Momento estático

Una vez con el momento estático calculado podemos calcular la tensión tangencial máxima (**Ecuación 25**):

$$\tau_{max} = \frac{8{,}34 \cdot 447{,}56}{4248{,}55 \cdot 20} = 0{,}044\ MPa$$

Ecuación 25. Tensión tangencial máxima

El resultado que nos ha dado como vemos es muy pequeño, representando menos de un 3% de la tensión normal de flexión, por lo que el factor que nos va a limitar es la tensión normal.

4.6.5 Cálculo del coeficiente de seguridad

La integridad estructural del brazo se evalúa mediante el coeficiente de seguridad, definido como el cociente entre el límite elástico del material y la tensión equivalente máxima [**19**]:

$$\eta = \frac{\sigma_y}{\sigma_{max}} = \frac{69{,}30}{1{,}65} = 42$$

Ecuación 7. Factor de seguridad

El resultado supera ampliamente el umbral mínimo de admisibilidad establecido en el flujo de trabajo del **Capítulo 3.** Este elevado coeficiente de seguridad confirma cuantitativamente que el chasis monobloque de partida se encuentra notablemente sobredimensionado, lo que justifica por su condición base destinada a la optimización. De este modo, el análisis analítico no sólo verifica la resistencia del brazo, sino que dimensiona el potencial aligeramiento de la plataforma.

Este valor de tensión calculado por vía analítica independiente y validado en sus propiedades por SolidWorks, constituye la referencia teórica frente a la que contrastará la tensión de Vin Mises del análisis por elementos finitos del **Capítulo 5**. Destacar que ambos resultados no coincidirán de forma exacta, sino que presentaran una desviación atribuible debido a las simplificaciones del modelo a mano.

4.6.6 Cálculo de la flexión máxima en los brazos y deformación de la estructura

Como criterio de rigidez y de flexión máxima en los brazos para el mejor funcionamiento posible de los motores, se exige que dicha flexión se mantenga muy inferior a la longitud del brazo, de este modo la desalineación del vector empuje respecto a su orientación nominal en las condiciones de vuelo únicamente resulte despreciable [**35**].

En los escenarios de impacto sobretodo aunque también influye en los escenarios de vuelo, las deflexiones son notablemente superiores a las de vuelo, por lo que para obtener una flexión admisible se procederá a calcular la flecha máxima admisible que pueda aguantar el material con el criterio de diseño de la máxima flexión de la estructura y el criterio de seguridad. La deformación admisible del material se obtiene aplicando los criterios de diseño se obtiene mediante la siguiente (**Ecuación 26**) y la deformación total mediante la (**Ecuación 13**):

$$\sigma_{max} = \frac{\sigma_f}{2} = \frac{114{,}10}{2} = 57{,}05\ MPa$$

Ecuación 26. Tensión máxima para la flexión

$$\delta_{adm} = \frac{\sigma_{max} \cdot L^2}{3 \cdot E \cdot c} = \frac{57{,}05 \cdot 101{,}36^2}{3 \cdot 3750 \cdot 8{,}31} = 6{,}27\ mm$$

Ecuación 13. Flexión admisible del material

4.7 Determinación analítica de los parámetros de entrada para la simulación

Este apartado tiene por objetivo cuantificar las cargas mecánicas que constituirán las condiciones de contornos de la campaña de simulación por elementos finitos del **Capítulo 5.** Se determinan en primer lugar las fuerzas de empuje de los rotores en sus regímenes nominal y asimétrico, expresado en newtons y posteriormente, se calculará la presión estática equivalente que ejerce el viento sobre la plataforma. La rigurosa definición previa de estas magnitudes garantiza que los escenarios simulados respondan a solicitudes físicamente justificadas y no a valores arbitrarios.

4.7.1 Fuerza nominal de empuje por rotor en vuelo estacionario

La condición de referencia del vuelo de un multirrotor es el vuelo estacionario (hover), estado en el que el empuje total generado por los cuatro rotores equilibra exactamente el peso de la aeronave. Partiendo de la masa total de despegue determinada, (M_{Total} = 1102,47 g) el peso de la plataforma es:

$$W = M_{total} \cdot g = 1,10247\ Kg \cdot 9,81\ m/s^2 = 10,82\ N$$

Ecuación 27. Peso de la plataforma

Dada la disposición simétrica de la configuración en "X", en vuelo estacionario este peso se reparte por igual entre los cuatro rotores, de modo que la fuerza de empuje nominal que cada uno debe proporcionar es:

$$F_{hover} = \frac{W}{4} = \frac{10,82\ N}{4} = 2,70\ N$$

Ecuación 28. Fuerza de sustentación

Este valor representa la solicitación operativa habitual del brazo, el cual conviene contrastarlo con el empuje máximo unitario que cada motor es capaz de generar a partir de los 850 gramos del rotor:

$$F_{max} = 0,850\ Kg \cdot 9,81\ m/s^2 = 8,34\ N$$

Ecuación 18. XXX

$$R = \frac{F_{hover}}{F_{max}} = \frac{2,70\ N}{8,34\ N} = 0,32$$

Ecuación 29. Relación de empuje respecto a máxima potencia

La relación entre ambos indica que la plataforma sostiene el vuelo estacionario aproximadamente con un 32% del empuje disponible, lo que confirma cuantitativamente la holgada reserva de potencia evidenciada por la relación empuje-peso (TWR = 3,08). A efectos de simulación y conforme al criterio de diseño por la opción más desfavorable, los escenarios de simulación se harán con la carga de empuje máximo por rotor (F_{max} = 8,34 N).

Además de la fuerza de empuje, cada rotor transmite a la estructura un par de reacción aerodinámica. Al girar la hélice, vence la resistencia del aire y por el principio de acción-reacción, el motor ejerce sobre el chasis un par igual y de sentido opuesto en torno a su eje, esta magnitud se obtiene como el cociente entre la potencia mecánica (P_{mec}) y la velocidad angular del motor,como en la siguiente **Ecuación 30**:

$$Q = \frac{P_{mec}}{\Omega} = \frac{\eta \cdot U \cdot I}{\frac{2\pi \cdot N}{60}}$$

Ecuación 30. Par de reacción aerodinámico por motor

A partir del punto de funcionamiento del motor a empuje máximo, con la tensión de la batería (U = 11,10 V), una corriente (I = 16 A), asumiendo un rendimiento del 85% y un régimen de giro (N = 8000 rpm), por lo cual el par motor es el siguiente:

$$Q = \frac{0{,}85 \cdot 11{,}10 \cdot 16}{\frac{2\pi \cdot 8000}{60}} = 0{,}18\ N{\cdot}m$$

Ecuación 30. Par de reacción aerodinámico por motor

En la configuración en "X", dos rotores giran en sentido horario y dos en sentido antihorario, de esta manera, los cuatro pares de reacción se anulan mutuamente y el UAV no experimenta guiñada en vuelo de equilibrio.

4.7.2 Caso de empuje asimétrico en maniobra y reparto de cargas

Durante las maniobras de cabeceo, alabeo y guiñada, el sistema de control genera deliberadamente un empuje diferencial entre los rotores, lo que introduce un estado de carga asimétrico sobre la estructura. Este proceso desigual somete al chasis a momentos flectores y torsores globales que el caso simétrico de vuelo estacionario no produce.

Se consideran dos situaciones asimétricas, la primera corresponde a una **maniobra agresiva**, en la que un par de rotores opera a empuje máximo mientras el par opuesto reduce su empuje para generar el momento de control. El segundo, que será el caso de estudio, corresponde al **fallo crítico de un motor**, escenario en el que uno de los rotores deja de proporcionar empuje.

$$F_{fallo} = 0\ N$$

Ecuación 31. Fallo de motor

Debido a ese fallo de motor, los tres restantes mantienen o incrementan su empuje hasta un valor cercano al máximo de sustentación. Esta configuración genera la máxima asimetría de cargas de la estructura, con un reparto de empuje en donde tres rotores están con la fuerza máxima y uno con la fuerza de fallo.

4.7.3 Presión estática equivalente del viento

La acción del viento sobre la aeronave en vuelo se modela mediante la fuerza de arrastre aerodinámico (drag). Desde el punto de vista normativo, el marco operativo europeo de los sistemas no tripulados (**Reglamento (UE) 2019/947**) **[2]** exige que se definan las condiciones meteorológicas límite de operación, entre ellas la velocidad máxima de viento admisible, pero no fija un valor de carga estructural asociada. Para este proyecto se asumiran dos velocidades de viento normal y otra de viento agresivo según la **escala Beaufort [16]** , estableciendo un procedimiento de conversión de la velocidad del viento en presión sobre la estructura para poder moldearlo de mejor manera en ANSYS. Conforme a esta metodología y a la teoría de flujo externo **(Cengel y Cimbala, 2018) [20]**, la fuerza de arrastre que el aire ejerce sobre un cuerpo se define por la siguiente **Ecuación 32**:

$$F_D = \frac{1}{2}\rho V^2 C_D A$$

Ecuación 32. Fuerza de arrastre aerodinámico

Para su aplicación como condición de contorno en el análisis por elementos finitos resulta conveniente expresar esta acción no como una fuerza puntual, sino como una presión estática equivalente distribuida sobre la superficie proyectada de la plataforma expuesta al viento:

$$P_{viento} = \frac{F_D}{A} = \frac{1}{2}\rho V^2 C_D$$

Ecuación 33. Presión estática equivalente del viento

Donde asumimos una densidad del aire en condiciones normales de 1,225 Kg/m^3, y un coeficiente de arrastre definido por la resistencia aerodinámica que tiene un objeto indicando lo fácil que puede atravesar un fluido como el aire, siendo en este caso el viento (**Figura 17**) según la forma geométrica del UAV parecida a un semicírculo parcialmente por las partes delanteras y traseras según el chasis se asume 1,20 de coeficiente de arrastre..

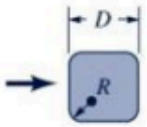
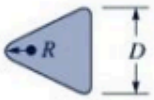
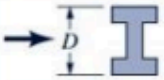
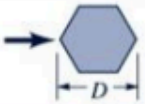
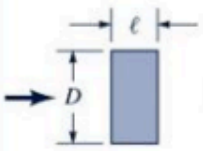
Shape	Reference area A (b = length)	Drag coefficient $C_D = \frac{\mathcal{D}}{\frac{1}{2}\rho U^2 A}$	Reynolds number $\mathrm{Re} = \rho UD/\mu$
 Square rod with rounded corners	$A = bD$	R/D | C_D 0 | 2.2 0.02 | 2.0 0.17 | 1.2 0.33 | 1.0	$\mathrm{Re} = 10^5$
 Rounded equilateral triangle	$A = bD$	R/D | C_D (→ | ←) 0 | 1.4 | 2.1 0.02 | 1.2 | 2.0 0.08 | 1.3 | 1.9 0.25 | 1.1 | 1.3	$\mathrm{Re} = 10^5$
 Semicircular shell	$A = bD$	→ 2.3 ← 1.1	$\mathrm{Re} = 2 \times 10^4$
 Semicircular cylinder	$A = bD$	→ 2.15 ← 1.15	$\mathrm{Re} > 10^4$
 T-beam	$A = bD$	→ 1.80 ← 1.65	$\mathrm{Re} > 10^4$
 I-beam	$A = bD$	2.05	$\mathrm{Re} > 10^4$
 Angle	$A = bD$	→ 1.98 ← 1.82	$\mathrm{Re} > 10^4$
 Hexagon	$A = bD$	1.0	$\mathrm{Re} > 10^4$
 Rectangle	$A = bD$	ℓ/D | C_D ≤0.1 | 1.9 0.5 | 2.5 0.65 | 2.9 1.0 | 2.2 2.0 | 1.6 3.0 | 1.3	$\mathrm{Re} = 10^5$

Figura 17. Coeficientes de arrastre según la geometría

Las dos velocidades de viento de diseño se obtienen de la **escala Beaufort [16]**, referencia para la calcificación de la resistencia del viento:

- **Viento normal:** Con un viento de 10 m/s (36 Km/h, corresponde a un nivel 5 de Beaufort (brisa fresca).

$$P_{mormal} = \frac{1}{2} \cdot 1,225 \cdot 1,20 \cdot 10^2 = 73,50\ Pa$$

Ecuación 33. Presión estática equivalente del viento

- **Viento agresivo:** Con un viento de 17 m/s (61 Km/h), corresponde a un nivel 7 de Beaufort (brisa fuerte).

$$P_{agresivo} = \frac{1}{2} \cdot 1,225 \cdot 1,20 \cdot 17^2 = 212,41\ Pa$$

Ecuación 33. Presión estática equivalente del viento

Ambos tipos de fuerza de las velocidades recogidas de la **escala Beaufort [16],** sirven para poder determinar el comportamiento del vehículo aéreo en distintas situaciones a las que se puede encontrar y poder conocer cuál sería su comportamiento al aplicar esta hipótesis.



Figura 18. Diferentes tipos de fuerza de viento

4.7.4 Síntesis de condiciones de contorno para las simulaciones del Capítulo 5

Las magnitudes determinadas en los apartados anteriores se sintetizan a continuación para definir los escenarios de carga que se analizarán mediante elementos finitos. El estudio abarca un total de ocho casos: cinco escenarios de vuelo y tres escenarios de impacto.

4.7.4.1 Escenarios de vuelo (Casos 1 a 5)

En los escenarios de vuelo (**Figuras 19, 20, 21, 22 y 23**), sobre cada brazo se aplica la fuerza de empuje en el extremo donde se aloja el motor y el par de reacción generado. Las cargas de viento se definirán como una presión estática sobre las caras laterales expuestas. Los datos se recogen en la siguiente tabla (**Tabla 16**).

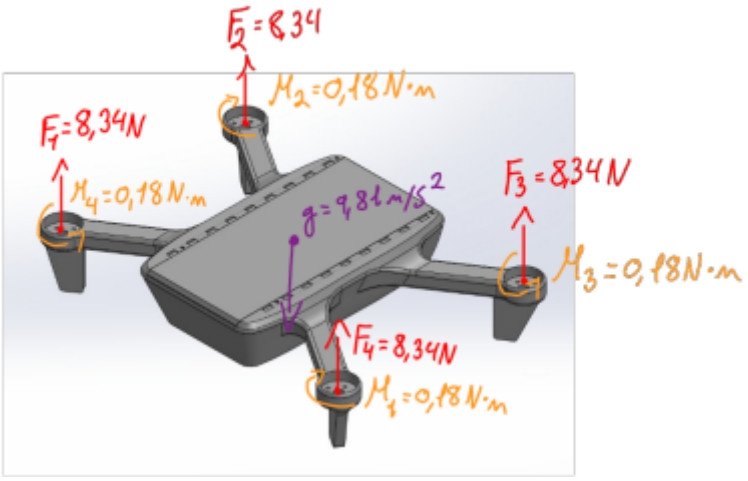


Figura 19. Croquis de las condiciones de contorno del caso 1

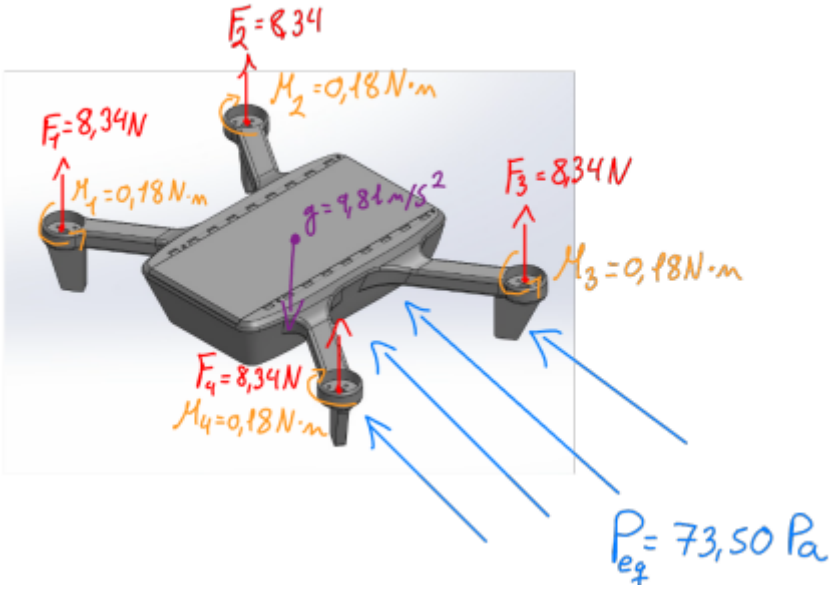


Figura 20. Croquis de las condiciones de contorno del caso 2

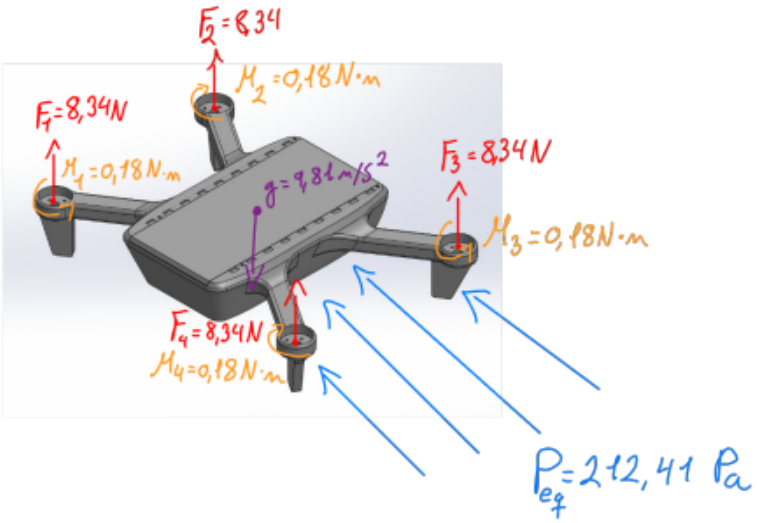


Figura 21. Croquis de las condiciones de contorno del caso 3

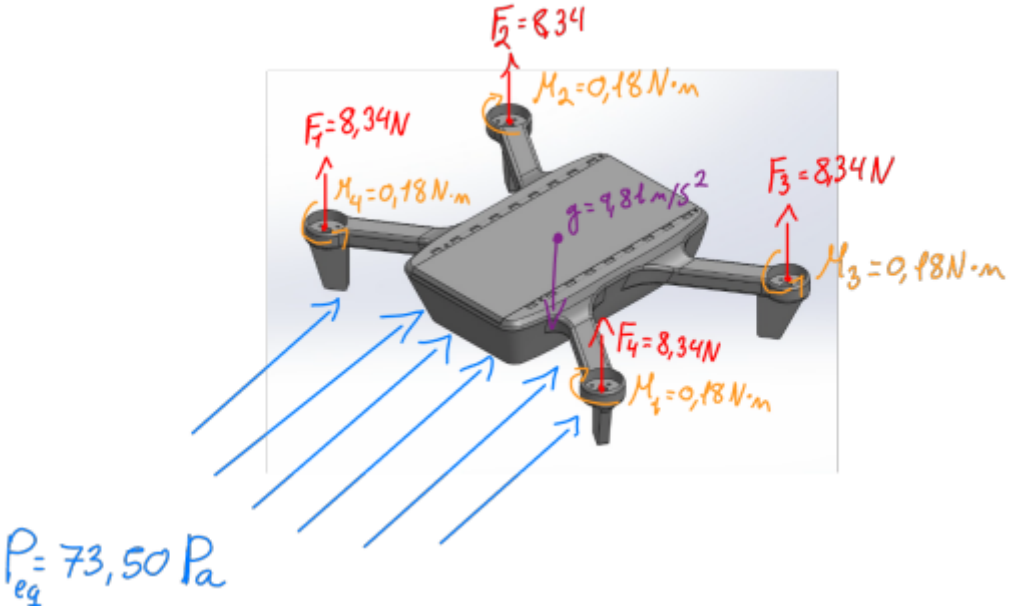


Figura 22. Croquis de las condiciones de contorno del caso 4

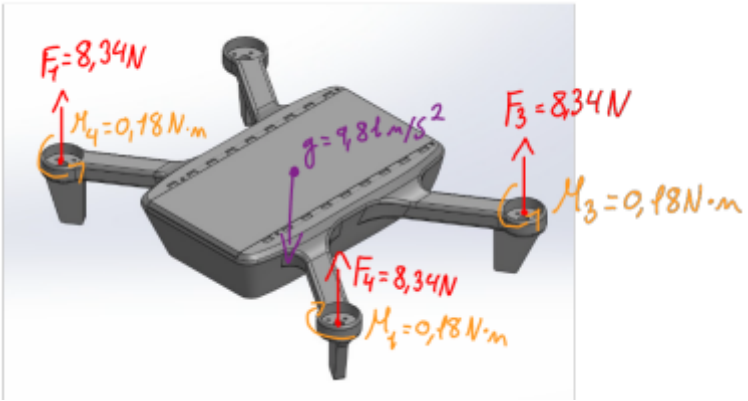


Figura 23. Croquis de las condiciones de contorno del caso 5

Tabla 16. Condiciones de contorno de las fuerzas de los escenarios de vuelo

Caso	Escenario	Fuerza de empuje (N)	Par de reacción (N·m)	Presión de viento (Pa)
1	Vuelo a máximo empuje	8,34 (x4)	0,18 (x4)	-
2	Máximo empuje con viento normal	8,34 (x4)	0,18 (x4)	73,50 (lateral)
3	Máximo empuje con viento agresivo	8,34 (x4)	0,18 (x4)	212,41 (lateral)
4	Máximo empuje con viento frontal	8,34 (x4)	0,18 (x4)	73,50 (frontal)
5	Fallo crítico de un motor	8,34 (x3)	0,18 (x3)	-

4.7.4.2 Escenarios de impacto (Casos 6 a 8)

Los escenarios de impacto reproducen las solicitaciones que experimenta la estructura en un aterrizaje forzoso o una colisión (**Tabla 17**). A diferencia de los casos de vuelo, se trata de fenómenos dinámicos de corta duración. Estos escenarios se modelan dentro del módulo de ***Static Structural*** mediante el método de carga estática equivalente, sustituyendo el impacto por una fuerza de inercia proporcional al peso de la aeronave a través de un factor de carga.

Como hipótesis de diseño, se adoptan factores de carga de **6 g** en dirección vertical para simular aterrizajes forzosos y de **9 g** en dirección longitudinal para representar un impacto frontal. Estos valores se toman por analogía conservadora de la normativa **FAA, 14 CFR Part 23, 23.561 [18]**, ya que esta normativa está concebida para aeronaves tripuladas y no contempla específicamente los micro-UAV. La fuerza de inercia equivalente en cada dirección se obtiene mediante el producto del factor de carga (n) por el peso de la plataforma (W) **Ecuación 34:**

$$F_{inercial} = n \cdot W$$

Ecuación 34. Fuerza de inercia equivalente de impacto

La carga de impacto se modela aplicando una aceleración inercial (carga en g) al conjunto y fijando los apoyos en contacto con el suelo, de modo que el solver distribuye la inercia sobre la masa real de la aeronave.

- C**aso 6 (aterrizaje forzoso sobre las cuatro patas)**: Se aplica una aceleración vertical de 6 g (58,86 m/s^2) y se fijan las superficies inferiores de las cuatro patas (**Figura 24**). La fuerza de inercia total se reparte por simetría entre los cuatro apoyos, con una reacción de 16,23 N por pata que producirá el impacto.

$$F_{inercial} = 6 \cdot 10,82 = 64,92\ N \ ; \ F_{pata} = \frac{64,92}{4} = 16,23\ N$$

Ecuación 35. Fuerza de inercia vertical y reacción por pata en el Caso 6

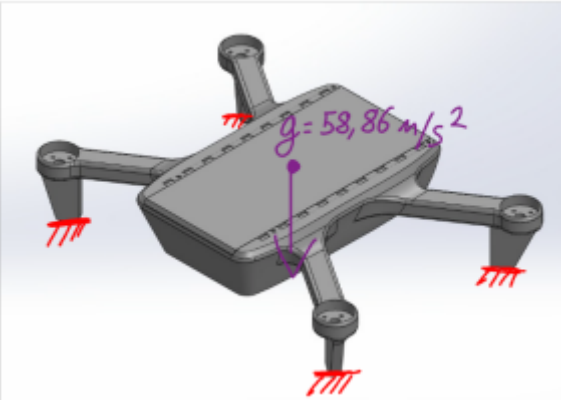


Figura 24. Croquis de las condiciones de contorno del caso 6

- **Caso 7 (impacto sobre dos patas)**: Se produce un aterrizaje con cabeceo en el que contactan primero las dos patas delanteras (**Figura 25**). Se mantiene la aceleración vertical de 6 g, pero fijando dos apoyos con una reacción de 32,46 N por pata que producirá el impacto.

$$F_{pata} = \frac{64{,}92}{2} = 32{,}46\ N$$

Ecuación 36. Reacción por pata en el Caso 7

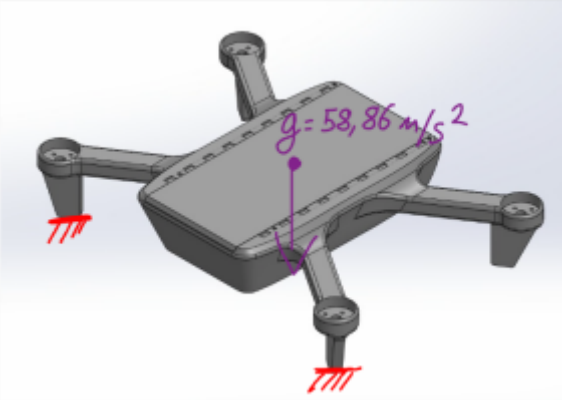


Figura 25. Croquis de las condiciones de contorno del caso 7

- **Caso 8 (impacto frontal sobre el chasis)**: Se aplica una aceleración longitudinal de 9 g (88,29 m/s^2) en la dirección de avance y se fija la zona frontal del chasis que contacta con el obstáculo (**Figura 26**).

$$F_f = 9 \cdot 10{,}82 = 97{,}38\ N$$

Ecuación 37. Fuerza de inercia longitudinal en el Caso 8

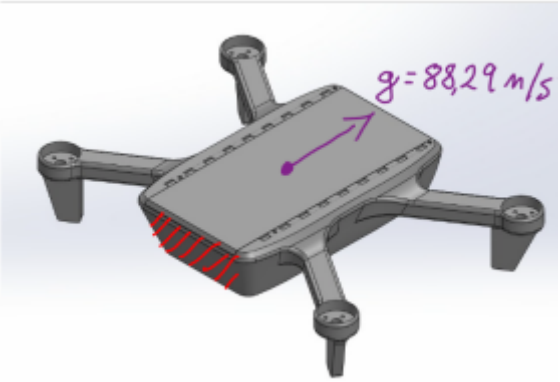


Figura 26. Croquis de las condiciones de contorno del caso 8

Tabla 17. Condiciones de contorno de los escenarios de impacto

Caso	Escenario	Aceleración aplicada (g)	Apoyos fijos	Reacción por pata
6	Aterrizaje forzoso sobre las cuatro patas	6,00	4 patas	16,23 N/pata
7	Impacto sobre las dos patas delanteras	6,00	2 patas	32,46 N/pata
8	Impacto frontal sobre el chasis	9,00	Cara frontal	97,38 N totales

4.8 Conclusión del capítulo

A lo largo de este capítulo se ha definido y caracterizado analíticamente el modelo base del vehículo aéreo no tripulado, estableciendo el punto de partida sobre el que se desarrollará la validación estructural y posterior optimización. Partiendo de un perfil de misión de inspección industrial, se han fijado los requisitos operativos y se ha justificado la selección de una arquitectura en **configuración "X",** fabricada mediante deposición fundida en poliamida 12 reforzada con fibra de carbono.

La integración de los componentes comerciales se ha abordado como un problema de acoplamiento, del cual se ha obtenido una **masa total de despegue de 1102,47 gramos** y una **relación empuje-peso de 3,08**. Sobre el modelo geométrico diseñado en CAD se ha **verificado analíticamente la posición del centro de gravedad** mediante el principio de momentos, obteniéndose una coordenada vertical de -1,06 mm que concuerda con el valor de -1,09 mm obtenido por SolidWorks.

También se ha calculado analíticamente el predimensionamiento resistente del brazo, simplificado como una **viga en voladizo** sometida al empuje máximo, el cual ha dado un **tensión de 1,65 MPa** y un coeficiente de seguridad de 42, validado de forma cruzada con las propiedades de sección calculadas por SolidWorks. Este elevado margen confirma cuantitativamente que el modelo base se encuentra sobredimensionado, lo que justifica la optimización topológica en capítulos posteriores. Finalmente, se han determinado y justificado las condiciones de contorno de los ocho escenarios de simulación (cinco de vuelo y tres de impacto).

Capítulo 5. Análisis estructural y dinámico del chasis mediante el método de elementos finitos (FEM)

5.1 Introducción y objetivos del análisis computacional

Una vez consolidada la geometría preliminar del cuadricóptero en el entorno CAD y verificada la viabilidad del centro de gravedad y la relación empuje-peso, resulta indispensable validar la integridad mecánica de la plataforma antes de proceder a las fases de optimización y fabricación. El objetivo de este capítulo es evaluar el comportamiento tensional y deformacional del chasis base (modelo inicial) frente a las solicitaciones operacionales más severas mediante el método de los elementos finitos (FEM) utilizando el software de simulación comercial ANSYS Mechanical Workbench.

El estudio se divide en dos vertientes analíticas complementarias: un análisis estático lineal, orientado a verificar la resistencia de la estructura frente a las cargas operativas y un análisis modal, enfocado a garantizar su estabilidad dinámica frente a los fenómenos de resonancia inducidos por el UAV.

5.1.1 Alcance y aportación del análisis estático lineal

El análisis estático lineal tiene por finalidad determinar la respuesta resistente del chasis cuando se le someten cargas operativas en régimen permanente, asumiendo un comportamiento elástico-lineal del material y la hipótesis de pequeñas deformaciones. Bajo estas condiciones, la relación entre las cargas aplicadas y los desplazamientos resultantes es proporcional, lo que permite resolver el problema en un único paso de carga con un coste computacional contenido.

La primera aportación que puede dar este análisis es la **localización de los concentradores de tensión,** la simulación identifica las regiones donde la tensión equivalente de Von Mises alcanza sus valores máximos, típicamente en las zonas de encastres y filetes de transición entre los brazos y el cuerpo central, donde la discontinuidad geométrica amplifica el estado tensional.

La segunda aportación que puede dar el estudio es la **cuantificación de la flexión en los extremos de los brazos.** La deflexión máxima localizada en los extremos libres donde se alojan los motores, en donde, una flexión excesiva desalinearía el vector empuje respecto a su orientación nominal. Por último, el análisis también permite obtener el **factor de seguridad** de la estructura.

5.1.2 Alcance y aportación del análisis modal

El análisis modal aborda el comportamiento dinámico del chasis, una dimensión que el estudio estático no contempla y resulta especialmente crítica en plataformas multirrotor por la naturaleza vibratoria de su sistema de propulsión. Su finalidad es extraer las **frecuencias naturales (f_n)** de la estructura y sus **modos propios de vibración,** siendo estos los patrones de

deformación característicos que el chasis adopta espontáneamente al ser excitado dinámicamente.

La relevancia ingenieril de esta característica radica en la prevención del fenómeno de **resonancia.** Durante el vuelo, el giro de los rotores genera una excitación armónica permanente sobre la estructura, por lo que, si alguna de las frecuencias naturales del chasis coincidiese con la frecuencia de excitación forzada por los motore, se produciría un acoplamiento elástico destructivo que amplificaría las deformaciones, comprometiendo así el control de la aeronave y aceleraría el fallo por fatiga de los brazos [**24**]. El objetivo del análisis es por tanto, verificar que las frecuencias propias del chasis se mantienen suficientemente alejadas de las frecuencias de excitación de la planta motriz, garantizando un margen de seguridad dinámico.

5.1.3 Criterios de simplificación geométrica y exclusión de componentes COTS

Como paso previo al proceso de mallado y resolución, se ha aplicado una estrategia de simplificación en el modelo de ensamblaje procedente de SolidWorks. En el entorno de simulación se han **suprimido de forma explícita todos los componentes comerciales (motores, variadores ESC, hélice, batería y controladora de vuelo),** manteniendo activos únicamente dos sólidos de diseño propio: **el chasis base y la tapa superior de cierre.**

Esta decisión metodológica es un estándar riguroso en la ingeniería de la simulación y se fundamenta en tres criterio técnicos:

- **Prevención de rigidez artificial:** Si se incluyen los motores (bloques metálicos rígidos) acoplados a los extremos de los brazos, el software asumiría una unión perfecta o soldada por defecto. Esto generaría un refuerzo estructural ficticio en las puntas, falseando los resultados y subestimando la flexión real del brazo de PA12-CF.

- **Indeterminación del comportamiento de los materiales compuestos:** Los componentes COTS (como la batería LiPo o los motores) presentan una arquitectura interna heterogénea (bobinados de cobre, imanes, celdas químicas) cuyas constantes elásticas globales son desconocidas. Modelarlos como bloques macizos de un único material introduciría un error masivo en el cálculo de la matriz de rigidez global.

- **Optimización del coste computacional:** El mallado de las geometrías complejas de los componentes comerciales consumiría recursos de computación innecesarios para resolver tensiones en elementos que no son objeto de estudio ni modificación en este proyecto.

Por consiguiente, los componentes COTS se eliminan de la geometría tridimensional, **pero sus efectos físicos (masas, fuerzas y momentos) se transfieren fielmente al modelo a través de las condiciones de contorno,** garantizando la máxima precisión con un coste computacional eficiente.

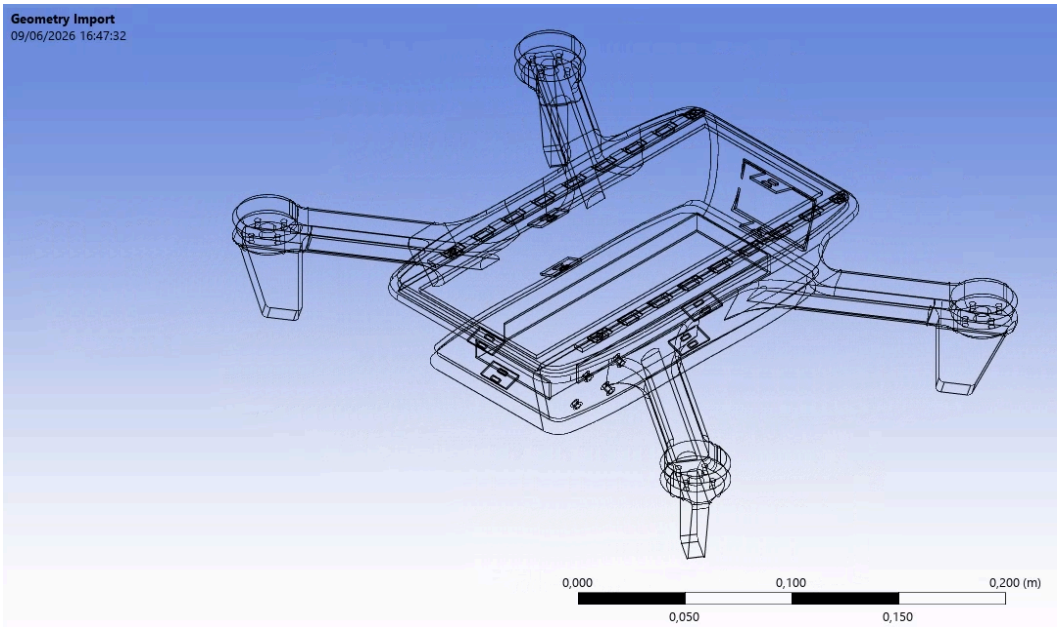


Figura 27. Aislamiento geométrico y simplificación del chasis base y tapa superior

5.2 Caracterización del material (Engineering Data)

La fiabilidad de cualquier simulación por elementos finitos depende directamente de la fidelidad con la que se definen las propiedades del material asignado al dominio de cálculo. En este proyecto, la totalidad de los sólidos de diseño propio que se van a estudiar se moldean con el material de poliamida 12 reforzada con fibra de carbono (PA12-CF). La definición del material se ha realizado en el módulo Engineering Data de ANSYS Workbench, creando una entrada personalizada denominada PA12-CF que se incorpora a la biblioteca del proyecto.

Para la correcta alimentación de las matrices de rigidez en el módulo *Engineering Data* de ANSYS, se han parametrizado las propiedades mecánicas reales extraídas de la documentación técnica del proveedor (**Tabla 18**). Es un factor crítico señalar que los ensayos de caracterización del fabricante se realizaron sobre probetas normalizadas impresas mediante tecnología FDM configuradas con una altura de capa 0.15 mm, un espesor de pared de 1.8 mm y un porcentaje de infil de 30%.

Tabla 18. Propiedades mecánicas del PA12-CF introducidas en el módulo Engineering Data

Magnitud técnica / Propiedad	Valor numérico	Unidad de medida (SI)
Densidad (ρ)	1,06 x 10^3	Kg/m^3
Módulo de elasticidad (E)	3750,00 x 10^6	Pa
Límite elástico (σ_y)	69,30 x 10^6	Pa
Límite elástico a compresión (σ_c)	75,00 x 10^6	Pa
Resistencia última a tracción (σ_u)	114,10 x 10^6	Pa
Coeficiente de Poisson (υ)	0.35	Adimensional
Temperatura de fusión (T_f)	165	ºC

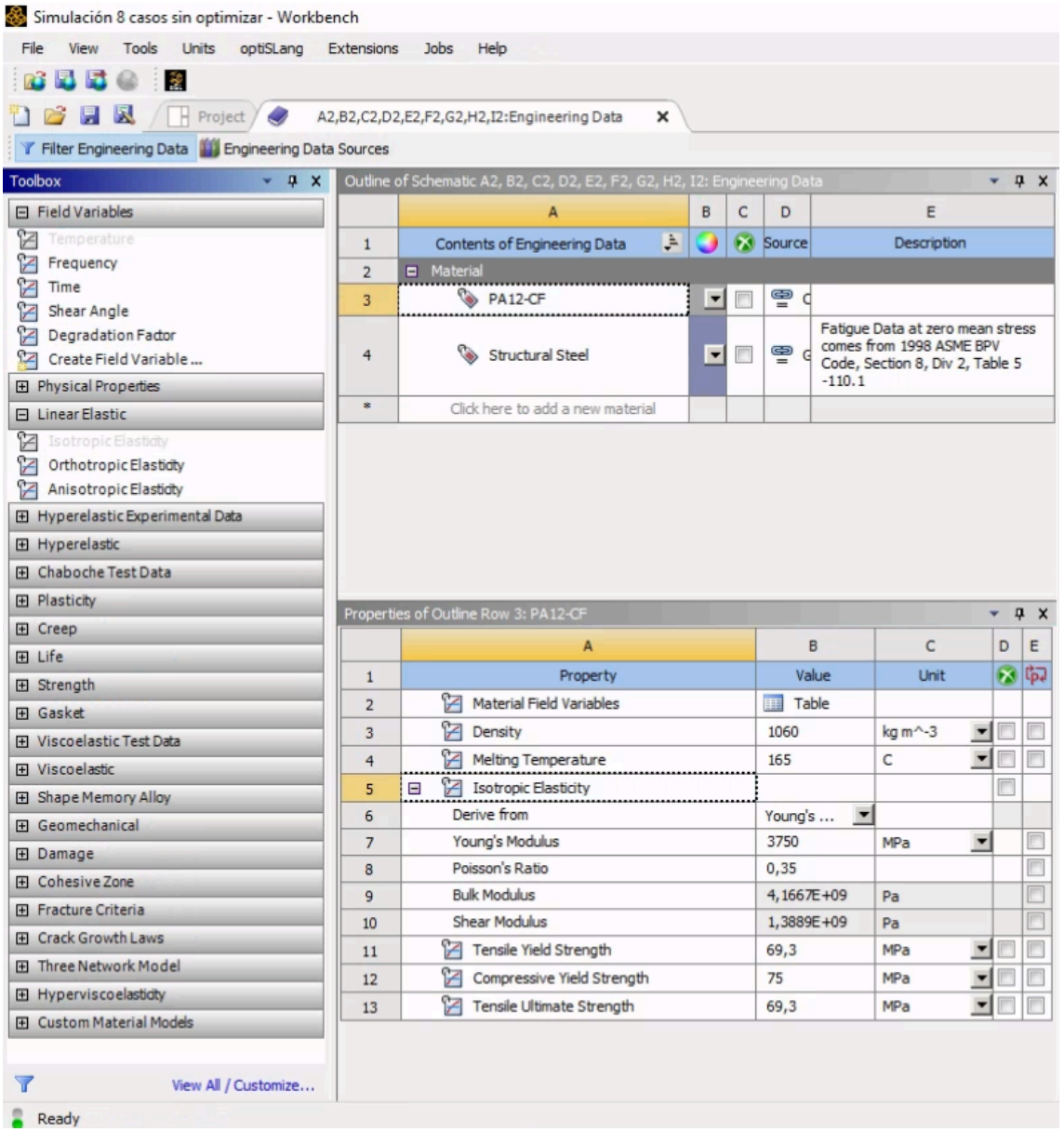


Figura 28. Datos material añadidos al Engineering Data

5.3 Discretización del dominio (Mallado) y Estudio de convergencia

La resolución de un problema mediante el método de elementos finitos no opera sobre el sólido continuo, sino sobre una representación discreta del mismo. Las ecuaciones diferenciales que gobierna el comportamiento elástico de un cuerpo carecen de solución analítica cuando la geometría es compleja, como ocurre en este caso con el chasis del UAV, ya que integra transiciones curvas, alojamientos circulares para el alojamiento de los motores y apéndices verticales para el aterrizaje.

Debido a todas estas geometrías, el método subdivide el dominio continuo en un número finito de subdominios de geometría sencilla, este proceso de subdivisión, se denomina mallado o discretización que condiciona de forma directa la fiabilidad de los resultados, tanto la calidad

como el tamaño de los elementos determinan la magnitud del error numérico cometido. Por la topología dicha, se ha descartado el empleo de elementos hexaedros estructurados (se ajustan de manera complicada a contornos curvos e irregulares) en favor de una estrategía de mallado no estructurado mediante elementos tetraédricos, capaces de adaptarse libremente a geometrías arbitrarias.

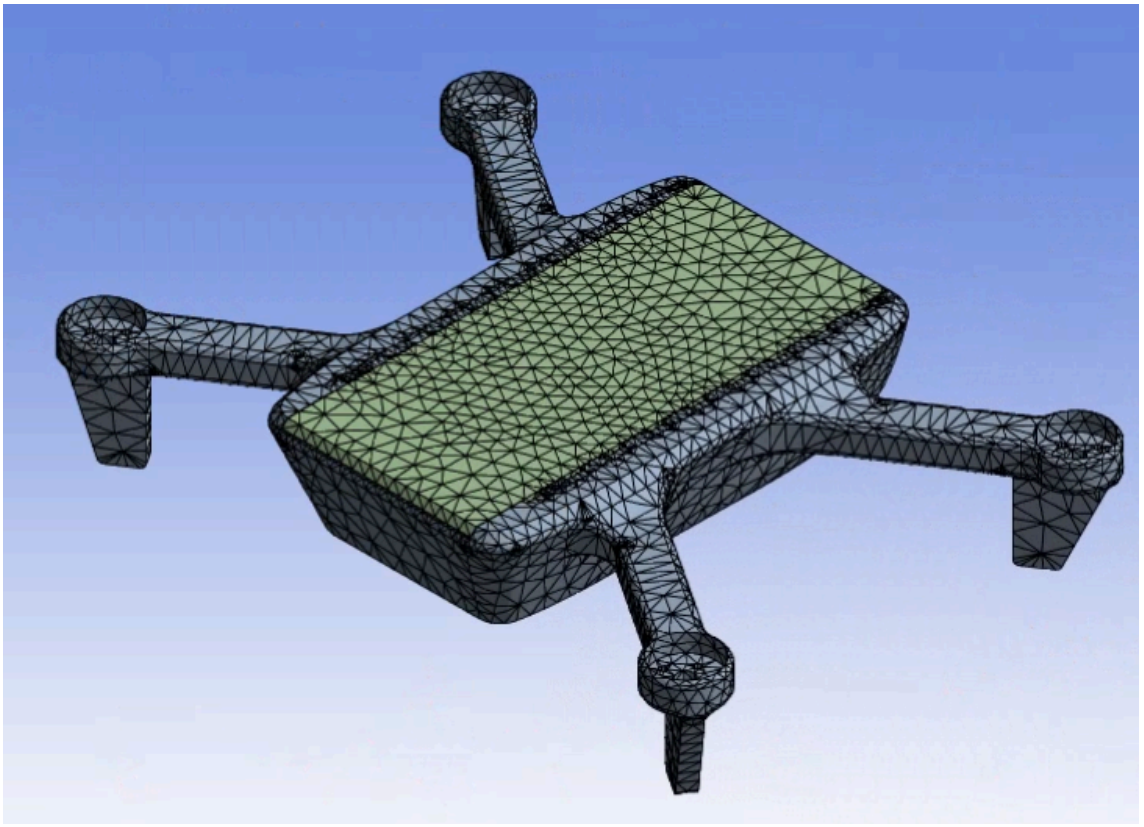


Figura 29. Mallado del Drone base sin ajustar

5.3.1 Selección del tipo de elemento y configuración global

Antes de justificar la elección concreta del tipo de elemento, conviene precisar los dos conceptos fundamentales sobre los que sustenta el método. Un **elemento finito** es cada uno de los subdominios geométricos simples (en este caso, tetraédricos) en que se descompone el cuerpo continuo, por lo que, el conjunto de todos ellos conectados entre sí, conforma la malla que aproxima la geometría real de la pieza. En cambio, los **nodos**, son los puntos discretos situados sobre cada elemento (en sus vértices y, según su orden, también sobre sus aristas) en los que el solver calcula efectivamente las variables del problema e interpola los resultados en los puntos interiores entre los vértices. [**23**]

Por lo que el mallado resulta mecánicamente vital, dado que la solución se obtiene mediante la interpolación entre nodos, la capacidad de la malla para reproducir de una manera correcta los gradientes reales de tensión depende del número de nodos disponibles y del orden de las funciones de forma que lo relacionan. Una malla insuficiente o de bajo orden no logra recoger las variaciones bruscas de tensión que se producen en las zonas críticas, subestimando los valores máximos y comprometiendo la validez de la verificación estructural.

Sobre esta base, se han seleccionado **elementos tetraédricos se segundo orden (SOLID187)**, configurados en modo cuadrático. Cada elemento de este tipo dispone de diez nodos (cuatro

en los vértices y seis intermedios situados en los puntos medios de las aristas) con tres grados de libertad por nodo. La presencia de los nodos intermedios es precisamente lo que le proporciona al elemento su carácter cuadrático, las funciones de forma dejan de ser lineales para adoptar una variación parabólica, lo que permite reproducir gradientes de deformación no constantes dentro de cada elemento, cosa que las lineales no pueden hacer.

La elección de formulaciones cuadráticas en lugar de lineales es crítica en este diseño estructural por dos motivos fundamentales:

- **Prevención del bloqueo por cortante (Shear locking):** Los elementos de primer orden tienden a sobreestimar artificialmente la rigidez de la estructura ante solicitaciones de flexión pura, mientras que los elemento cuadráticos, al poseer funciones de forma parabólicas, reproducen con exactitud los gradientes de deformación sin introducir rigidez ficticia.

- **Adaptación geométrica:** Este tipo permite una aproximación rigurosa a las superficies curvas de los nervios de refuerzo y los filetes de transición sin generar discontinuidades artificiales o facetados en el contorno.

Como parámetro global de partida, se fijó un tamaño de elemento base de **1 mm** con un control de transición rápido para optimizar el coste computacional.

5.3.2 Estrategia de refinamiento local (Sizing) y control del espesor

El chasis no experimenta un estado tensional homogéneo, por ello, aplicar una malla densa uniforme en toda la pieza penalizará innecesariamente el tiempo de cómputo. En su lugar, se ha implementado un criterio de **densidad de malla adaptativa y localizada,** claramente visible en la distribución del brazo estructural (**Figura 30**):

- **Zonas de alto gradiente tensional (Encastres y alojamiento de los motores):** Se ha aplicado un control de refinamiento (Sizing) reduciendo el tamaño del elemento a **0,8 mm** en las raíces de acoplamiento al cuerpo central y en la periferia de los soportes de los motores. Estas regiones actúan como concentradores de tensiones naturales debido al cambio de sección y a la transferencia directa de las cargas vectoriales de empuje. El refinamiento asegura la captura precisa de las tensiones de Von Mises máximas.

- **Zonas de bajo gradiente tensional (Cuerpo central del brazo):** En el tramo medio del brazo, donde el momento flector varía de forma lineal y predecible. Se permite que la malla realice una transición suave hacia el tamaño global, aligerando el peso numérico del modelo.

Por último, destacar la **garantía del cálculo de flexión en el espesor,** un aspecto de control de calidad fundamental en el análisis de vigas y brazos voladizos es el número de elementos dispuestos a lo largo de su sección transversal. Como se aprecia en la caracterización del mallado (**Figura 30**), la altura vertical del brazo cuenta con una densidad de **entre 3 y 5 capas de elementos cuadráticos en su espesor.** Disponer de múltiples nodos en la dirección del eje de flexión asegura que el software resuelva con total fidelidad el acoplamiento entre las fibras superiores sometidas a tracción y las fibras inferiores sometidas a compresión, anulando cualquier error por interpolación numérica.

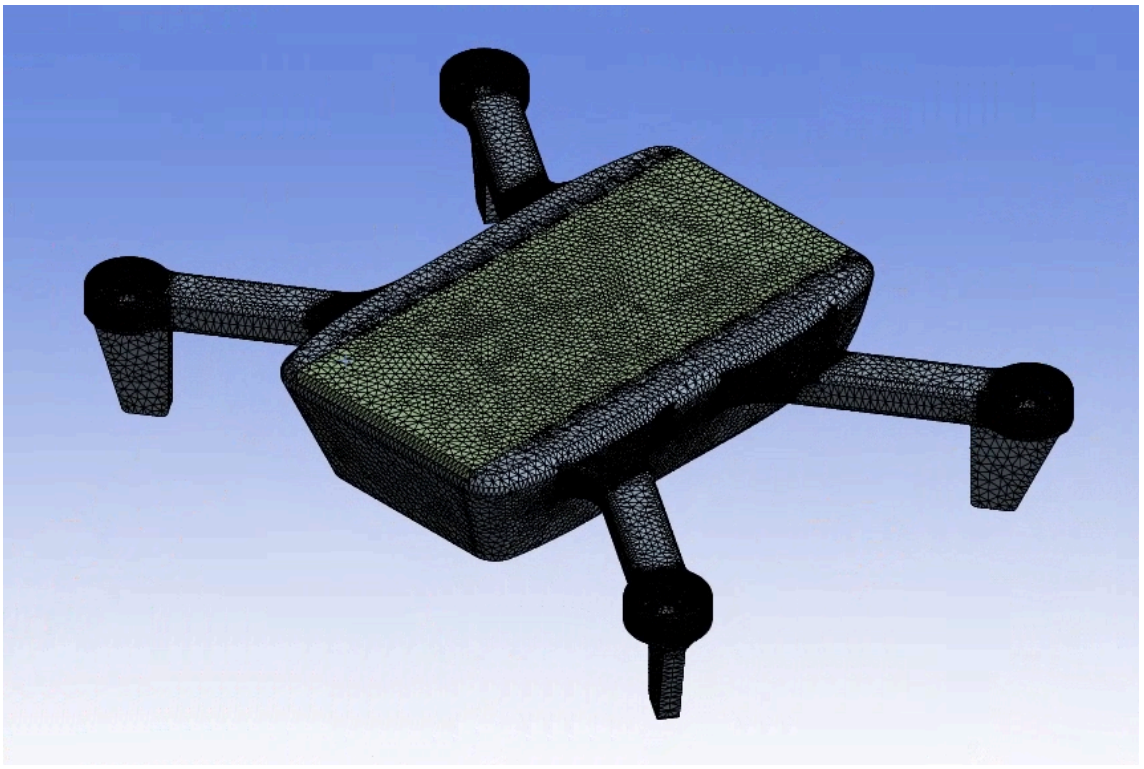


Figura 30. Mallado del Drone base ajustada

5.3.3 Estudio de convergencia de malla

Debido a que el método de los elementos finitos (FEM) ofrece una solución aproximada cuyo error de discretización depende del tamaño del elemento (cuanto menor sea la malla, mayor es el número de nodos y de ecuaciones a resolver), por ello, es imprescindible realizar un **estudio de convergencia** para garantizar que los resultados sean independientes del refinamiento de la malla elegida. El procedimiento se fundamenta en el comportamiento de la solución numérica, ya que al refinar progresivamente el mallado, la variable de control se aproxima de forma monótona hacia el valor real continuó hasta estabilizarse. Cuando la variación porcentual entre dos densidades de malla sucesivas cae por debajo de un umbral de tolerancia admisible, se considera que la solución ha convergido.[**23**]

Para verificar esta condición, se evaluó de forma iterativa la tensión de Von Mises en un punto entre el brazo y la unión del chasis a lo largo de cinco densidades de malla distintas **(Ver anexos 1-5)**, tal y como se resume en la **Tabla 19**:

Tabla 19. Resultados del estudio de convergencia de malla

Iteración	Tamaño del elemento (mm)	Nº Nodos	Nº Elementos	Tensión Von Mises	Desviación relativa
1	**5 mm**	67517	33820	1,51	-
2	**3 mm**	107284	55890	1,72	**13,90%**
3	**2 mm**	205613	111059	1,85	**7,55%**

4	**1.5 mm**	326152	178948	1,92	**3,78%**
5	**1 mm**	720458	406048	1,97	**2,60%**
6	**0,8 mm**	1076421	609387	1,99	**1,01%**

Como se observa, entre la iteración 5 y 6 la variación de la tensión es prácticamente un 1 %, alcanzando la asíntota de convergencia elástica. Por lo tanto, se establece la configuración de la Iteración 6 como la malla de trabajo definitiva para el proyecto en las zonas clave, asegurando un equilibrio óptimo entre precisión matemática y coste computacional.

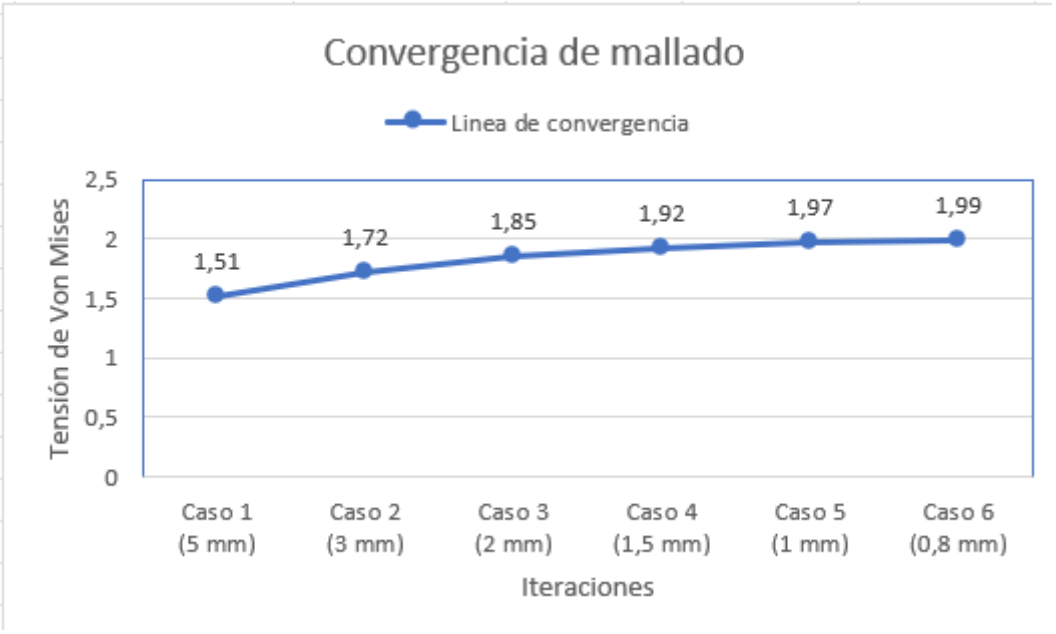


Figura 31. Línea de convergencia

5.3.4 Critério de mallado y calidad del mallado

La independencia de la malla **no garantiza al 100% la fiabilidad** del cálculo, ya que la precisión de los elementos finitos depende también del acondicionamiento geométrico de cada elemento, ya que depende de cómo se coloquen geométricamente los tetraedros, en este caso puede dar **errores en el campo de tensiones** al estar demasiado estirados en una cara plana o paredes delgadas de la estructura, de esta manera no eficiente ANSYS ya no calcula de forma óptima las ecuaciones matemáticas. Por eso, una vez con la malla definitiva se verificarán los elementos para ver si cumplen los **criterios de calidad geométrica** (**Tabla 20**) [**10**].

- **Element quality (Calidad del elemento):** Es un índice basado en la relación entre el volúmen del elemento y la longitud de sus aristas, que varía entre 0 (elemento degradado) y 1 (elemento ideal), considerando admisible una calidad media de mayor de 0,70.

- **Aspect Ratio (Relación de aspecto):** Este caso mide el grado de alargamiento del elemento en comparación a su forma equilátera ideal (valor 1), en donde un elevado valor indica elementos estirados que penalizan la correcta obtención del dato de las

ecuaciones matemáticas. En análisis estructural se admiten valores hasta el entorno de 10, siendo una media admisible entre 1 y 3.

- **Skewness (Asimetría):** Se cuantifica la desviación de la forma del elemento respecto al equilatero ideal, en un rango entre 0 (óptimo) y 1 (elemento degenerado), este es uno de los análisis primarios de calidad de mallado, siendo su valor admisible por debajo de 0,50.

- **Orthogonal quality (Calidad ortogonal):** Se evalúa la ortogonalidad entre los vectores normales a las caras y los vectores que unen el centroide del elemento con los centroides de sus caras. Dando un rango de 0 (peor) a 1 (mejor), con una media admisible superior a 0,70.

- **Jacobian Ratio (Relación jacobiana):** Este parámetro mide la distorsión del mapeo isoparamétrico a partir del determinante de la matriz jacobiana evaluada en los nodos del elemento, en este caso es importante ya que el elemento que se ha seleccionado es el SOLID187 por la presencia de aristas curvas y nodos intermedios, siendo un valor admisible entre 0,90 y 1.

Tabla 20. Parámetros de calidad de la malla definitiva frente a criterios admisibles

Métrica de calidad	Valor ideal	Criterio admisible	Valor obtenido (media)	Cumplimiento
Element quality	1,00	≥ 0,70	0,70	SI
Aspect Ratio	1,00	1,00 - 3,00	2,37	SI
Skewness	0,00	< 0,50	0,43	SI
Orthogonal quality	1,00	> 0,70	0,75	SI
Jacobian Ratio	1,00	0,90 - 1,00	0,97	SI

5.4 Configuraciones de casos de carga y condiciones de contorno

Una vez realizada bien la malla de trabajo, la siguiente fase es trasladar al entorno de la simulación las solicitudes mecánicas que la plataforma experimenta en fase de operación. Las magnitudes que gobierna cada escenario (fuerzas de empuje, pares de reacción, presiones de viento y cargas inerciales de impacto) han sido determinadas en el **Capítulo 4.** El número de escenarios de estudio son un total de 8 (**Tabla 21**): cinco escenarios de vuelo (casos 1 a 5) y tres escenarios de impacto (casos 6 a 8).

En todos los escenarios de vuelo, la sujeción del modelo se resuelve mediante un soporte fijo (Fixed support) que restringe los seis grados de libertad sobre la cara interna del habitáculo central, concretamente en la zona de alojamiento de la batería. Esta elección se debe a que al anclar el modelo en la región donde se concentra la mayor masa individual de la plataforma (la batería), permitiendo que los cuatro brazos estructurales deflecten libremente hacia arriba en

respuesta al empuje, mimetizando el comportamiento elástico real de la aeronave en el aire. También se introduce una carga de gravedad global mediante el vector *Standard Earth Gravity* de 9,81 m/s^2 orientado en el eje vertical negativo (Y negativo), lo que obliga al software a computar el peso propio del chasis (441.70 g). Los escenarios de impacto se resuelven también dentro del módulo *Static Structural* mediante el método de la carga estática equivalente cambiando los apoyos de contacto con el suelo restringidos, añadiendo la aceleración en g conveniente para cada impacto y el moldeo de las masas de los componentes comerciales.

Tabla 21. Condiciones de contorno de los ocho casos de carga

Caso	Escenario	Fuerza de empuje (N)	Par reacción (N·m)	Presión viento (Pa)	Carga inercial (g)	Restricción
1	Vuelo a máximo empuje	8,34 (x4)	0,18 (x4)	-	-	Alojamiento batería
2	Máximo empuje + viento normal	8,34 (x4)	0,18 (x4)	73,50 (lateral)	-	Alojamiento batería
3	Máximo empuje + viento agresivo	8,34 (x4)	0,18 (x4)	212,41 (lateral)	-	Alojamiento batería
4	Máximo empuje + viento frontal	8,34 (x4)	0,18 (x4)	73,50 (frontal)	-	Alojamiento batería
5	Fallo crítico de un motor	8,34 (x3) + 0,00 (x1)	0,18 (x3)	-	-	Alojamiento batería
6	Aterrizaje sobre 4 patas	-	-	-	6,00	4 patas fijas
7	Impacto sobre 2 patas delanteras	-	-	-	6,00	2 patas fijas
8	Impacto frontal sobre chasis	-	-	-	9,00	Cara frontal fija

5.4.1 Caso de carga 1: Vuelo a máximo empuje (Sustentación/Hover)

Este escenario reproduce el estado de solicitación cuando los cuatro motores operan a régimen máximo para contrarrestar la inercia de la aeronave en una maniobra de ascenso vertical rápido. Sobre la cara de asiento de cada uno de los cuatro motores se aplica la fuerza de empuje de 8,34 N en dirección vertical ascendente y el par de reacción de 0,18 N · m. A estas solicitaciones de propulsión se suman las condiciones comunes a todos los escenarios de vuelo, el fixed support sobre el alojamiento de la batería y la carga de gravedad global en la dirección negativa al eje Y.

Al tratarse de una carga simétrica respecto a ambos planos del vehículo, este caso constituye la referencia para contrastar la respuesta del chasis frente al predimensionamiento analítico del brazo (contraste que se realizará en el apartado 5.6). La aplicación de las cargas y restricciones en ANSYS para este caso se muestra en la **Figura 32**.

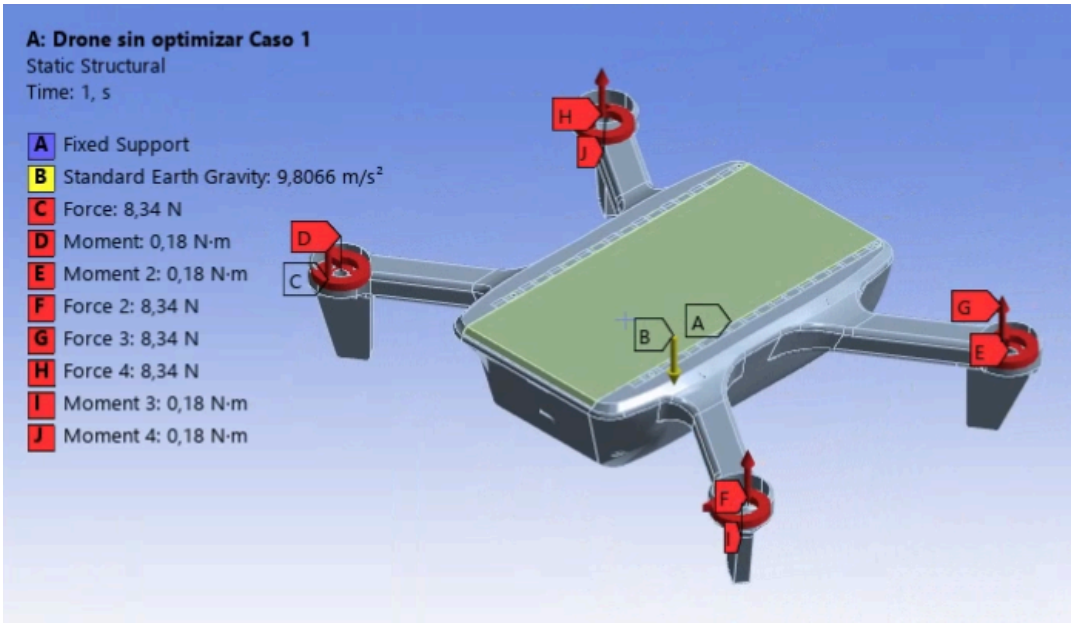


Figura 32. Condiciones de contorno para el "Caso 1"

5.4.2 Caso de carga 2: Máximo empuje con viento normal lateral

Sobre la configuración del Caso 1 se superpone la acción de un viento normal de 10 m/s (nivel 5 de la escala Beaufort), modelando como una presión estática equivalente de 73,50 Pa aplicada sobre las caras laterales expuestas de la plataforma. Este escenario evalúa la respuesta combinada del chasis frente al empuje vertical y al esfuerzo transversal inducido por el arrastre aerodinámico lateral. La configuración de cargas se recoge en la **Figura 33**.

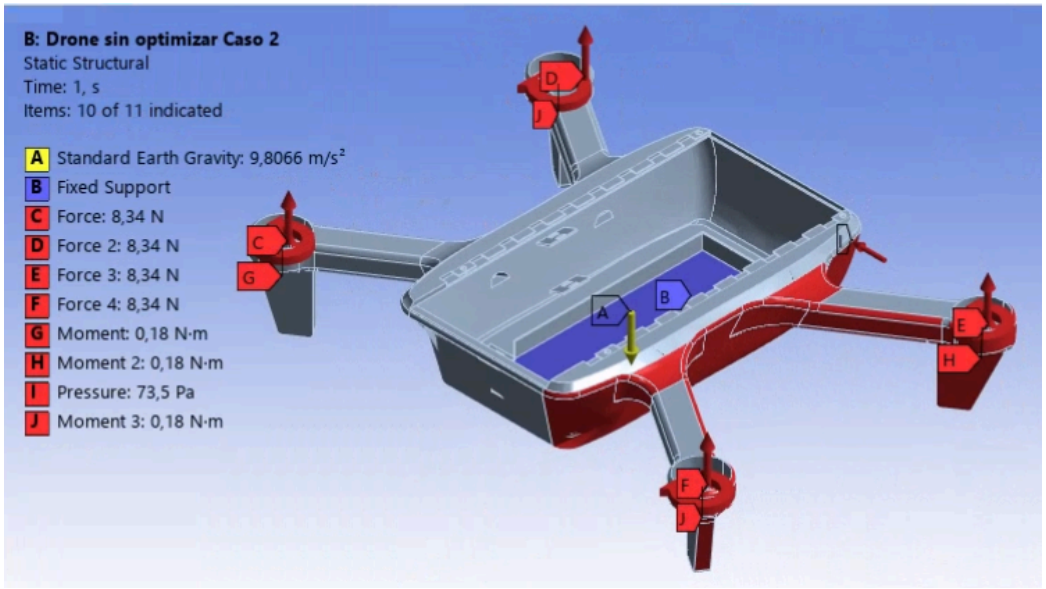


Figura 33. Condiciones de contorno para el "Caso 2"

5.4.3 Caso de carga 3: Máximo empuje con viento agresivo lateral

Este caso es idéntico al del caso 2, pero incrementando la severidad de la solicitación lateral hasta una presión estática equivalente de 212,41 Pa, correspondiente a un viento de 17 m/s (nivel 7 de la escala Beaufort, brisa fuerte). Este escenario analiza el viento más exigente de las simulaciones y permite verificar la integridad del chasis en el límite superior de las condiciones meteorológicas operativas consideradas. La configuración de cargas se recoge en la **Figura 34**.

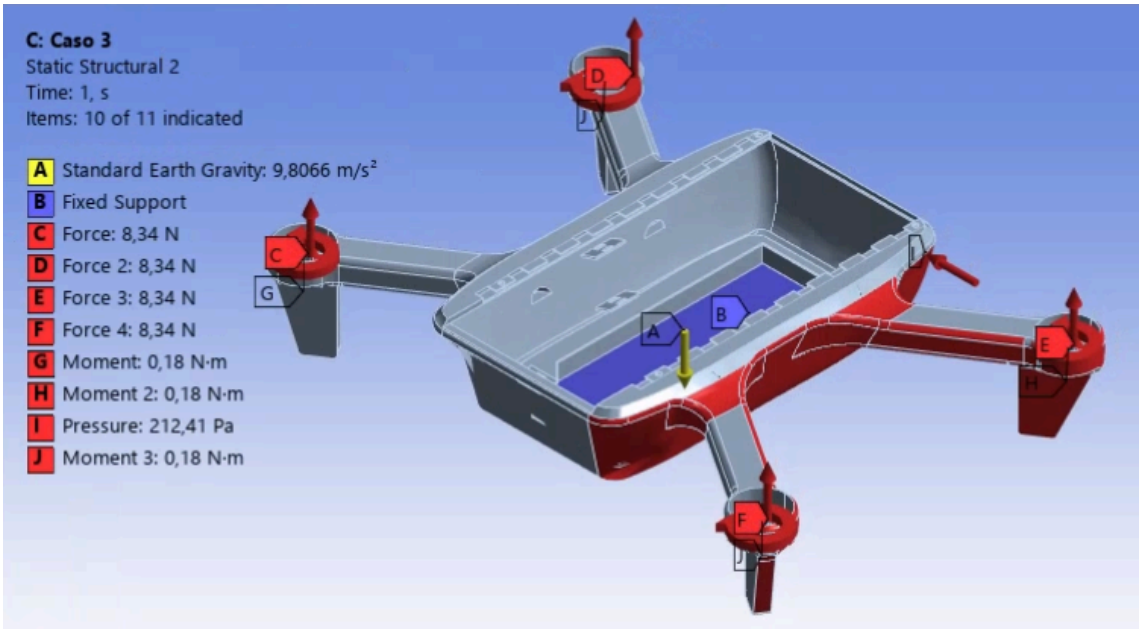


Figura 34. Condiciones de contorno para el "Caso 3"

5.4.4 Caso de carga 4: Máximo empuje con viento normal frontal

Este caso mantiene la misma magnitud que el viento normal (73,50 Pa), pero la aplica sobre la superficie frontal proyectada de la plataforma en lugar de sobre las caras laterales. El objetivo es evaluar la sensibilidad direccional de la respuesta estructural. La configuración de cargas se recoge en la **Figura 35.**

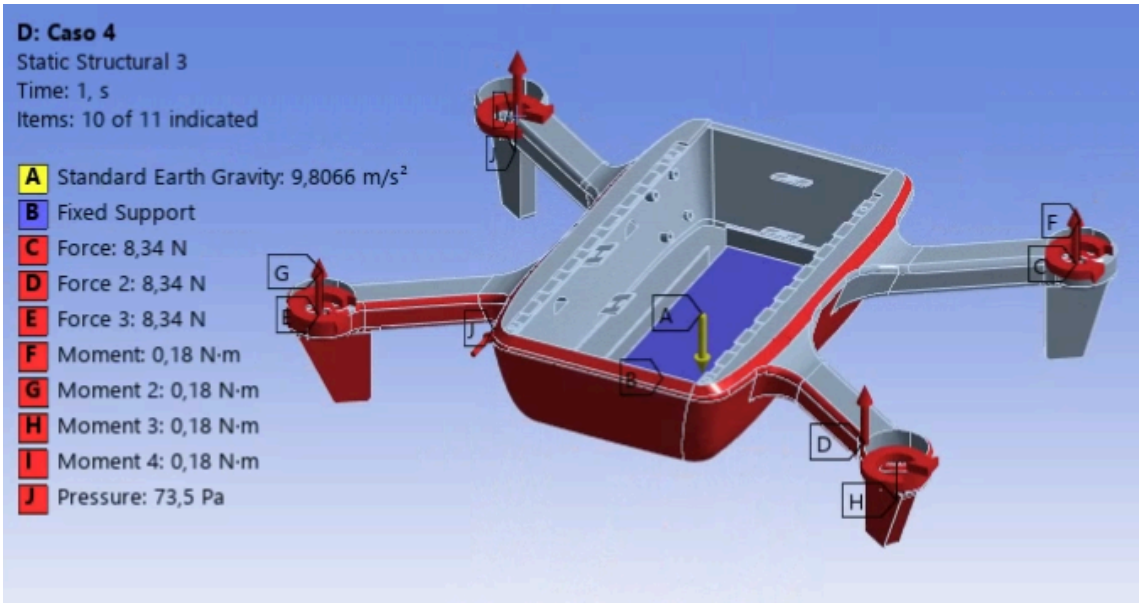


Figura 35. Condiciones de contorno para el "Caso 4"

5.4.5 Caso de carga 5: Fallo crítico de un motor

Este escenario reproduce la condición asimétrica más severa para la estructura, el fallo de uno de los rotores, que deja de proporcionar el empuje (0 N), mientras los tres restantes mantienen su empuje máximo de 8,34 N. La pérdida de la simetría de cargas somete al chasis a momentos flectores y torsores globales que el vuelo simétrico no genera, solicitando especialmente la unión de los brazos con el habitáculo central. La configuración de cargas se recoge en la **Figura 36**.

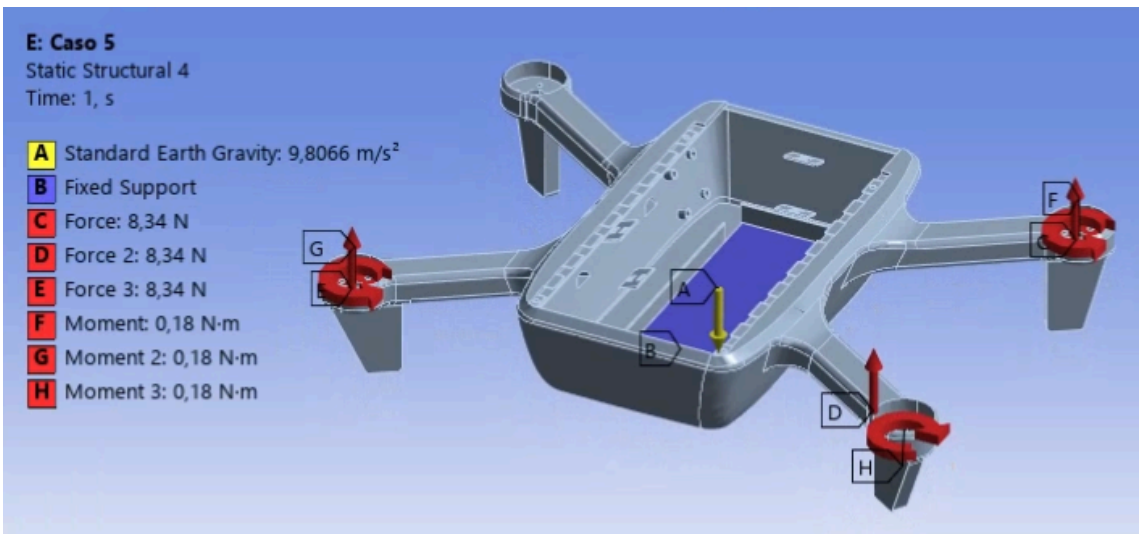


Figura 36. Condiciones de contorno para el "Caso 5"

5.4.6 Caso de carga 6: Aterrizaje forzoso sobre las cuatro patas

Este escenario es de los primeros de impacto, reproduce un impacto forzoso en el que la aeronave contacta con el suelo simultáneamente sobre las cuatro patas. Se aplica una aceleración inercial vertical de 6 g (58,86 m/s^2) al conjunto, fijando las superficies inferiores de las cuatro patas de aterrizaje y añadiendo el peso de los componentes comerciales. La fuerza de inercia total resultante se reparte por simetría entre los cuatro apoyos, con una reacción de 16,23 N por pata. Este caso evalúa la capacidad de las patas y de su unión al chasis para absorber la energía de un aterrizaje brusco sin comprometer la integridad estructural. La configuración de cargas se recoge en la **Figura 37**.

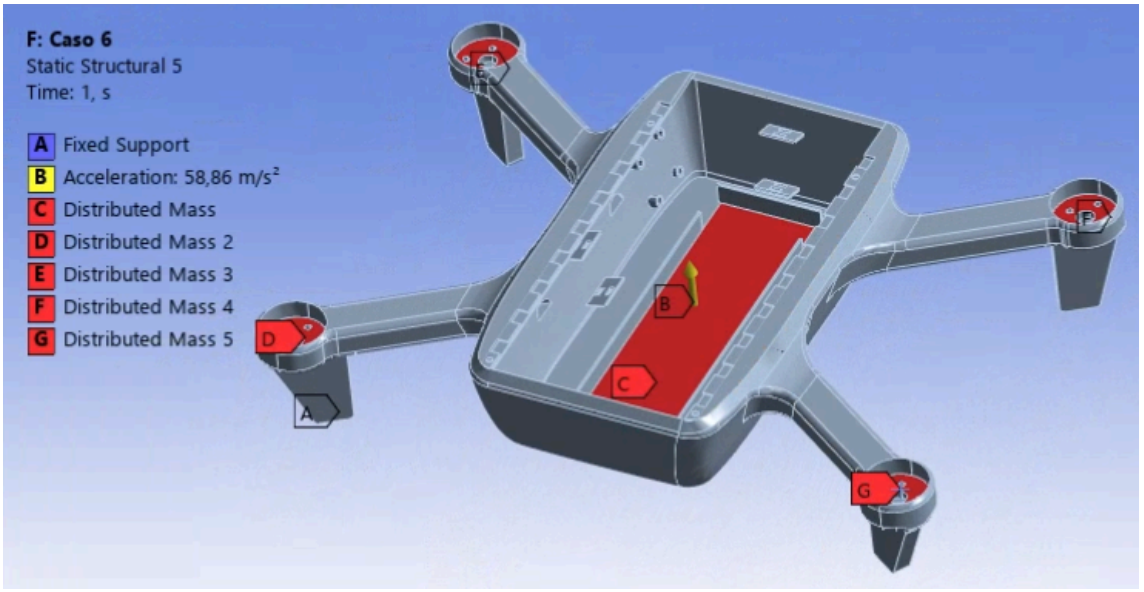


Figura 37. Condiciones de contorno para el "Caso 6"

5.4.7 Caso de carga 7: impacto sobre las dos patas delanteras

Este caso es una variante del aterrizaje forzoso, en la que la aeronave contacta con el suelo con cabeceo, de modo que la totalidad de la carga de impacto se concentra sobre las dos patas delanteras. Manteniendo la aceleración de 6 g, la restricción se aplica únicamente a dos apoyos, lo que duplica la reacción por pata hasta 32,46 N. La configuración de cargas se recoge en la **Figura 38**.

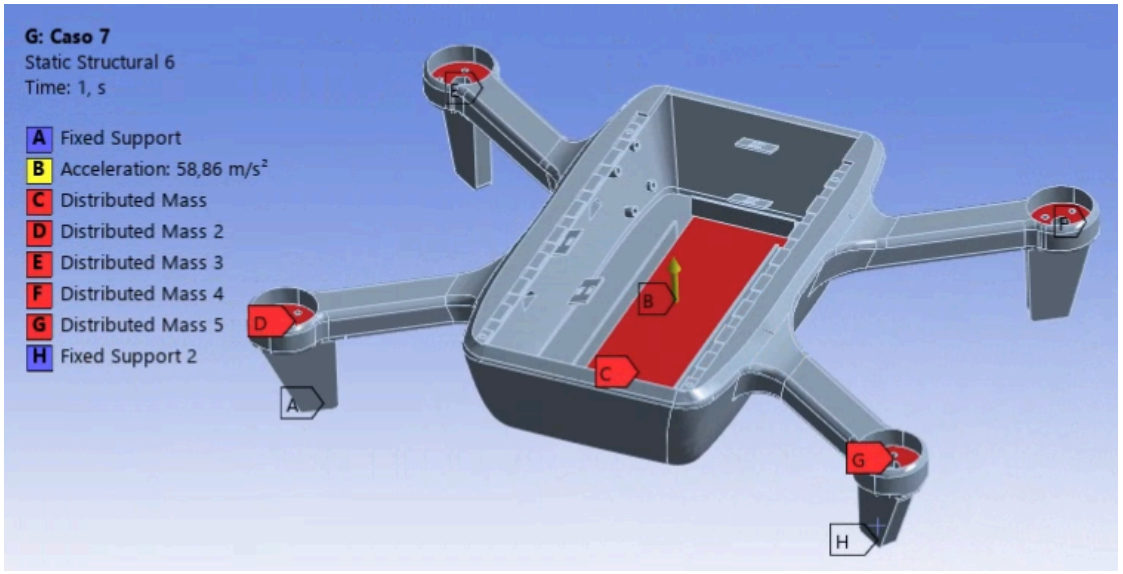


Figura 38. Condiciones de contorno para el "Caso 7"

5.4.8 Caso de carga 8: impacto frontal sobre el chasis

El último escenario es el de la colisión frontal contra un obstáculo. Se aplica una aceleración inercial longitudinal de 9 g (88,29 m/s^2) en la dirección de avance, fijando la zona frontal del chasis que contactará con el obstáculo, lo que genera una fuerza de inercia equivalente de 97,38 N. El mayor factor de carga adoptado para esta dirección refleja la severidad de un impacto frontal frente a un aterrizaje vertical y así permite evaluar la respuesta del habitáculo central. La configuración de cargas se recoge en la **Figura 39.**

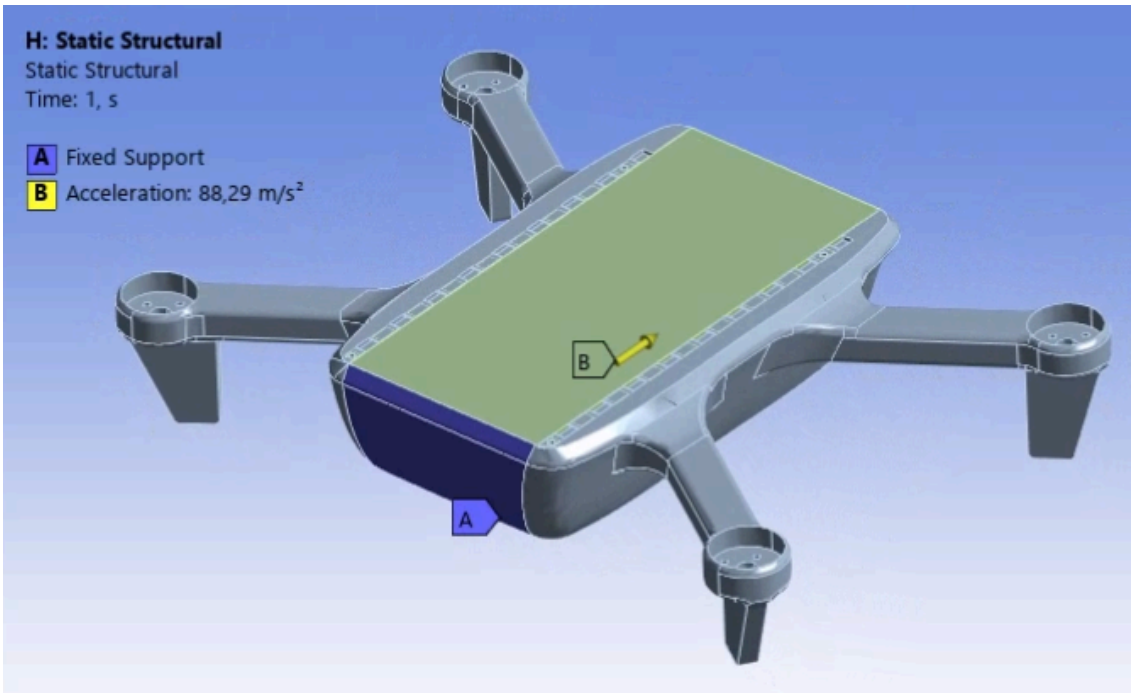


Figura 39. Condiciones de contorno para el "Caso 8"

5.5 Análisis modal y frecuencias naturales (Estudio dinámico)

El análisis estático desarrollado en los apartados anteriores verifica la resistencia del chasis frente a las cargas operativas, pero no aporta información alguna sobre su comportamiento frente a las solicitudes dinámicas que caracteriza el vuelo de un multirrotor. Dado que la plataforma incorpora cuatro motores girando a régimen elevado de forma permanente, la estructura está sometida a una excitación vibratoria continua cuyo efecto debe evaluarse de manera independiente. El cual se utiliza el método de análisis modal, cuyo objetivo es determinar las propiedades dinámicas intrínsecas del chasis y garantizar que su respuesta no se vea amplificada por el funcionamiento de los rotores.

El análisis modal constituye una técnica de la dinámica estructural orientada a extraer las **frecuencias naturales (f_n)** de un sistema y sus **modos propios de vibración,** los cuales son los patrones de deformación que la estructura adopta de forma espontánea al vibrar libremente en ausencia de cargas externas. Estas propiedades dependen exclusivamente de la distribución de rigidez y de masa del conjunto.

Esto nos lleva a un comportamiento dinámico de una estructura que plantea el modelo de un oscilador de un grado de libertad, para un sistema de masa (m) y rigidez (k) en vibración libre no amortiguada, el comportamiento en equilibrio dinámico queda definido por la siguiente ecuación diferencial [**15**]:

$$m \cdot \ddot{y} + k \cdot y = 0$$

Ecuación 8. Ecuación de movimiento del oscilador simple en vibración libre no amortiguada

En donde la resolución nos lleva a la pulsación natural del sistema, dependiendo únicamente de su rigidez y de su propia masa. **[15]**

$$w_n = \sqrt{\frac{K}{m}}$$

Ecuación 38. Pulsación natural del sistema de un grado de libertad

También se puede expresar como frecuencia natural en hercios:

$$f_n = \frac{w_n}{2\pi}$$

Ecuación 39. Frecuencia natural del sistema

Esta relación confirma que la frecuencia natural es una propiedad intrínseca de la estructura, la cual depende por el cociente entre la rigidez y masa y siendo independiente a la magnitud de la excitación externa.

La determinación de estas frecuencias resulta crítica porque permite anticipar fenómenos de la resonancia justo cuando la estructura se somete a una excitación armónica de pulsación (W_e), la amplitud de su respuesta queda condicionada por la razón de las frecuencias (**Ecuación 40**) y el factor de amplificación dinámica (**Ecuación 10**) **[15]**:

$$r = \frac{w_e}{w_n}$$

Ecuación 40. Razón de frecuencias

$$D = \frac{1}{\sqrt{[(1 - r^2)^2 + (2 \cdot \xi \cdot r)^2]}}$$

Ecuación 10. Factor de amplificación dinámica

Donde ξ es la fracción del amortiguamiento, en donde podemos ver que cuando la frecuencia de excitación se aproxima a la frecuencia natural (r = 1), el factor de ampliación aumenta drásticamente al disminuir su denominador por la frecuencia natural, por lo que la amplitud vibratoria aumenta una barbaridad [**15**].

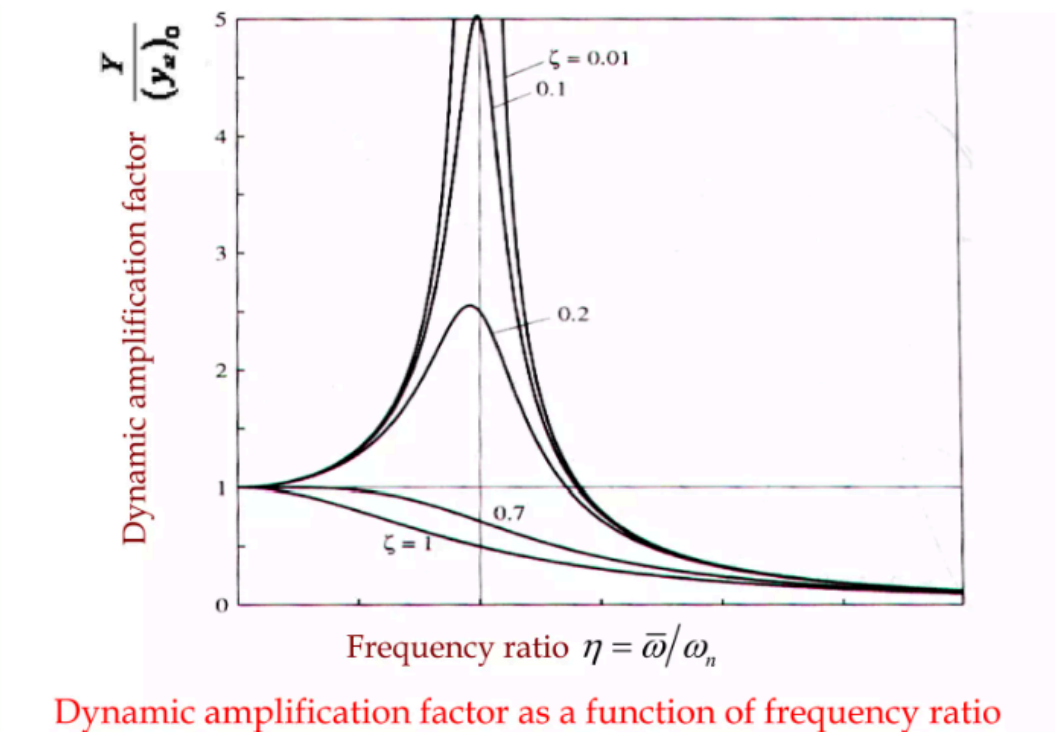


Figura 40. Factor de amplificación dinámico

Por lo que su determinación resulta crítica porque permite anticipar el fenómeno de la **resonancia,** ya que cuando la frecuencia de una excitación externa coincide con una de las frecuencias naturales de la estructura, la energía aportada externa por la excitación se acumula, amplificando la amplitud vibratoria hasta niveles que pueden provocar deformaciones excesivas, pérdidas de control de vuelo o el fallo prematuro por fatiga en los brazos del UAV **[24].** En el ámbito aeronáutico, donde la fuente de excitación (los rotores) operan de forma continua durante toda la misión, la verificación de aislamiento frecuencias entre la estructura y los rotores es un requisito de diseño imprescindible.

5.5.1 Frecuencia de excitación forzada de los motores

La fuente principal de excitación dinámica de la plataforma es el giro de los rotores, la frecuencia fundamental de esta excitación (expresada en Hz), se obtiene mediante la **Ecuación 11**.

$$f_m = \frac{8400\ RPM}{60} = 140\ Hz$$

Ecuación 11. Frecuencia de Excitación Forzada del Motor

El primer armónico de excitación es de 140 Hz, pero debido a que cada hélice es bipala, el paso de las palas introduce un segundo armónico relevante, siendo el valor doble al rotacional, lo cual equivale a 280 Hz para el régimen nominal. Ambos armónicos deben considerarse con cuidado, ya que cualquiera de ellos podría existir un modo propio del chasis. Se impone la **banda de exclusión de seguridad del ± 20% (Ecuación 12)** sobre estas frecuencias forzadas:

- **Rango exclusión (Rotación):** No pertenecer al intervalo [112 Hz - 168 Hz]
- **Rango exclusión (paso de pala):** No pertenecer al intervalo [224 Hz - 336 Hz]

5.5.2 Criterio de la banda de exclusión del ± 20 %

Además de que no tenga que haber coincidencia exacta entre una frecuencia natural y una frecuencia de excitación no garantiza la seguridad dinámica del sistema, ya que la amplificación resonante se manifiesta también en el entorno próximo a la frecuencia crítica. Por ello, siguiendo las directrices de diseño mecánico establecidas en el **Capítulo 2**, se impone una **banda de exclusión del ± 20 %** en torno a cada frecuencia de excitación forzada [**25**]. Una frecuencia natural del chasis se considera segura únicamente si queda fuera de los intervalos definidos por dicho margen, es decir, **fuera de la banda (112 Hz - 168 Hz)** asociada al **primer armónico** y **fuera de la banda (224 Hz - 336 Hz)** asociada al **segundo armónico**. La verificación consistirá en comprobar que las seis primeras frecuencias dinámicas naturales extraídas se sitúan en las regiones libres entre estas bandas de exclusión.

5.5.3 Configuración del análisis en ANSYS

El estudio se ha planteado como un análisis modal pretensado, dependiente al estado de cargas de la fase de vuelo definido en el **Caso 1 (Figura 41),** al evaluarlo así, permite calcular la rigidez dinámica de la estructura en su estado tensional operativo real. En consecuencia, el análisis hereda las condiciones del **Caso 1**, manteniendo el soporte fijo sobre la cara interna del alojamiento de la batería, de modo que la estructura conserva su anclaje en la región de mayor masa de la plataforma mientras los brazos quedan libres para desarrollar sus modos de deformación.

La extracción de las frecuencias naturales se ha realizado mediante el método de Block Lanczos, que está implementado por defecto en el solver de la simulación modal de ANSYS. Se le han solicitado los **seis primeros modos de vibración**, para comprobar si entran dentro de la zona de exclusión calculada o no, esta decisión se justifica por el siguiente criterio:

Los modos de orden inferior son los dinámicamente dominantes del sistema ya que concentran la mayor fracción de masa modal efectiva, siendo estos los más fáciles de ser excitados y los que más dominio de respuesta tienes en la dinámica global de la estructura comparado a la excitación generada por los motores. Los primeros modos calculados del análisis modal corresponde a deformaciones de flexión y torsión de los brazos, que son las formas modales más críticas desde el punto de vista del acoplamiento resonante y del fallo por fatiga, a medida que van aumentando el orden modal, la masa modal efectiva disminuye progresivamente y los patrones de deformación se vuelven cada vez más locales, por lo que su contribución a la

respuesta dinámica del conjunto global se vuelve despreciable a efectos de la validación de diseño, por ello en el análisis modal se establece que el número de modos a retener debe de ser suficiente para acumular entre el 80% y el 90% de la masa modal efectiva total del sistema, el cual a partir de este umbral se considera que los modos extraídos representan de forma fiable el comportamiento dinámico del sistema [**29**].

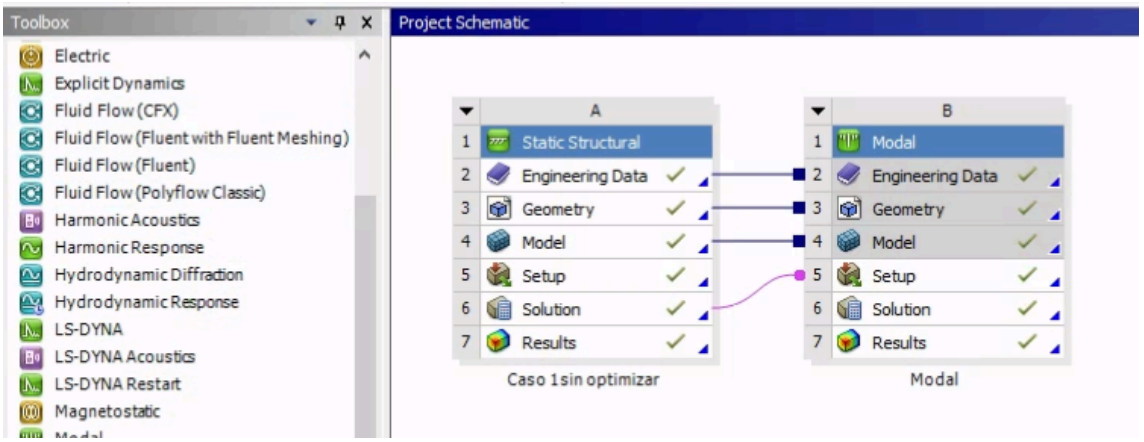


Figura 41. Configuración Workbench análisis modal

5.6 Resultados del análisis estructural estático

Una vez configurados los ocho casos de carga y resuelto el modelo con la malla convergida definida en el **apartado 5.3**, se presentan a continuación los resultados del análisis estático lineal. Para cada caso se examina tres magnitudes complementarias, la distribución de la tensión Equivalente de Von Mises que permite localizar los concentradores de tensión y verificar que el material opera dentro de su dominio elástico, la deformación total que cuantifica la rigidez de la plataforma y la magnitud de las deflexiones y por último, el factor de seguridad, que sintetiza el margen resistente disponible frente al límite elástico del PA12-CF (69,3 MPa). La interpretación se apoya en los mapas cromáticos generados por ANSYS, en los que la escala de color traduce la intesidad de cada magnitud, desde el azul (valores mínimos) hasta el rojo (valores máximos). Los valores cuantitativos de todos los casos se consolidan en la **Tabla 20**, al cierre del apartado

5.6.1 Resultados del caso 1: vuelo a máximo empuje

El caso 1 constituye el escenario de referencia de la campaña, al representar la solicitud simétrica de vuelo a empuje máximo y servir además de contraste frente al predimensionamiento analítico del brazo desarrollado en el **Capítulo 4**.

- **Tensión de Von Mises:** El mapa de tensiones (**Figura 42**) muestra una distribución marcadamente heterogénea, característica del comportamiento de una estructura tipo viga en voladizo. La práctica totalidad del volumen del chasis se mantiene en tonos azules, siendo indicativo de niveles próximos al mínimo de la tensión de Von Mises. Por el contrario, las tensiones se concentran de forma nítida en los radios y filetes de transición que unen los brazos con el cuerpo central, donde se alcanza un valor máximo de prácticamente 2 MPa. Esta localización confirma cuantitativamente la hipótesis del modelo analítico, en donde la sección crítica es el encastre brazo-habitáculo, donde el momento flector generado por el empuje del motor alcanza

su valor máximo. Pese a ser la zona con el valor máximo registrado, se sitúa muy por debajo del límite elástico del material, lo que descarta riesgo de plastificación localizada.

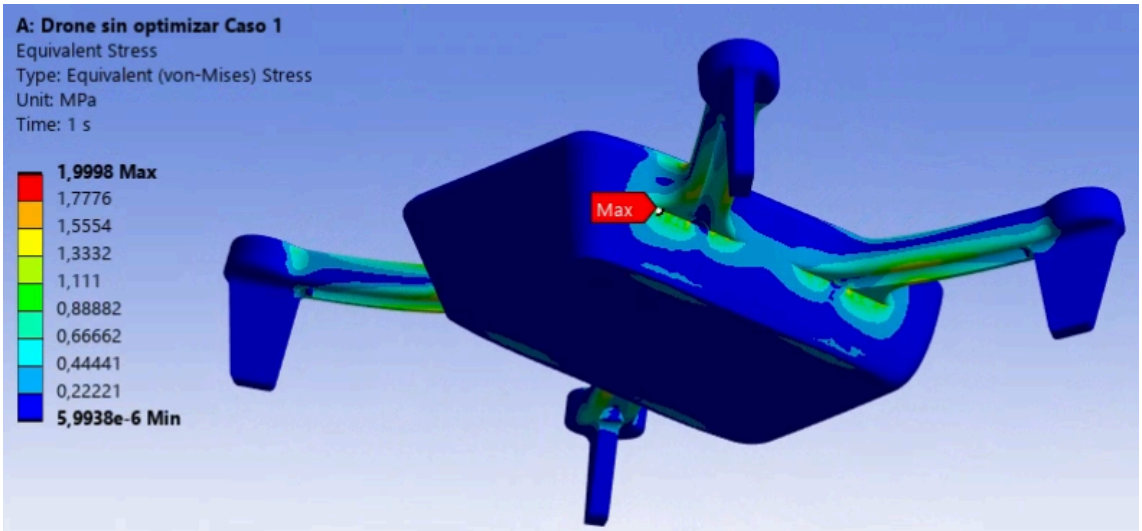


Figura 42. Distribución de tensiones equivalentes de Von Mises en el chasis base (Caso 1: Vuelo)

5.6.1.1 Comparativa analítica vs computacional

El valor de referencia teórico obtenido en el apartado 4.5.4 mediante la ecuación de Navier para la flexión fue de σ_y = 1,65 MPa, mientras que la simulación arroja una tensión máxima de Von Mises de 2 MPa. La desviación relativa entre ambos métodos es:

$$Desviación = \frac{\sigma_{FEM} - \sigma_{analítico}}{\sigma_{analítico}} \cdot 100 = \frac{2{,}00 - 1{,}65}{1{,}65} \cdot 100 = 21{,}21\,\%$$

Ecuación 41. Desviación tensión de Von Mises

Esta diferencia es coherente y esperable debido a que en el calculo analitico el brazo como una viga de Euler-Bernoulli de sección constante, una hipótesis que ignora efectos que el análisis tridimensional no ignora, en primer lugar, las concentraciones de tensión asociados a los cambios de sección y a los radios de del encastre. En segundo lugar, la transición geométrica entre el brazo y el habitáculo introduce un estado tensional multiaxial que el modelo unidimensional no contempla.

- **Deformación total:** Los desplazamientos (**Figura 43**) presentan una distribución radial simétrica, plenamente coherente con la simetría de la carga y con la restricción aplicada al habitáculo central. La zona de deformación nula (azul) coincide con el soporte fijo del alojamiento de la batería, mientras que la deformación máxima (rojo) se ubica en las puntas de las patas con un valor de 0,2260 mm. Este patrón reproduce el comportamiento esperado de cuatro vigas en voladizo cargadas en su extremo. La magnitud de la deflexión máxima es geométricamente despreciable, representando aproximadamente un 0,22% de la longitud efectiva del brazo (101,36 mm), lo que

garantiza que el vector de empuje se mantiene prácticamente alineado con su orientación nominal.

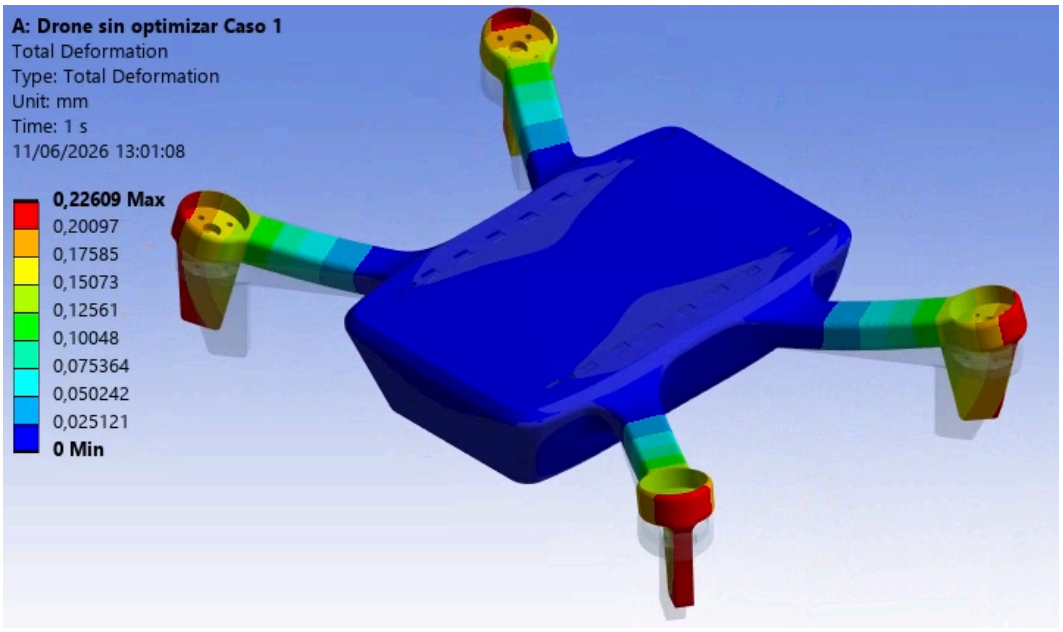


Figura 43. Deformación total máxima (Caso de Carga 1: Vuelo)

- **Factor de seguridad:** El mapa del factor de seguridad (**Figura 44**) se presenta uniformemente en rojo, con un valor de 15 tanto en su máximo como en su mínimo, esto se debe a que el valor máximo dado por ANSYS como factor de seguridad es el 15, lo cual no indica que el chasis tenga ese factor de seguridad, sino probablemente sea superior. Este índice estático ratifica de manera inequívoca que el diseño geométrico original se encuentra en un estado de alto sobredimensionamiento mecánico, requiriendo apenas una fracción mínima de la capacidad resistente del material compuesto Nylon PA12-CF para mantener su integridad.

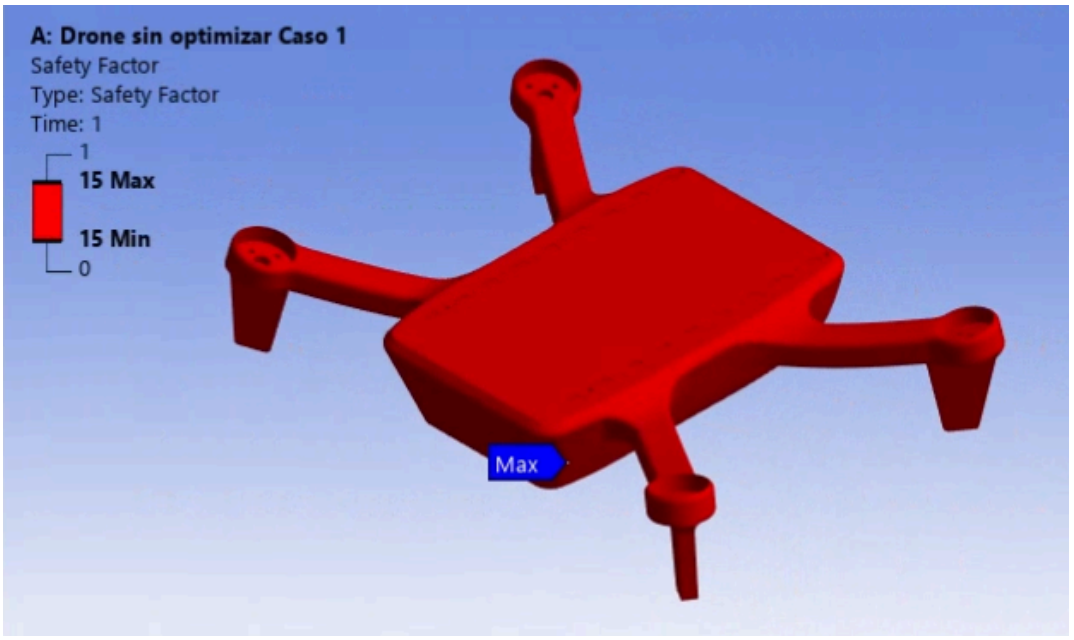


Figura 44. Factor de Seguridad (Caso de carga 1: Vuelo)

Tabla 22. Resumen resultados caso 1 comparados con el límite admisible

Parámetro	Resultado ANSYS	Límite admisible	Estado
Tensión máxima de Von Mises (MPa)	2 MPa	34,65	Cumple
Deformación total brazos (mm)	0,22	Depende del Ratio con la longitud del brazo (101,36)	Cumple (Despreciable)
Deformación máxima material (mm)	0,22	6,27	Cumple (Despreciable)
Factor de seguridad mínimo	34,70	2,00	Cumple

5.6.2 Resultados del caso 2: máximo empuje con viento normal lateral

El caso 2 añade la acción de un **viento normal de 10 m/s** moldeado como una **presión equivalente de 73,50 Pa** sobre la **caras laterales** de la plataforma respecto al análisis del caso 1. El interés de este escenario se centra en evaluar como la componente transversal del arrastre aerodinámico altera el estado tensional respecto al caso simétrico de referencia.

- **Tensión equivalente de Von Mises:** El mapa de tensiones (**Figura 45**) presenta una distribución notablemente distinta al caso 1, producido por la pérdida de la simetría por la carga lateral del viento. La tensión máxima alcanza 1,79 MPa, localizada en la transición entre los brazos y el habitáculo central. A diferencia del caso 1, en este escenario el cuerpo central y la tapa superior muestran tonos verdes generalizados (del orden de 0,10 - 0,44 MPa, reflejo del esfuerzo adicional que la presión adicional transmite la estructura del habitáculo. A pesar de la acción del viento, la tensión máxima de este caso es de 1,79 MPa, inferior al del caso 1, esto lo que demuestra que el efecto del viento normal no afecta de manera crítica y no es una solicitud dominante de la cual cambie críticamente el estado tensional. En cualquier caso, el valor máximo se mantiene muy alejado del límite elástico del material.

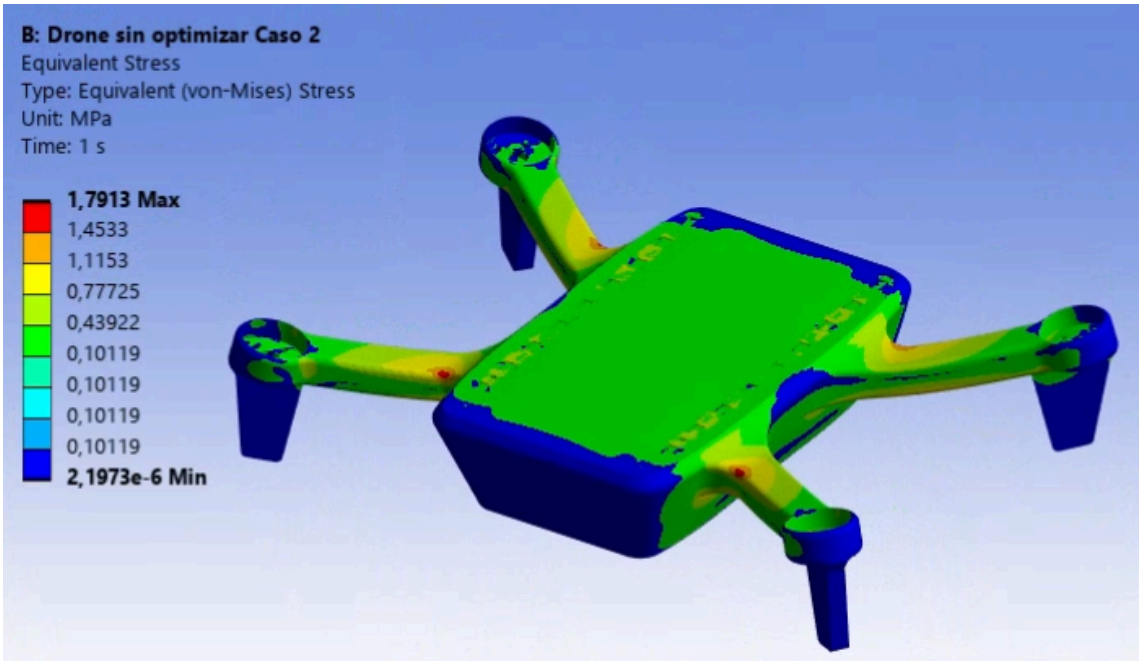


Figura 45. Distribución de tensión equivalente de Von Mises del Caso 2

- **Deformación total:** El campo de desplazamientos (**Figura 46**) muestra la deformación máxima asciende a 0,23 mm y se localiza en el extremo de los brazos. El habitáculo central conserva la zona azul de deformación nula en torno al soporte fijo del alojamiento de la batería. La magnitud de deflexión es prácticamente idéntica a la del caso 1 y representa un porcentaje despreciable de la longitud del brazo, lo que demuestra que la rigidez de la plataforma es suficiente para mantener la estabilidad del vector de empuje incluso bajo viento moderado.

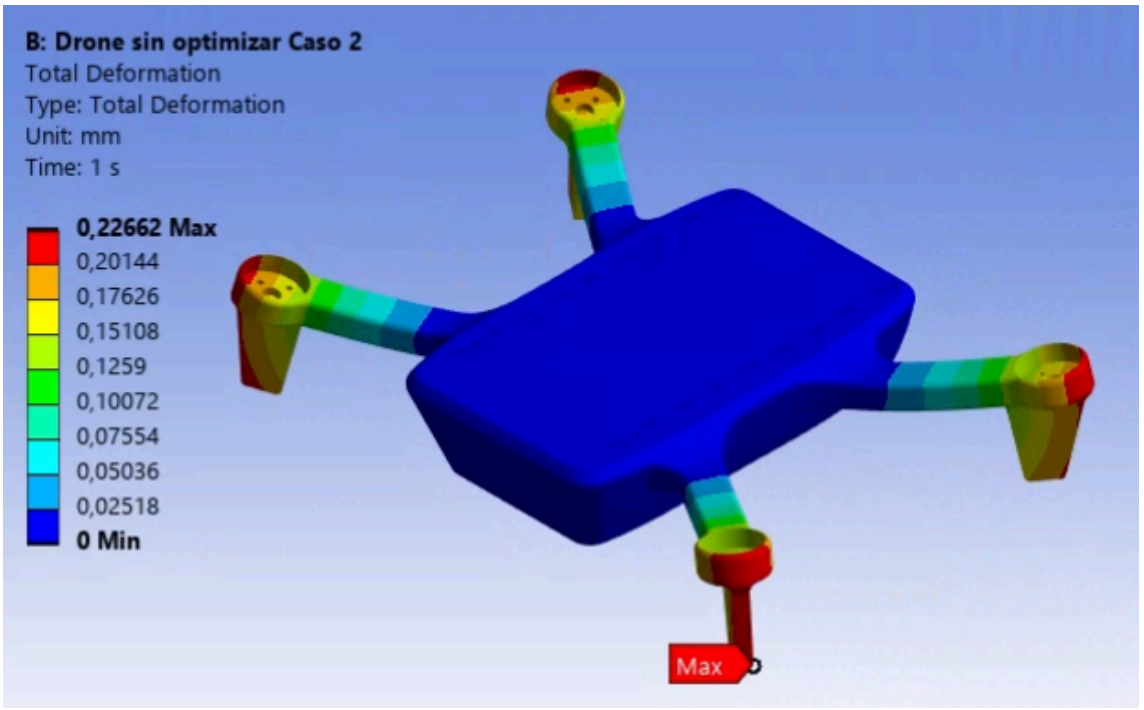


Figura 46. Deformación total del Caso 2

- **Factor de seguridad:** Como se muestra en la **Figura 47** el factor de seguridad, vuelve a presentarse uniformemente saturado en rojo, en el tope de representación de 15 en ANSYS adoptado por defecto. Como se explicó en el caso 1, esta saturación no indica un valor exacto de 15, sino que indica un coeficiente de seguridad igual o superior a dicho tope de dominio.

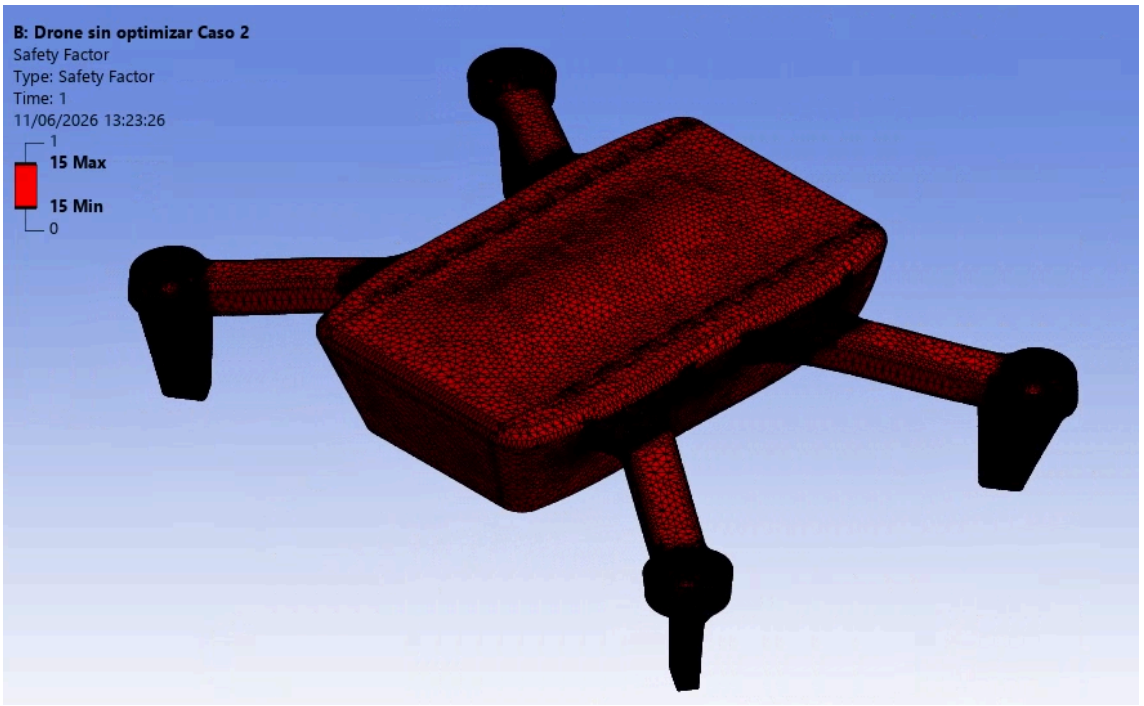


Figura 47. Factor de Seguridad del Caso 2

Tabla 23. Resumen resultados caso 2 comparados con el límite admisible

Parámetro	Resultado ANSYS	Límite admisible	Estado
Tensión máxima de Von Mises (MPa)	1,79	34,65	Cumple
Deformación total brazos (mm)	0,22	Depende del Ratio con la longitud del brazo (101,36)	Cumple (despreciable)
Deformación máxima material (mm)	0,22	6,27	Cumple (despreciable)
Factor de seguridad mínimo	38,70	2,00	Cumple

5.6.3 Resultados del caso 3: máximo empuje con viento agresivo lateral

El caso 3 reproduce la exigencia al viento más fuerte de los escenarios, elevando la **presión estática equivalente hasta 212,41 Pa** (viento de 17 m/s, nivel 7 de la escala Beaufort) sobre las caras laterales, manteniendo el máximo empuje de los cuatro motores.

- **Tensión equivalente de Von Mises:** El mapa de tensiones (**Figura 48**) registra un valor máximo de 1,83 MPa, localizado de nuevo en las transmisiones entre los brazos y el habitáculo central. Lo más revelador de este resultado es su comportamiento con el caso 2, pese a que la presión de viento ha aumentado de 73,50 MPa a 212,41 MPa, la tensión máxima apenas ha incrementado. Esta escasa sensibilidad de variación viene dada por la rigidez de los brazos en este chasis base que son macizos con una sección generosa, propia del sobredimensionamiento de partida del vehículo aéreo. Por lo que son los empujes verticales de los motores y no el viento el que gobierna el estado tensional del encastre crítico.

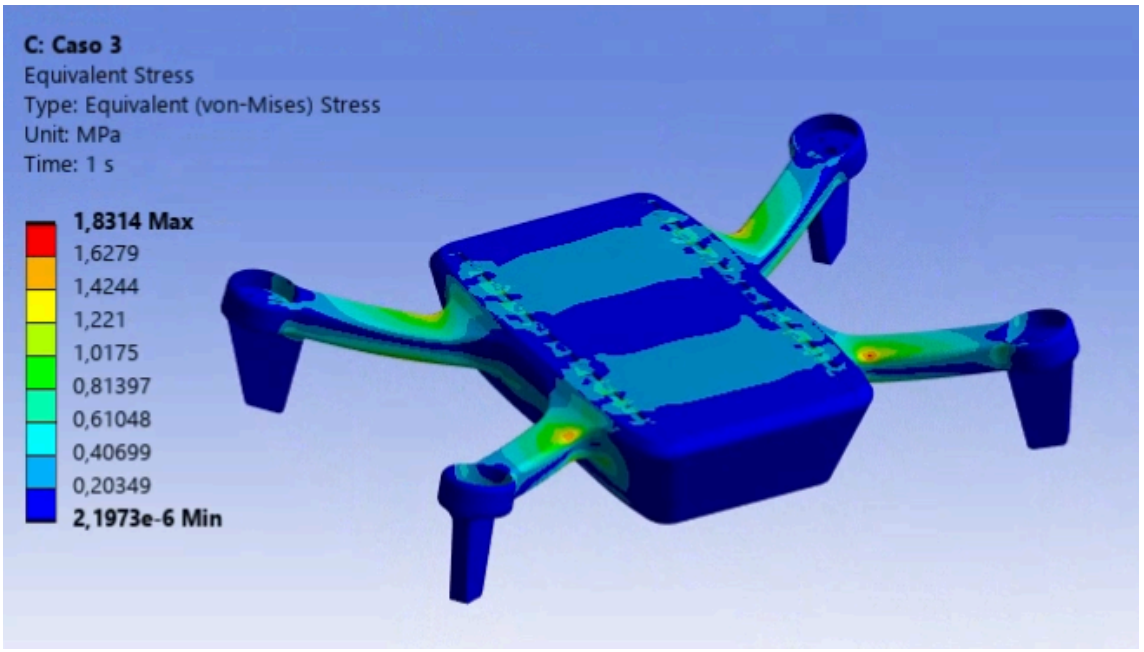


Figura 48. Distribución de tensión equivalente de Von Mises del Caso 3

- **Deformación total:** El campo de desplazamientos (**Figura 49**) alcanza un máximo de 0,223 mm en el extremo de los brazos, con una distribución ligeramente asimétrica debido al viento lateral. De nuevo, la magnitud resulta prácticamente idéntica a la de los Casos 1 y 2, lo que confirma cuantitativamente la reflexión anterior sobre el sobredimensionamiento y la rigidez de los brazos. El habitáculo conserva la región azul de deformación nula en el entorno de soporte fijo.

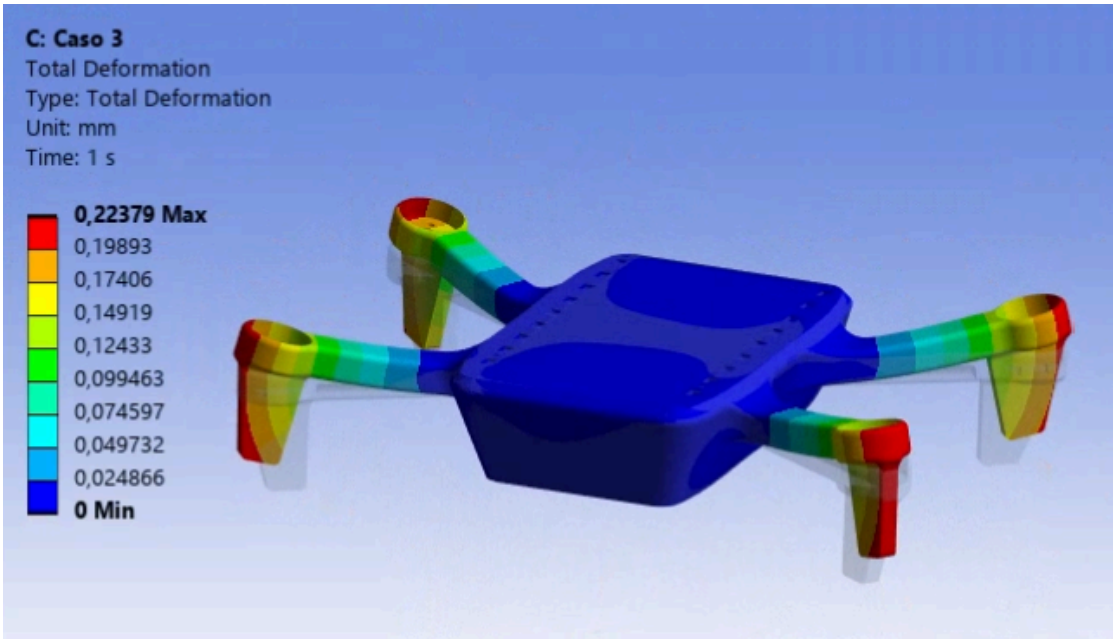


Figura 49. Deformación total del Caso 3

- **Factor de seguridad:** El mapa de factor de seguridad **Figura 50** se presenta uniformemente saturado en rojo, en el tope de representación de 15 en ANSYS adoptado por defecto. Como se explicó en el caso 1, esta saturación no indica un valor exacto de 15, sino que indica un coeficiente de seguridad igual o superior a dicho tope de dominio.

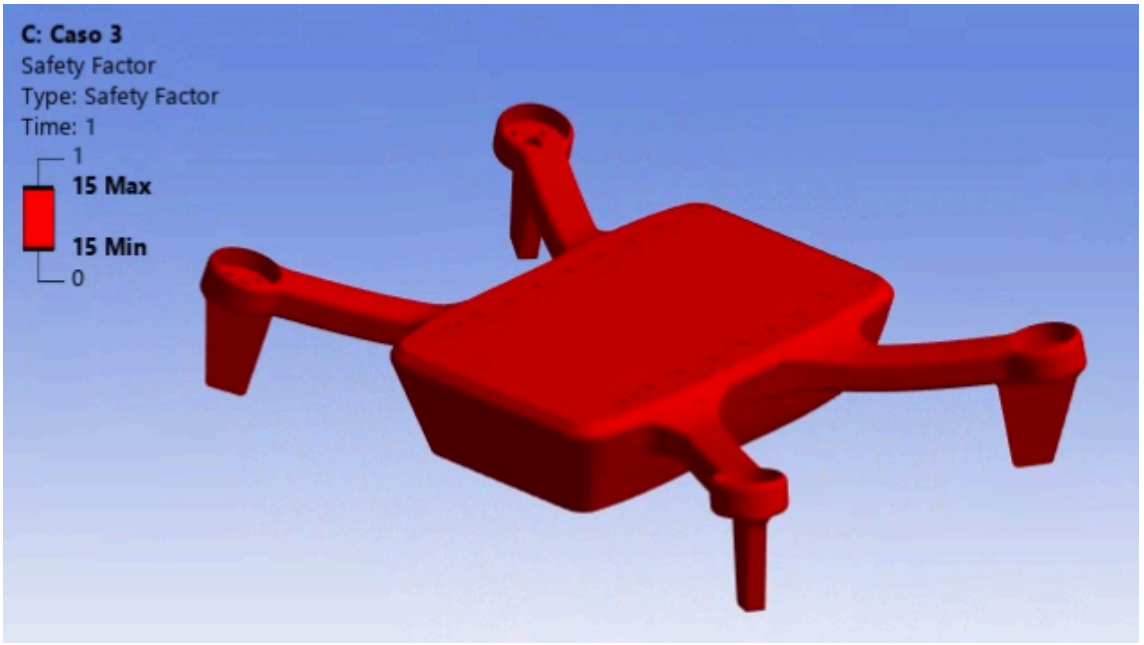


Figura 50. Factor de Seguridad del Caso 3

Tabla 24. Resumen resultados caso 3 comparados con el límite admisible

Parámetro	Resultado ANSYS	Límite admisible	Estado
Tensión máxima de Von Mises (MPa)	1,83	34,65	Cumple
Deformación total brazos (mm)	0,22	Depende del Ratio con la longitud del brazo (101,36)	Cumple (despreciable)
Deformación máxima material (mm)	0,22	6,27	Cumple (despreciable)
Factor de seguridad mínimo	37,80	2,00	Cumple

5.6.4 Resultados del caso 4: máximo empuje con viento normal frontal

El caso 4 mantiene la magnitud del **viento normal (73,50 Pa)**, pero la aplica sobre la superficie frontal de la plataforma en lugar de la lateral, con el fin de evaluar la sensibilidad direccional de la respuesta estructural.

- **Tensión equivalente de Von Mises:** El mapa de tensiones (**Figura 51**) registra un máximo de 1,77 MPa en las transmisiones brazos-habitáculo, con el cuerpo central y la tapa en tonos azules y las concentraciones en los encastres. El resultado reproduce lo que ya se ha observado en los casos anteriores, pese a cambiar el viento de lateral a frontal, la tensión máxima permaneció prácticamente idéntica al del caso 2. Esto confirma que debido a la alta rigidez de los brazos macizos y el habitáculo sobredimensionado, la orientación del viento es indiferente para el estado tensional.

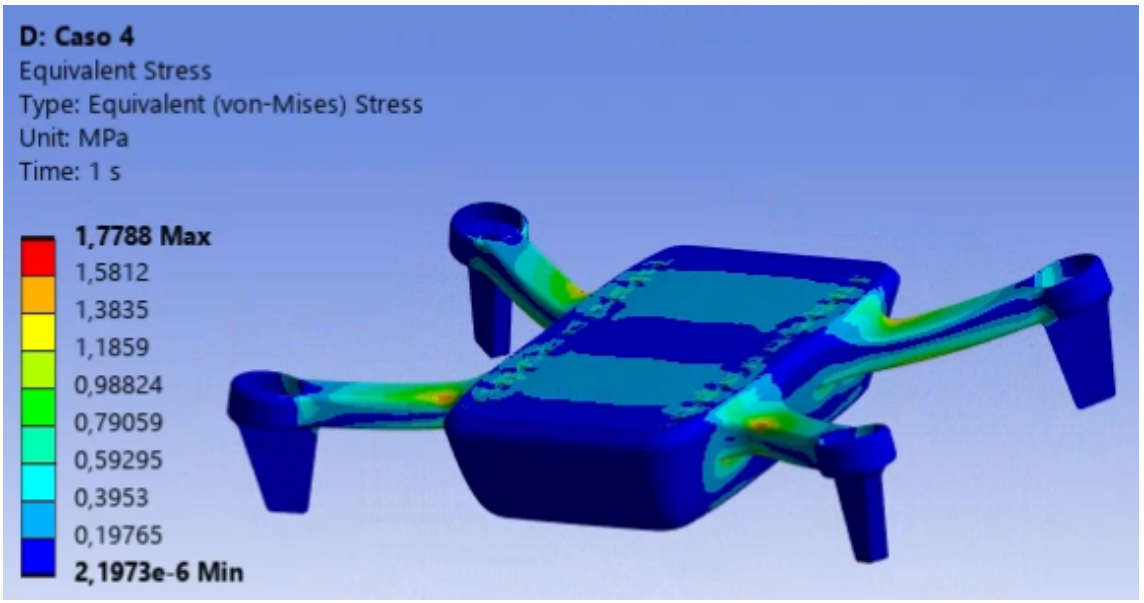


Figura 51. Distribución de tensión equivalente de Von Mises del Caso 4

- **Deformación total:** El estado de desplazamientos (**Figura 52**) alcanza 0,227 mm en el extremo de los brazos, valor prácticamente idéntico al de los tres casos anteriores. La deflexión sigue dominada por la flexión del empuje, sin que el viento frontal introduzca alguna variación.

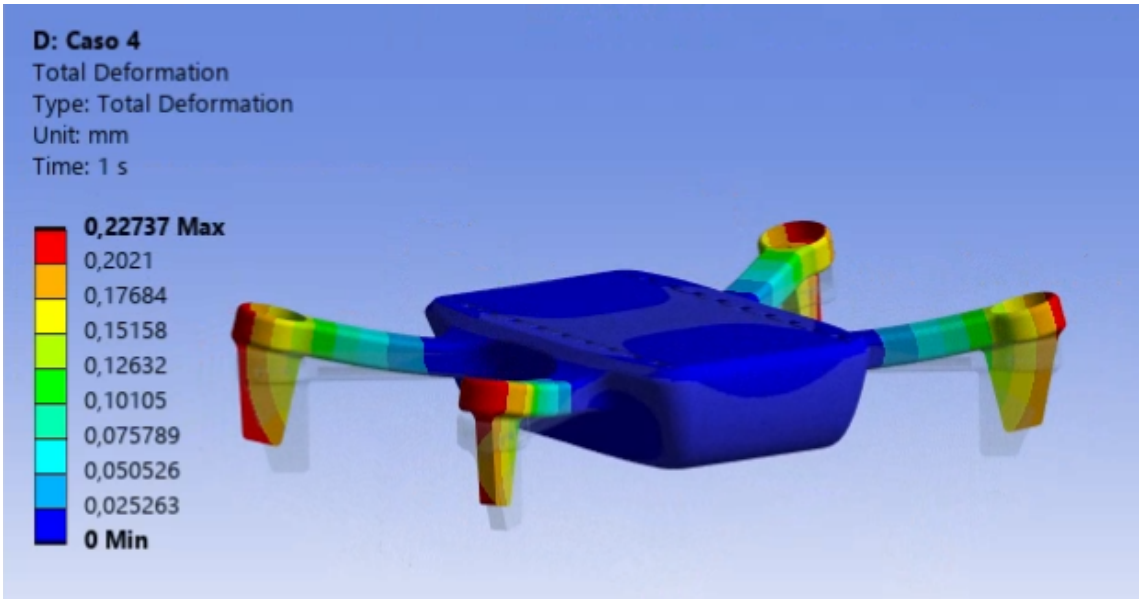


Figura 52. Deformación total del Caso 4

- **Factor de seguridad:** El factor de seguridad **Figura 53** vuelve a saturarse en el tope de de 15 en ANSYS adoptado por defecto. Como se explicó en el caso 1, esta saturación no indica un valor exacto de 15, sino que indica un coeficiente de seguridad igual o superior a dicho tope de dominio.

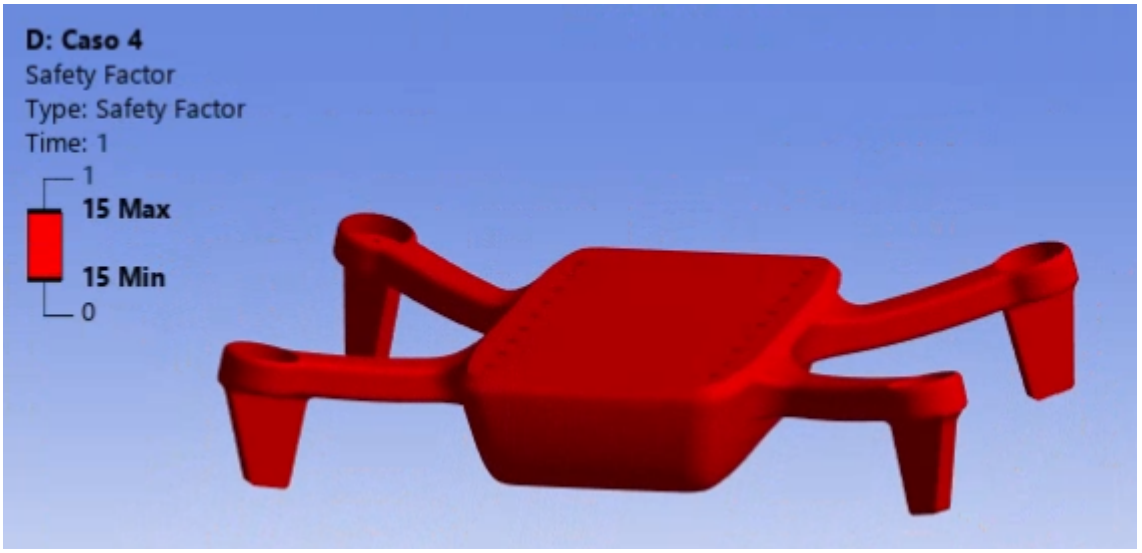


Figura 53. Factor de Seguridad del Caso 4

Tabla 25. Resumen resultados caso 4 comparados con el límite admisible

Parámetro	Resultado ANSYS	Límite admisible	Estado
Tensión máxima de Von Mises (MPa)	1,78	34,65	Cumple
Deformación total brazos (mm)	0,22	Depende del Ratio con la longitud del brazo (101,36)	Cumple (despreciable)
Deformación máxima material (mm)	0,22	6,27	Cumple (despreciable)
Factor de seguridad mínimo	39,00	2,00	Cumple

5.6.5 Resultados del caso 5: máximo empuje con viento normal frontal

El caso 5 reproduce la contingencia operativa más severa de la familia de vuelo, el fallo de uno de los rotores, que deja de proporcionar empuje mientras los tres restantes mantienen su empuje máximo de 8,34 N. A diferencia de los casos de viento, aquí la propia distribución de empuje se vuelve asimétrica, introduciendo momentos flectores y torsores globales sobre el habitáculo central que ningún otro escenario generaba.

- **Tensión equivalente de Von Mises:** El mapa de tensiones (**Figura 54**) registra un máximo de 4,31 MPa, valor que aumenta bastante respecto a todos los casos de vuelo anteriores. Este salto cuantitativo confirma que la asimetría de empuje constituye la solicitud dominante entre los escenarios de vuelo. La distribución de tensiones ya no solo se queda en el encastre sino que también se propaga a través del cuerpo central siguiendo las trayectorias que conectan los tres motores activos. El desequilibrio de empuje obliga a la estructura central a transmitir momentos no compensados, pero con este incremento a 4,31 MPa se sigue muy por debajo del límite elástico del material PA12-CF.

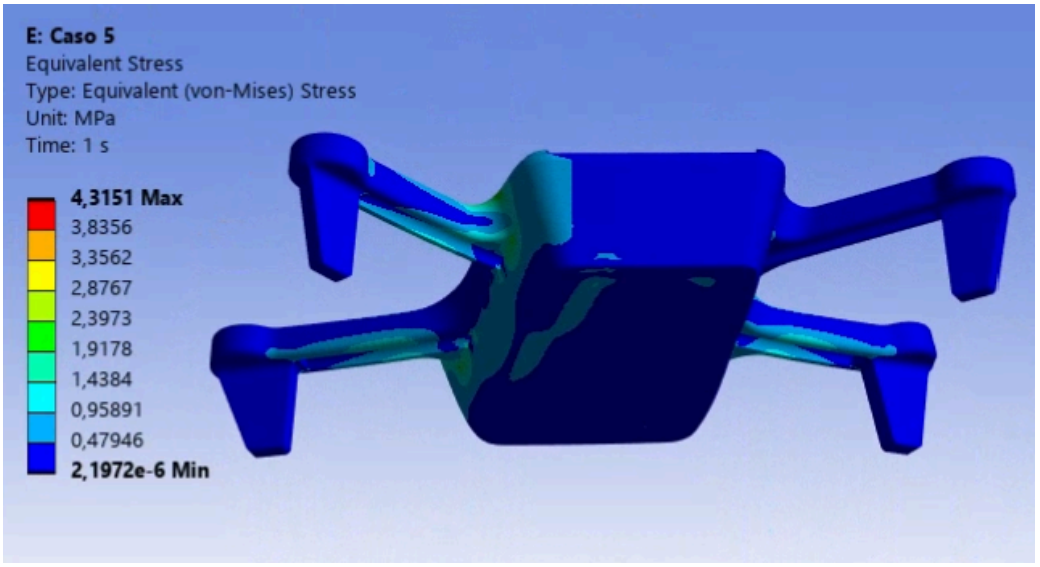


Figura 54. Distribución de tensión equivalente de Von Mises del Caso 5

- **Deformación total:** El campo de desplazamientos (**Figura 55**) alcanza un máximo de 0,547 mm, magnitud que prácticamente triplica la deflexión de los casos de vuelo anteriores simétricos. El mapa muestra un patrón de deformación asimétrico, en donde los tres brazos que mantienen su empuje deflectan de forma acusada (tonos amarillentos-rojizos en los extremos). Aun así, con este aumento de la deflexión, sigue siendo despreciable indicando que la estructura tiene una rigidez suficiente para no colapsar geométricamente.

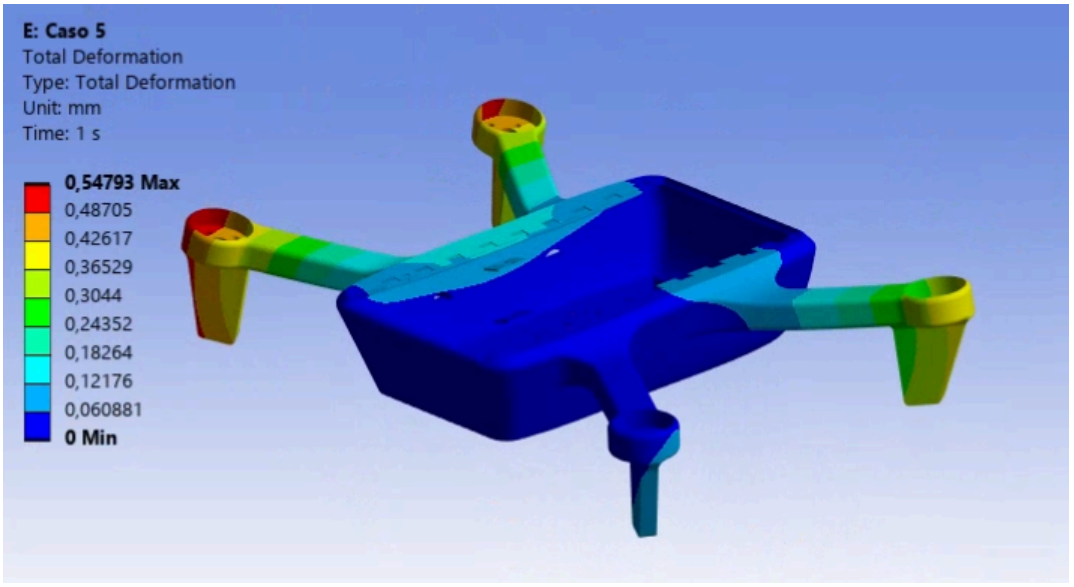


Figura 55. Deformación total del Caso 5

- **Factor de seguridad:** El factor de seguridad **Figura 56** se mantiene en el tope de 15 en ANSYS. Evaluándolo frente a la tensión máxima de este caso, el factor de seguridad mínimo real es de 16,10.

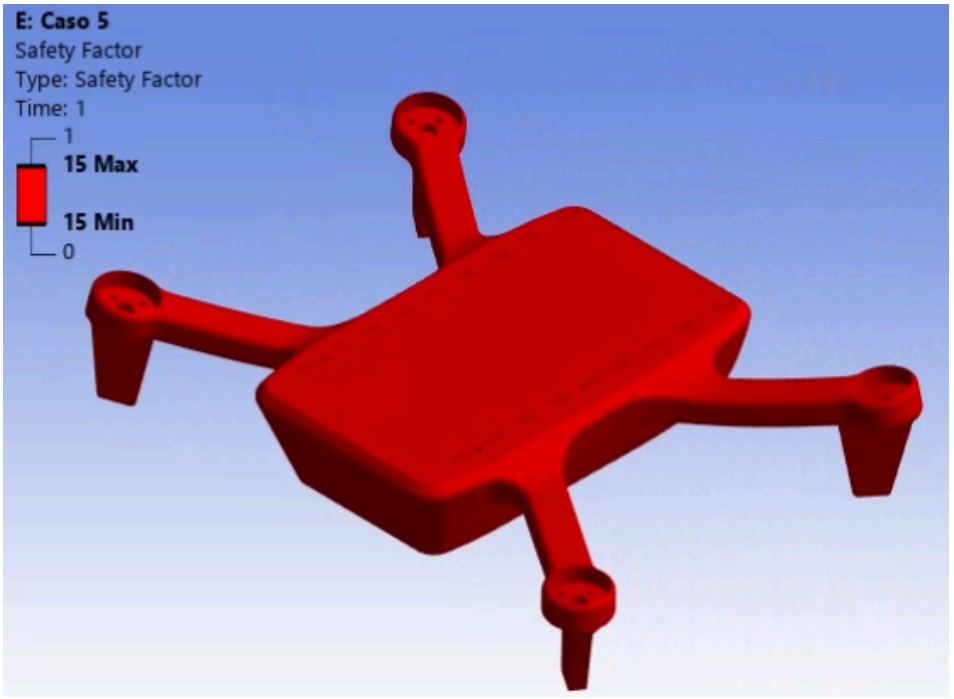


Figura 56. Factor de Seguridad del Caso 5

Tabla 26. Resumen resultados caso 5 comparados con el límite admisible

Parámetro	Resultado ANSYS	Límite admisible	Estado
Tensión máxima de Von Mises (MPa)	4,32	34,65	Cumple
Deformación total brazos (mm)	0,54	Depende del Ratio con la longitud del brazo (101,36)	Cumple (despreciable)
Deformación máxima material (mm)	0,54	6,27	Cumple (despreciable)
Factor de seguridad mínimo	16,10	2,00	Cumple

5.6.6 Resultados del caso 6: aterrizaje forzoso sobre las cuatro patas

El caso 6 es el primero de los escenarios de impacto, cuyo mecanismo es distinto al de los casos de vuelo, ya que no actúa el empuje ni el soporte fijo en el alojamiento de la batería, sino una aceleración inercial vertical de 6 g aplicada al conjunto, con las cuatro patas de aterrizaje restringidas como puntos de apoyo contra el suelo. La estructura responde como un cuerpo decelerado bruscamente que descarga su inercia a través de las patas

- **Tensión equivalente de Von Mises:** El mapa de tensiones (**Figura 57**) muestra un máximo de 1,76 MPa. Las pequeñas concentraciones se localizan en las uniones de las patas por la parte inferior del asiento del rotor, debido a la carga inercial sometida. El valor de 1,76 MPa, evidencia que un aterrizaje forzoso de 6 g para una estructura sobredimensionada es benigna.

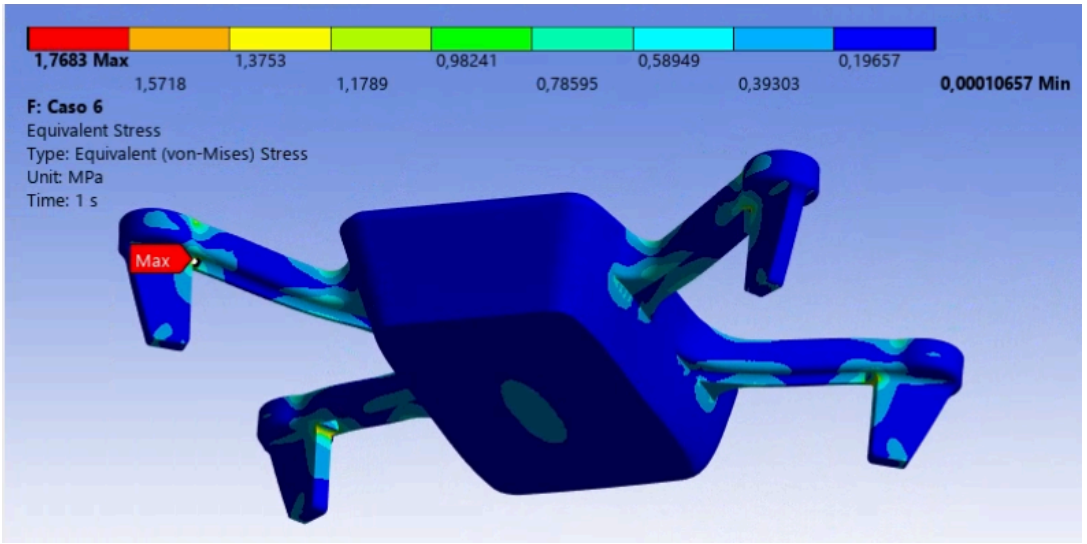


Figura 57. Distribución de tensión equivalente de Von Mises del Caso 6

- **Deformación total:** El campo de desplazamientos (**Figura 58**) presenta una particularidad, la cual, el máximo es de tan solo 0,059 mm, en donde se localiza en el centro del habitáculo y no en el extremo de los brazos como ocurría en los casos de vuelo. Esto es debido a que la aeronave al estar apoyada en sus cuatro patas y sometida a una inercia vertical, es la masa concentrada del habitáculo la que tiende a desplazarse respecto de los apoyos, generando una flexión local en el habitáculo.

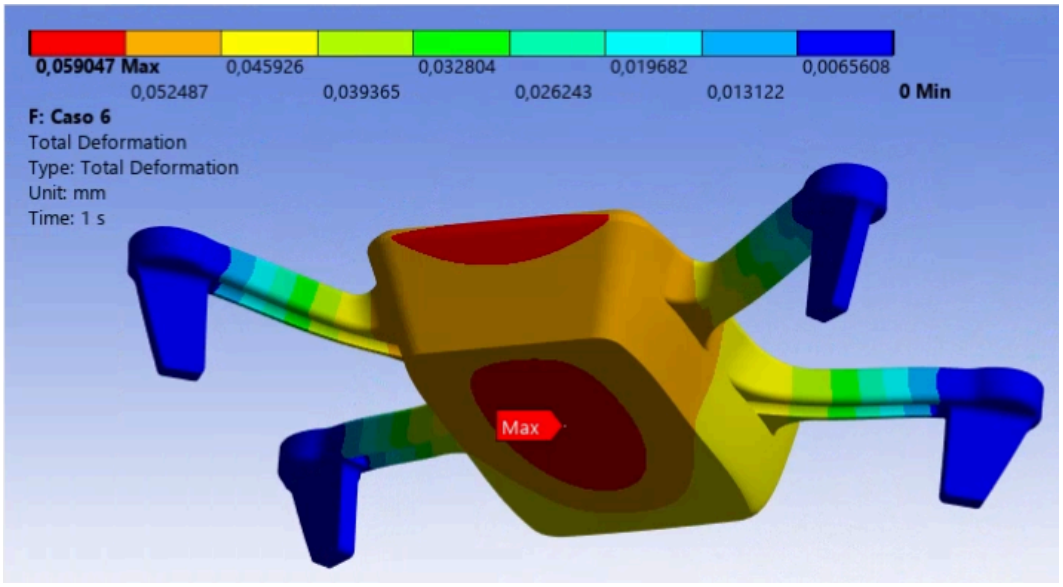


Figura 58. Deformación total del Caso 6

- **Factor de seguridad:** El factor de seguridad **Figura 59** se mantiene uniformemente en el tope de 15 en ANSYS. El resultado demuestra que el aterrizaje forzoso con esta estructura sobredimensionada no es ningún problema del que preocuparse.

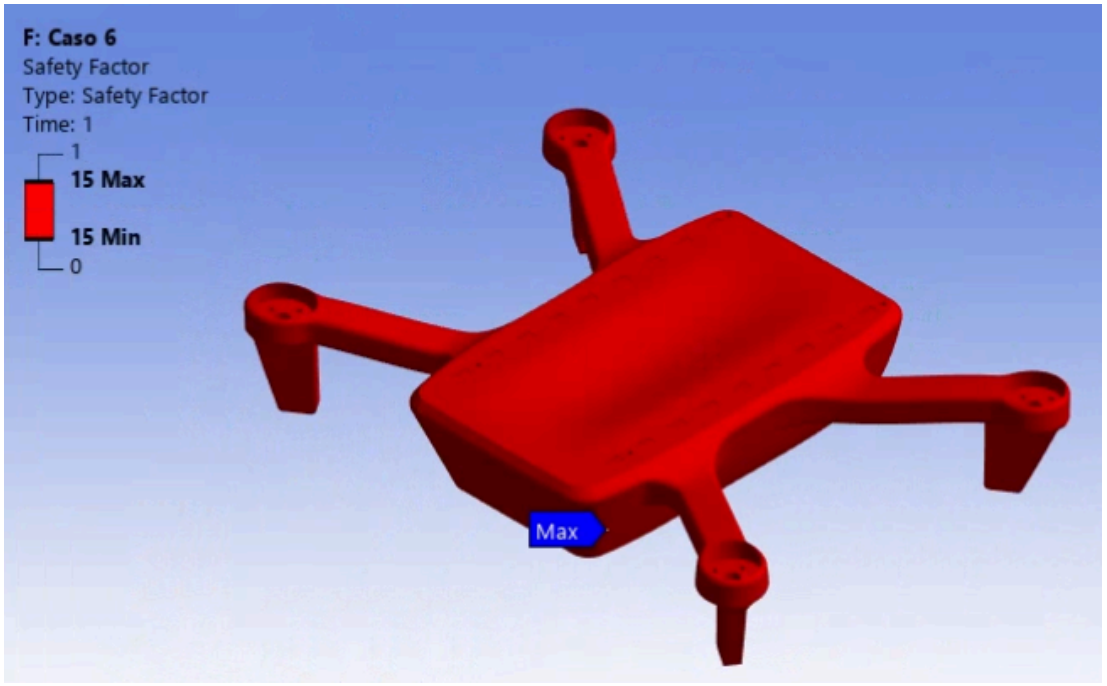


Figura 59. Factor de Seguridad del Caso 6

Tabla 27. Resumen resultados caso 6 comparados con el límite admisible

Parámetro	Resultado ANSYS	Límite admisible	Estado
Tensión máxima de Von Mises (MPa)	1,76	34,65	Cumple
Deformación máxima material (mm)	0,05	6,27	Cumple (despreciable)
Factor de seguridad mínimo	39,37	2,00	Cumple

5.6.7 Resultados del caso 7: impacto sobre las dos patas delanteras

El caso 7 representa un aterrizaje con cabeceo en el que la totalidad de la carga inercial de 6 g se concentra sobre las dos patas delanteras, que pasan a soportar una reacción de 32,46 N por pata. Al reducirse de cuatro a dos los puntos de apoyo, desaparece el reparto equilibrado.

- **Tensión equivalente de Von Mises:** La tensión máxima obtenida de esta simulación muestra 33,45 MPa (**Figura 60**), lo que es erróneo ya que es un único punto con ese valor que se sitúa en la arista del fixed support, por ello se han sacado dos probetas con valores de 10,42 MPa, situando esta tensión como la máxima verdadera de esta simulación, tensión que se ubica en la parte baja de pata de aterrizaje. Este escenario confirma que es el más crítico como era de esperar ante un impacto así y más sobre el lugar del impacto que han sido únicamente las dos patas delanteras.

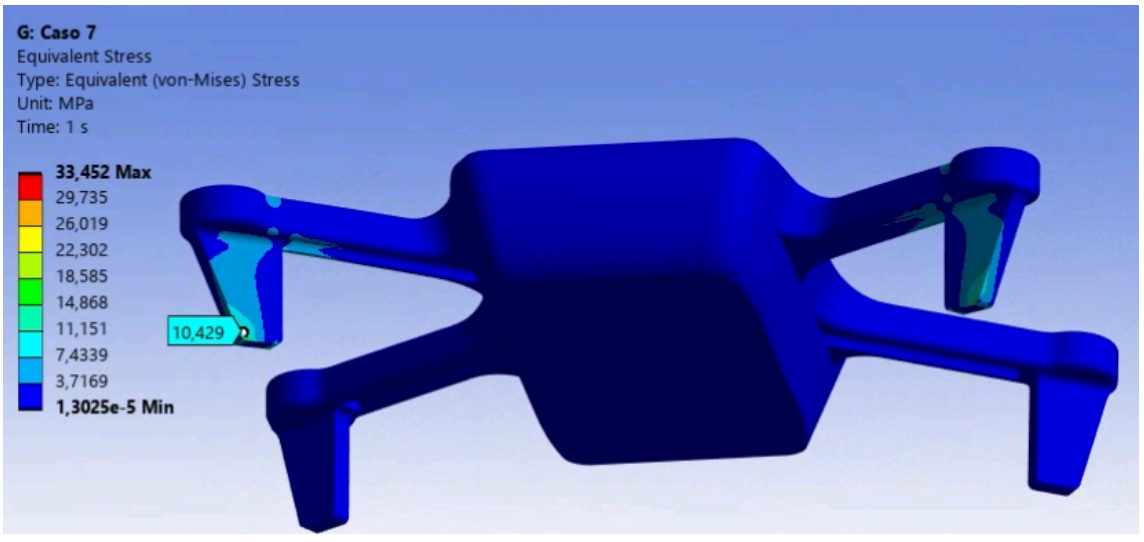


Figura 60. Distribución de tensión equivalente de Von Mises del Caso 7

- **Deformación total:** El campo de desplazamientos (**Figura 61**) alcanza un máximo de 4,87 mm, un valor superior al de todos los demás casos estudiados. El mapa muestra una gradación cromática limpia y progresiva desde las patas traseras hasta las delanteras de apoyo y la zona del frontal del chasis. Este gradiente refleja el basculamiento del conjunto en torno a la línea de apoyo delantera, debido al estar la aeronave sustentada únicamente por dos patas y sometida a la inercia de impacto. Una

flexión de 4,87 mm es ya geométricamente apreciable y constituye la mayor deformación de todas los escenarios.

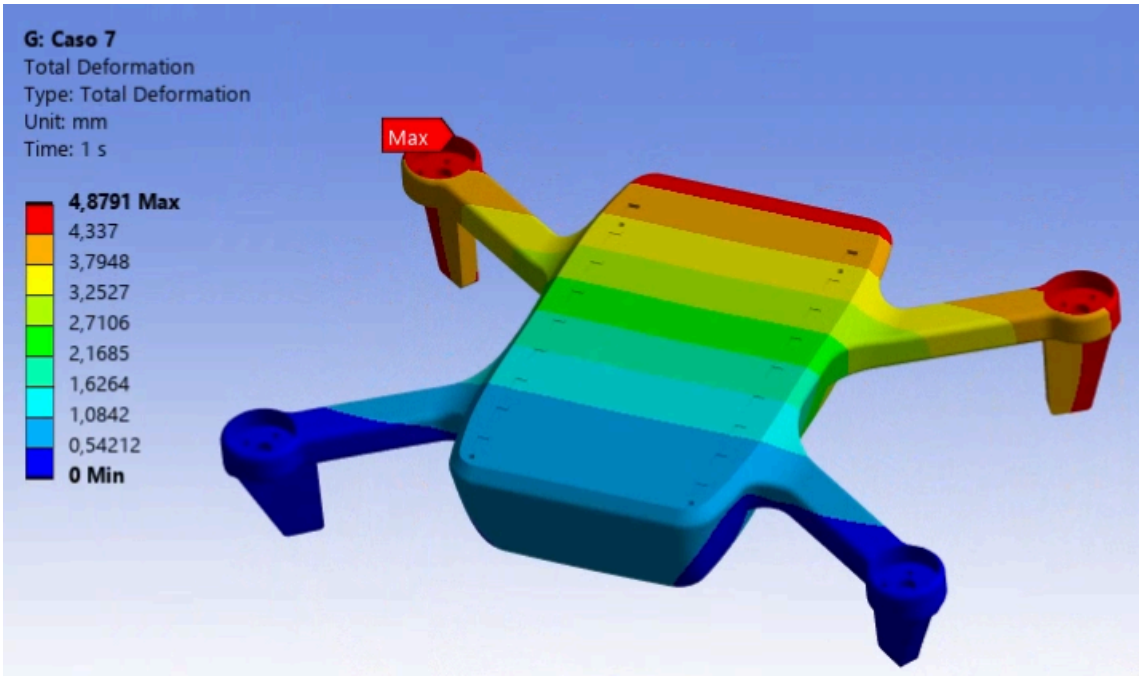


Figura 61. Deformación total del Caso 7

- **Factor de seguridad:** Con el factor de seguridad pasa lo mismo que con la tensión de Von Mises con el valor erróneo situado en la esquina del fixed support dando 15 **(Figura 62)**. Si calculamos analíticamente el factor de seguridad con la tensión máxima que hemos encontrado real de 10,42 MPa, obtenemos un factor de seguridad de 6,65. El cual está muy por encima del límite establecido por los requisitos de diseño de 2, al igual que el resto del chasis, esto nos deja ver que el drone es capaz de resistir este impacto.

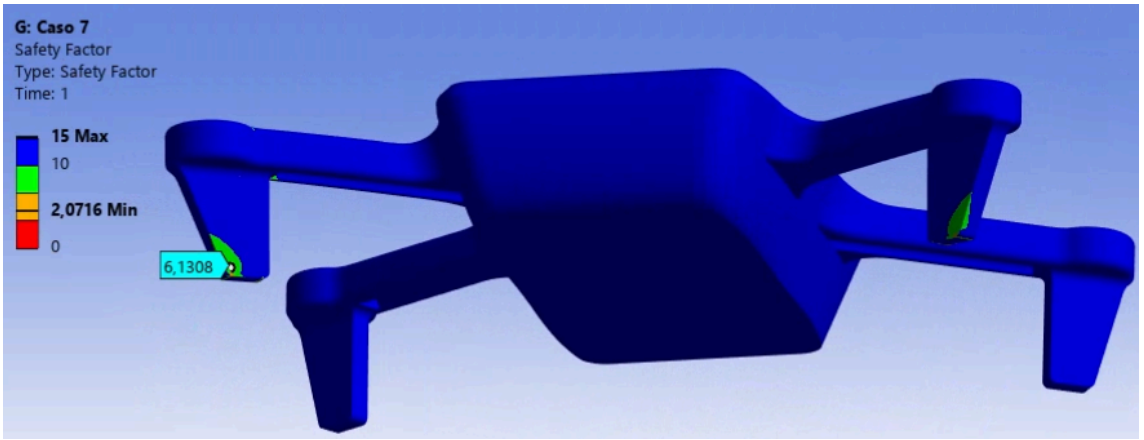


Figura 62. Factor de Seguridad del Caso 7

Tabla 28. Resumen resultados caso 7 comparados con el límite admisible

Parámetro	Resultado ANSYS	Límite admisible	Estado
Tensión máxima de Von Mises (MPa)	10,42	34,65	Cumple
Deformación máxima material (mm)	4,87	6,27	Cumple
Factor de seguridad mínimo	6,65	2,00	Cumple

5.6.8 Resultados del caso 8: impacto frontal sobre el chasis

Por último el caso 8, el cual representa una colisión frontal mediante una aceleración inercial longitudinal de 9 g aplicada en la dirección de avance, con la zona central restringida del chasis como superficie de contacto.

- **Tensión equivalente de Von Mises:** La tensión máxima obtenida de esta simulación muestra 10,81 MPa (**Figura 63**), pero sucede lo mismo que con el caso anterior, esa tensión máxima se emplea justo en la esquina que termina el fixed support y lo expresa prácticamente como un punto, lo cual con la ayuda de una probeta, se ha seleccionado otra ubicación relevante para obtener una tensión, ese lugar elegido a sido la unión del brazo con el habitáculo, en donde se aprecia una tensión de 1,22MPa que ejerce el brazo a la hora del impacto.

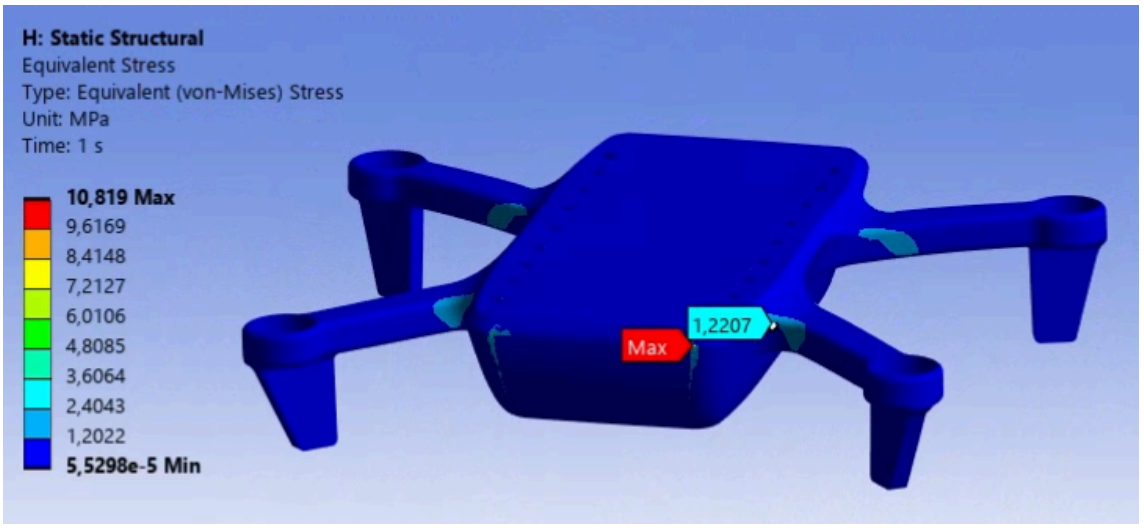


Figura 63. Distribución de tensión equivalente de Von Mises del Caso 8

- **Deformación total:** El campo de desplazamientos (**Figura 64**) alcanza un máximo de 0,004 mm, una de las deformaciones más pequeñas de todos los escenarios. El mapa muestra la zona frontal restringida en deformación nula y un ligero incremento hacia los extremos de los brazos, sin que en ningún punto se alcancen desplazamientos apreciables. Esta rigidez sobredimensionada con paredes gruesas absorbe la carga frontal sin flexiones relevantes.

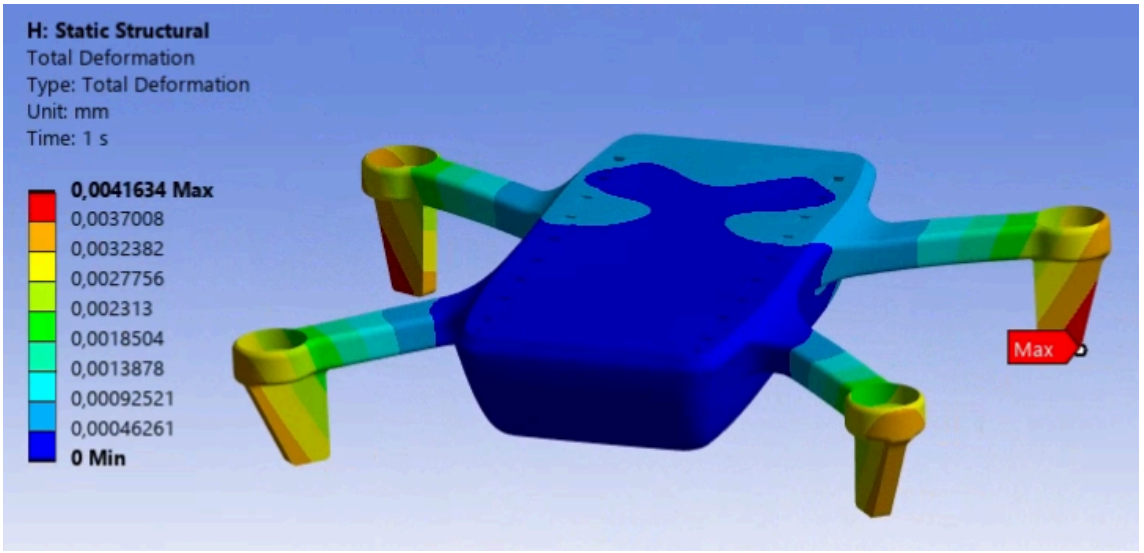


Figura 64. Deformación total del Caso 8

- **Factor de seguridad:** El mapa del factor de seguridad (**Figura 65)** se mantiene saturado en el tope de 15 de ANSYS al tener una tensión tan baja. El impacto frontal resulta insignificante para esta estructura sin optimizar.

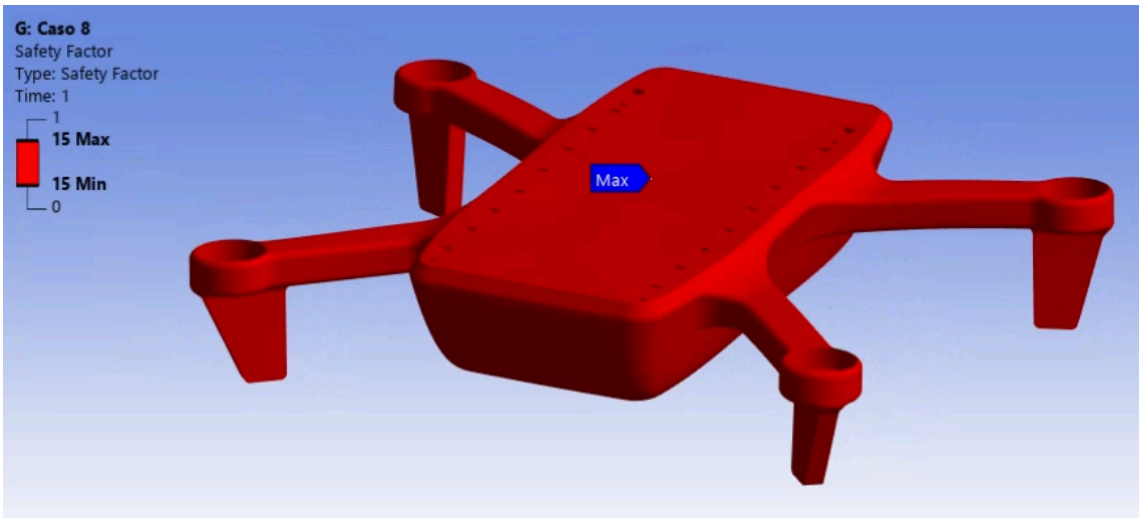


Figura 65. Factor de Seguridad del Caso 8

Tabla 29. Resumen resultados caso 8 comparados con el límite admisible

Parámetro	Resultado ANSYS	Límite admisible	Estado
Tensión máxima de Von Mises (MPa)	1,22	34,65	Cumple
Deformación máxima material (mm)	0,04	6,27	Cumple (despreciable)
Factor de seguridad mínimo	56,80	2,00	Cumple

5.6.9 Resumen de los resultados obtenidos del estudio estático

De los datos recogidos de las simulaciones (**Tabla 30**) se extraen tres conclusiones:

- Las **cargas aerodinámicas no son dimensionantes** en los casos de vuelo, dando unas tensiones y deflexiones prácticamente idénticas a las del vuelo sin viento, se debe a la elevada rigidez de los brazos macizos del modelo de partida.

- El **fallo de motor en el caso 5** constituye la solicitud de vuelo más exigente, al duplicar la tensión y triplicar la deflexión respecto a los casos simétricos.

- El **impacto sobre las dos patas** en el **caso 7** es el escenario con mayor tensión y deformación con el único factor de seguridad que no está saturado.

En todos los casos, la tensión máxima se mantiene muy por debajo del límite elástico del material, confirmando la integridad elástica del chasis base en todos los escenarios, mostrando un sobredimensionamiento elevado.

Tabla 30. Resumen cuantitativo de resultados del análisis estático (casos 1-8)

Caso	Escenario	Tensión Von Mises máx. (MPa)	Deformación total máx (mm)	Factor de seguridad mínimo	Zona crítica
1	Vuelo a máximo empuje	2,00	0,22	34,70	Encastre brazo-habitáculo
2	Máximo empuje + viento normal lateral	1,79	0,22	38,70	Transición brazo-habitáculo
3	Máximo empuje + viento agresivo lateral	1,83	0,22	37,80	Transición brazo-habitáculo
4	Máximo empuje + viento normal frontal	1,78	0,22	39,00	Encastre brazo-habitáculo
5	Fallo crítico de un motor	4,32	0,54	16,10	Transición brazo-habitáculo
6	Aterrizaje sobre 4 patas	1,76	0,05	39,37	Encastre patas delanteras
7	Impacto sobre 2 patas delanteras	10,42	4,87	6,65	Encastre patas delanteras
8	Impacto frontal sobre chasis	1,22	0,04	56,80	Frontal del chasis

5.7 Resultados del análisis modal

El estudio del comportamiento dinámico mediante el análisis modal pretensado descrito en el **apartado 5.5**, el objetivo es **extraer las seis primeras frecuencias naturales del chasis** y contrastarlas con las bandas de exclusión definidas en torno a las frecuencias de excitación de los motores (112 Hz - 168 Hz) para el primer armónico (140 Hz) y (224 Hz - 336 Hz) para el segundo armónico (280 Hz), con el fin de descartar el riesgo de acoplamiento resonante. Los resultados obtenidos se recogen en la **Tabla 31 (Ver Anexo 11)**.

Tabla 31. Frecuencias naturales obtenidas en el análisis modal pretensado del chasis base

Modo de vibración	Frecuencia natural (Hz)	Comportamiento estructural predominante	Condición frente a las bandas de exclusión
1	182,65	Flexión lateral asimétrica de los brazos principales	Seguro (entre ambas bandas)
2	242,01	Flexión transversal en el plano horizontal de los brazos	Dentro de la banda del 2º armónico
3	244,10	Flexión vertical simétrica de los brazos en oposición	Dentro de la banda del 2º armónico
4	249,12	Torsión combinada acoplada en las extremidades	Dentro de la banda del 2º armónico
5	295,29	Flexión de segundo orden en el chasis	Dentro de la banda del 2º armónico
6	340,64	Torsión de alta frecuencia en las paredes del habitáculo	Seguro (entre ambas bandas)

5.7.1 Primer armónico

En cuanto al primer armónico de excitación, es la de mayor capacidad para generar un acoplamiento resonante destructivo. De tal modo, que las seis frecuencias naturales del chasis base se quedan fuera de la banda de exclusión del primer armónico. El modo fundamental (182,65 Hz) se sitúa un 30,40% por encima de la frecuencia de giro nominal, garantizando que la excitación rotacional dominante no inducirá resonancia en el modo más fácilmente excitable de la estructura.

5.7.2 Segundo armónico

Los modos desde el 2 al 5, comprometidos entre 242,01 y 295,29 Hz se localizan dentro de la banda de exclusión asociada al segundo armónico. Esta interferencia genera una excitación de energía sustancialmente menor que la rotación fundamental del primer armónico. La proximidad a la frecuencia de paso de pala constituye un margen de mejora que se establece como objetivo en la fase de optimización topológica.

5.8 Análisis de resultados

El presente capítulo ha sometido el chasis base del cuadricóptero a una serie de escenarios de validación estructural y dinámica mediante el método de elementos finitos, recogiendo ocho casos de carga estática y un análisis modal pretensado.

Desde el punto de vista **estático**, las simulaciones confirman que el chasis base resorte con un margen muy holgado la totalidad de los escenarios operativos. La validación cruzada del Caso 1 frente al predimensionamiento analítico del Capítulo 4 mostró una desviación de tan solo un 21,20%. El análisis de los escenarios de vuelo enseñó que las cargas aerodinámicas no son dimensionantes respecto a las cargas de empuje de los rotores en el vuelo sin viento, mostrando unas tensiones prácticamente equivalentes debido a la rigidez estructural del chasis.

El fallo de motor (**Caso 5**) mostró un escenario de vuelo más exigente, mientras que el impacto sobre las dos patas (**Caso 7**)**,** presenta la mayor tensión generada (10,42 MPa), la mayor deflexión (4,87 mm) y el único factor de seguridad no saturado (6,13)

En cambio, desde el punto de vista **dinámico**, el análisis modal valida el comportamiento del chasis base frente a la excitación dominante de los rotores, en donde las seis frecuencias naturales se quedan fuera de la banda de exclusión del primer armónico (**112 - 168 Hz**), y situando el modo fundamental (182,65 Hz) a un 30,40% por encima de la frecuencia nominal de giro, descartando así acoplamiento resonante crítico. En cuanto al segundo armónico (**224 - 336 Hz**), los modos desde el 2 al 5 interfieren (**Figura 66**).

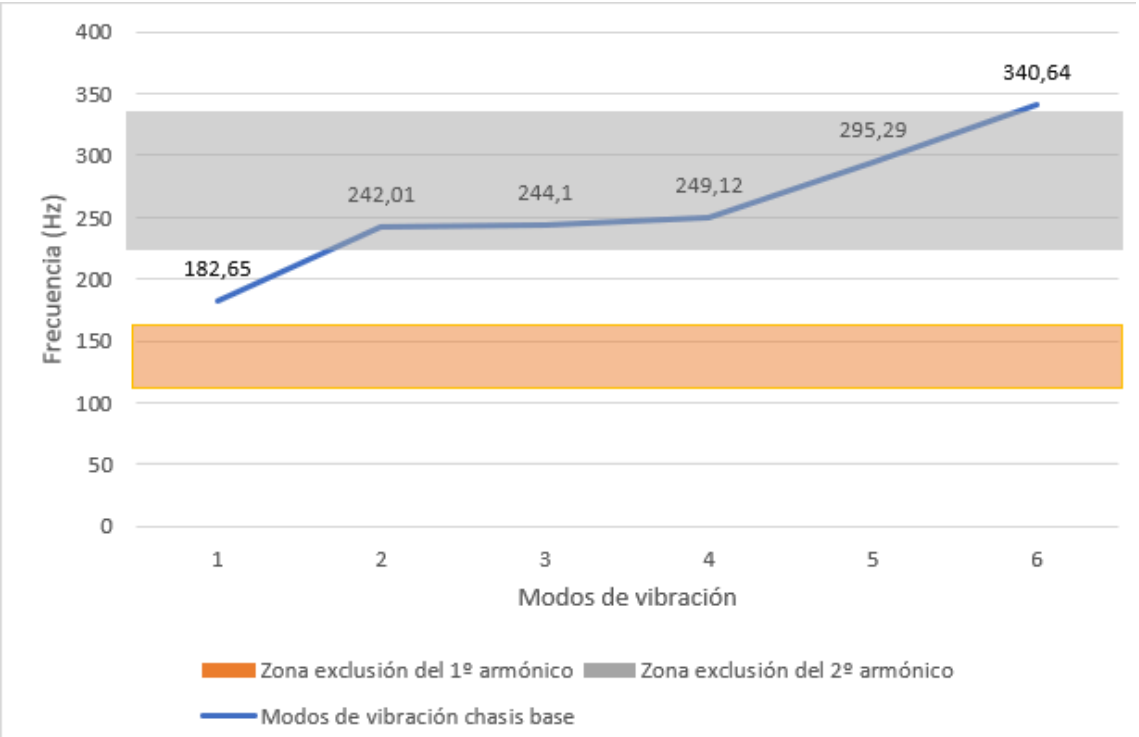


Figura 66. Modos de vibración del chasis base frente a las zonas de exclusión por resonancia (1.er y 2.º armónico)

Por lo que la combinación de deflexiones prácticamente nulas en el plano general junto a un Factor de Seguridad de 15 en su valor máximo, pone de manifiesto que el chasis se encuentra en un estado de **alto sobredimensionamiento estático.** En ingeniería, sobre todo en aeroespacial y de vehículos no tripulados, este exceso de material se traduce en una penalización directa de la masa total de la aeronave (414.11g), lo que restringe la **autonomía de la batería** y la **eficiencia del ratio empuje-peso (TWR).**

En conclusión, esto proporciona la justificación metodológica necesaria para el desarrollo del **Capítulo 6**. Una vez demostrado que el diseño base es seguro pero geométricamente ineficiente, se hace imprescindible la aplicación de un algoritmo de optimización topológica. El propósito será identificar y eliminar el material no tensionado en las zonas de baja densidad de energía de deformación, esculpiendo la primera frecuencia natural hacia la banda de resonancia de los motores.

Capítulo 6. Optimización topológica del chasis

6.1 Fundamentos y objetivos de la optimización topológica

La optimización topológica es una técnica matemática avanzada de diseño estructural que permite redistribuir el material dentro de un volumen geométrico definido (Design Space) bajo un escenario de cargas específico. A diferencia de las optimizaciones paramétricas tradicionales, que solo varían dimensiones acotadas (como espesores o diámetros), este modo altera por completo la conectividad y la forma de la pieza, eliminando elementos de la malla discreta que no contribuyen de manera significativa a la transmisión de esfuerzos.

El método implementado es el módulo *Topology Optimization* de ANSYS, este procedimiento asigna a cada elemento de la malla una densidad artificial variable ponderada entre 0 (vacío) y 1 (material sólido). Este proyecto, el problema de optimización se formula matemáticamente con el objetivo dual de **minimizar la complacencia estructural** (lo que equivale a maximizar la rigidez global de la aeronave) y **reducir la masa total un 55%** respecto al modelo base analizado en el capítulo previo. Esta ambiciosa meta busca transformar un chasis mecánicamente sobredimensionado de 414.11 gramos en una estructura ligera de alto rendimiento.

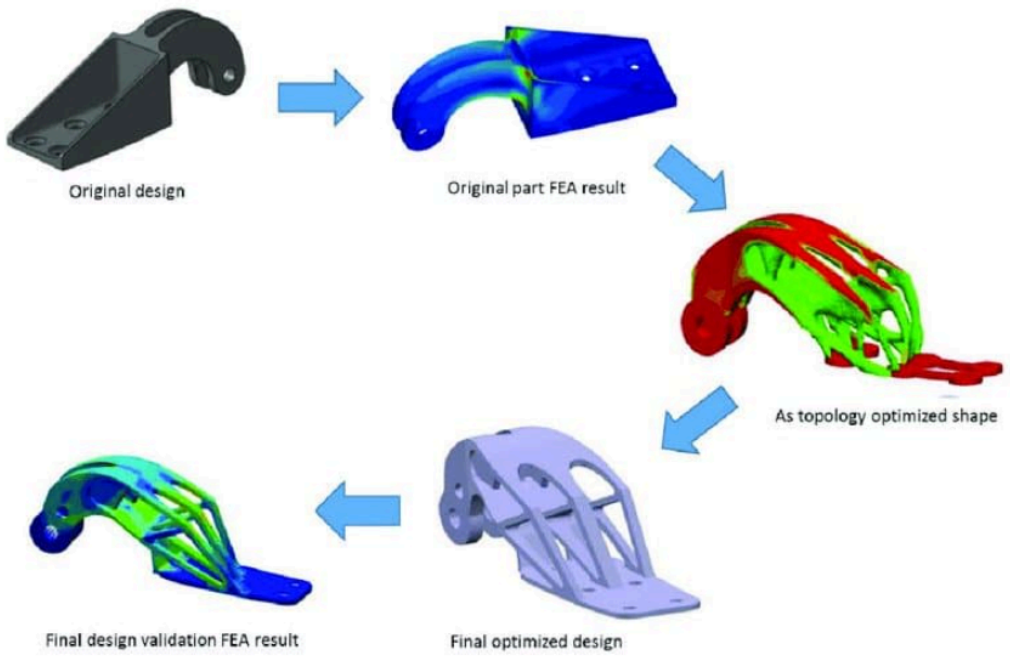


Figura 67. Proceso de la optimización topológica

6.1.1 Optimización topológica en la jerarquía del diseño estructural óptimo

Se pueden encontrar varias formas de optimización topológica estructural, la optimización dimensional constituye el nivel más básico al mantener fijos los contornos de la pieza y solo

modificando los grosores de la pared o elemento acotados de la pieza. Por otra parte, está también la optimización de forma, que actúa en los contornos de las piezas geométricas reduciendo la geometría para mitigar las concentraciones de tensión pero sin la capacidad de generar huecos ni excesivos en las piezas. Por último, la optimización topológica representa el nivel más general de las optimizaciones, ya que puede crear o eliminar cavidades y resolver con independencia la configuración geométrica de partida [**26**].

Como se quiere buscar la mejor optimización para el chasis de partida de este proyecto, se emplea la optimización topológica para que pueda adelgazar los parámetros de diseño inicial sobre el UAV eliminado la masa muerta que no actúa en las simulaciones del capítulo anterior.

6.1.2 Criterios de diseño

El principal criterio para la utilización de la optimización topológica se debe a la maximización de la relación rigidez-masa, haciendo la estructura lo más rígida posible con la menor cantidad de material. Una estructura más ligera reduce la inercia de la plataforma dando una respuesta más ligera, por lo cual, cada gramos que se retira del chasis incrementa el ratio empuje-peso (TWR, thrust-to-weight ratio), parámetro del que depende la maniobrabilidad, la capacidad útil y la autonomía de vuelo de la aeronave.

Pero a la hora de reducir masa, se presenta una restricción que es la integridad estructural del UAV al final de la reducción de masa. El diseño aligerado debe de seguir soportando con un margen suficiente los escenarios de carga que vaya a emplear el vehículo aéreo, por ello, la optimización topológica permite juntar los criterios de integridad estructural y ligereza al concentrar el material en las zonas de más exigencia.

6.1.3 Filosofía de aplicación

El método de utilización en este proyecto sobre la optimización topológica será de la siguiente manera: se usará como una herramienta de diseño generativo y guiado para poder visualizar las zonas en las que sería posible reducir material del todo, parcialmente o no poder quitar material sin comprometer el comportamiento estructural de la pieza.

Desde esa guía que proporcione el software se decidirá la reconstrucción geométrica del chasis en el entorno CAD (SolidWorks), añadiendo las consideraciones de fabricación que se vean necesarias como la forma del montaje y funcionalidad del chasis que el software no puede ver. Por lo que, las formas sugeridas por el programa serán el punto de partida del rediseño del chasis nuevo optimizado y no el resultado final.

6.1.4 Objetivos específicos del capítulo

Los objetivos para esta optimización del chasis de la aeronave sobredimensionada son los siguientes:

- Aplicar la optimización topológica sobre el chasis base con la configuración del escenario de vuelo a máximo empuje (**Caso 1**) con el fin de poder identificar una distribución del material sobre el chasis más eficiente que permita alcanzar una **reducción del 55% de masa**.

- Extraer los resultados dados por ANSYS sobre las posibles zonas de aligeramiento para la posterior reconstrucción del modelo CAD y validación.

6.2 Configuración del algoritmo y controles de fabricación

La resolución de un modelo de optimización sin restricciones adicionales suele derivar en geometrías caóticas, asimétricas o imposibles de fabricar. Por lo que la configuración del análisis se construye enlazando la solución estructural (**Capítulo 5**) de las simulaciones del **caso 1 (Figura 68)**, así esta configuración obtiene automáticamente la malla que se creó, las propiedades del material y las condiciones de contorno sin la necesidad de volver a ponerlas de nuevo.

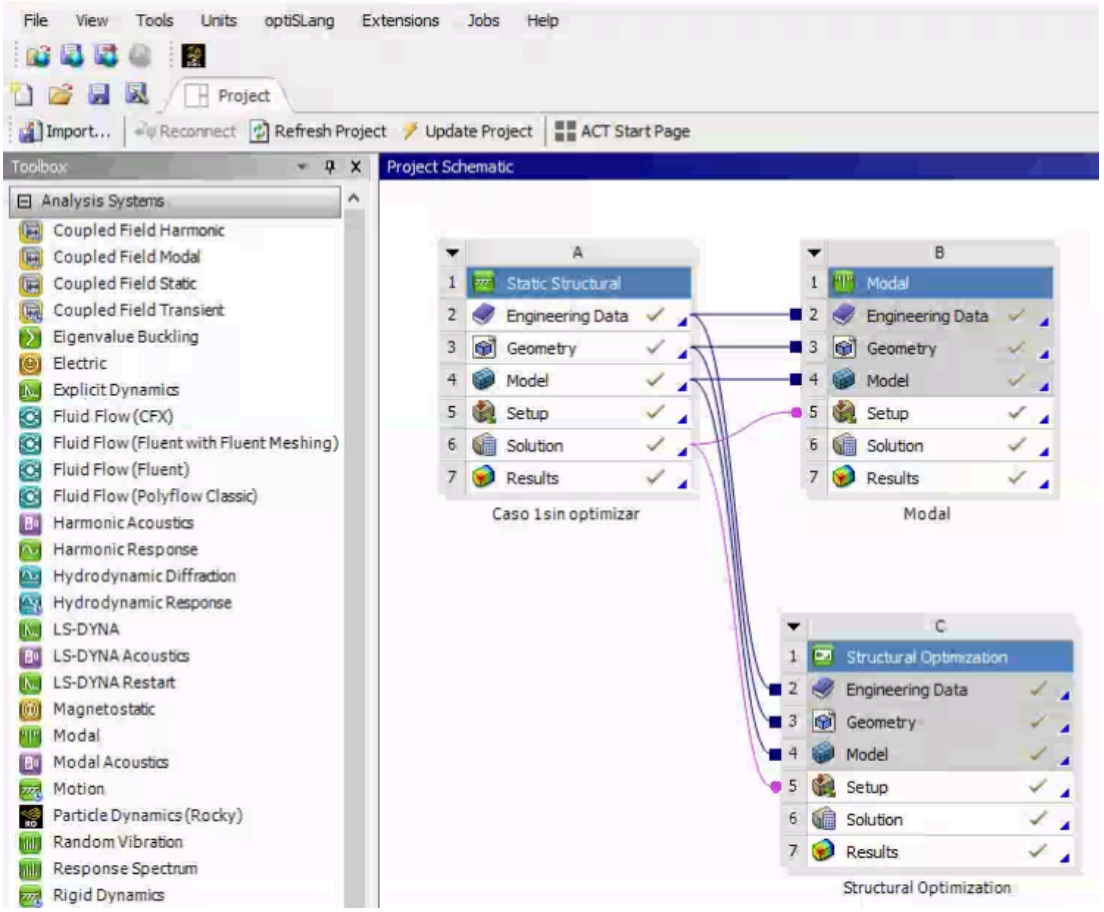


Figura 68. Workbench simulación topológica

6.2.1 Base teórica de la optimización

Una vez que ANSYS resuelve el caso estructural, lleva a cabo la simulación del análisis topológico basado en densidades, fundamentada por el **método SIMP (Solid Isotropic Material with Penalization)** [**30**]. Lo que dice este método es que a cada elemento finito (e) de la malla se le asigna una variable de diseño continúa o pseudo-densidad (ρ_e) que está acotado entre un valor mínimo evitando la singularidad de la matriz de rigidez en las zonas vaciadas y la unidad de forma, en donde **ρ_e = 0 representa el vacío** y **ρ_e = 1 el material sólido**.

La rigidez de cada elemento se interpola en función de dicha pseudo-densidad mediante la ley potencial característica del método SIMP (**Ecuación 42**) [**30**]:

$$E_e(\rho_e) = \rho_e^p \cdot E_0$$

Ecuación 42. Ley potencial de interpolación de rigidez elemental (SIMP)

Donde E_0 es el módulo de elasticidad del material sólido base y ρ es el exponente de penalización que sirve para penalizar las densidades intermedias ($0 < \rho_e < 1$), así fuerza la convergencia de la solución hacia una distribución interpretable y fabricable.

Sobre esta base, tras la discretización del modelo de elementos finitos, el problema se identifica como una distribución de la densidad de materia $\rho_e(x)$ con ciertas restricciones, con el objetivo de encontrar la forma más rígida posible. El volumen total del material optimizado se obtiene de la siguiente manera (**Ecuación 43**) [**30**]:

$$V = \sum_{e=1}^{N} \rho_e(x) \cdot V_e$$

Ecuación 43. Función de restricción de volumen global del material

Donde V es el volumen total asignado al material, V_e es el volumen propio de cada elemento e, y la densidad de diseño varía en un espacio continuo acotado entre la ausencia del material sólido elástico puro ($0 < \rho_e < 1$).

6.2.2 Definición de la función objetivo y del dominio

Para asegurar el correcto funcionamiento del cuadricoptero tras el proceso de optimización, es imprescindible subdividir la geometría del chasis original en dos dominios claramente diferenciados:

- **Espacio de diseño (Design space):** Se seleccionan qué sólidos se quiere en el estudio de la optimización topológica, en este caso se han seleccionado todos los sólidos del drone. Es la región de la malla en la cual el algoritmo tiene total libertad para retirar material y esculpir nuevas formas orgánicas basándose en los flujos de líneas de tracción y compresión.

- **Función objetivo (objective):** Se estableció el objetivo (Minimize Compliance) (**Figura 69**) para maximizar la rigidez global del chasis para el estado de cargas heredado de la simulación estructural.

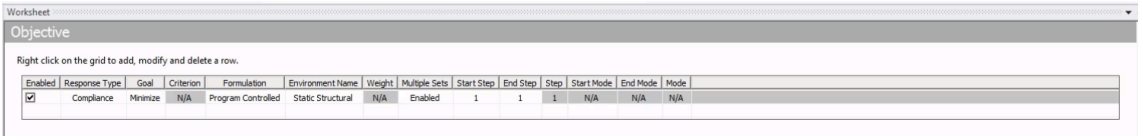


Figura 69. Tabla objetivo de la simulación topológica

- **Espacio de exclusión (Non-Design space):** Aquí se encuentran las regiones geométricas que deben permanecer inalteradas durante todo el proceso por petición del usuario (**Figura 70**). El software tiene prohibido restar material de estas zonas para no comprometer la viabilidad objetiva del drone.

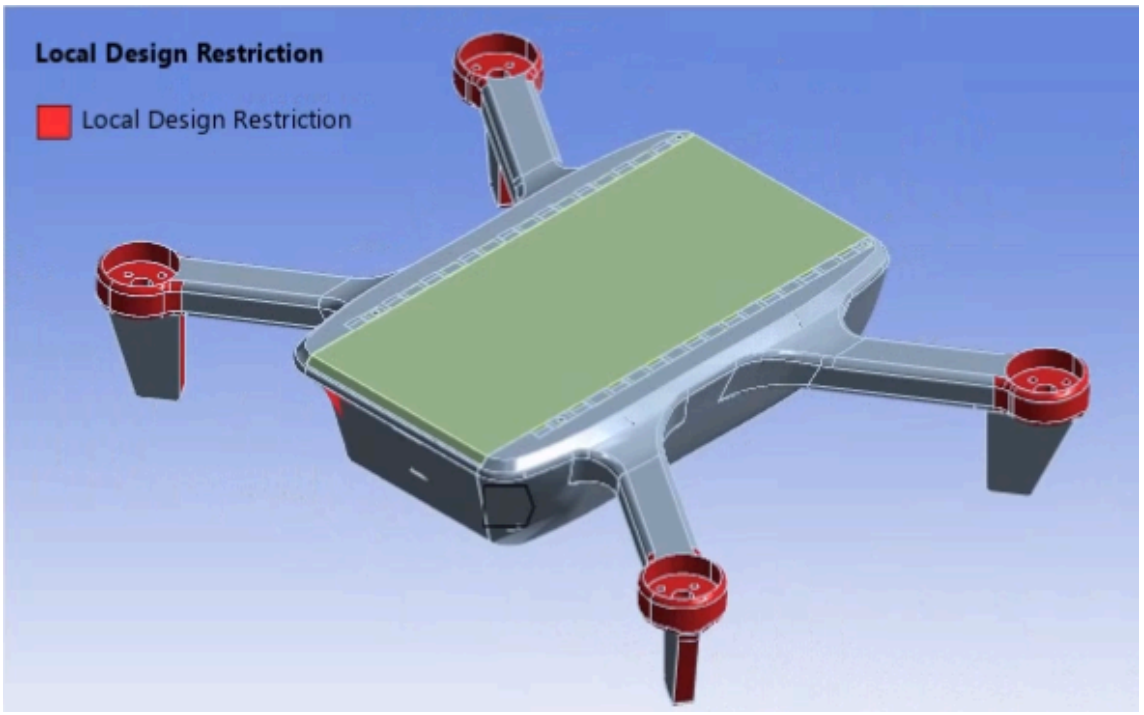


Figura 70. Ubicación de la geometría inalterable por parte del software

- **Restricción de respuesta (Response constraint):** En este apartado hay que seleccionar la restricción objetivo que se quiere, en este caso, se ha impuesto una restricción de masa fijando el 55% de la masa respecto a todo el modelo base (**Figura 71**), lo cual el software solo reducirá la masa de todo la estructura hasta un máximo del 55%.

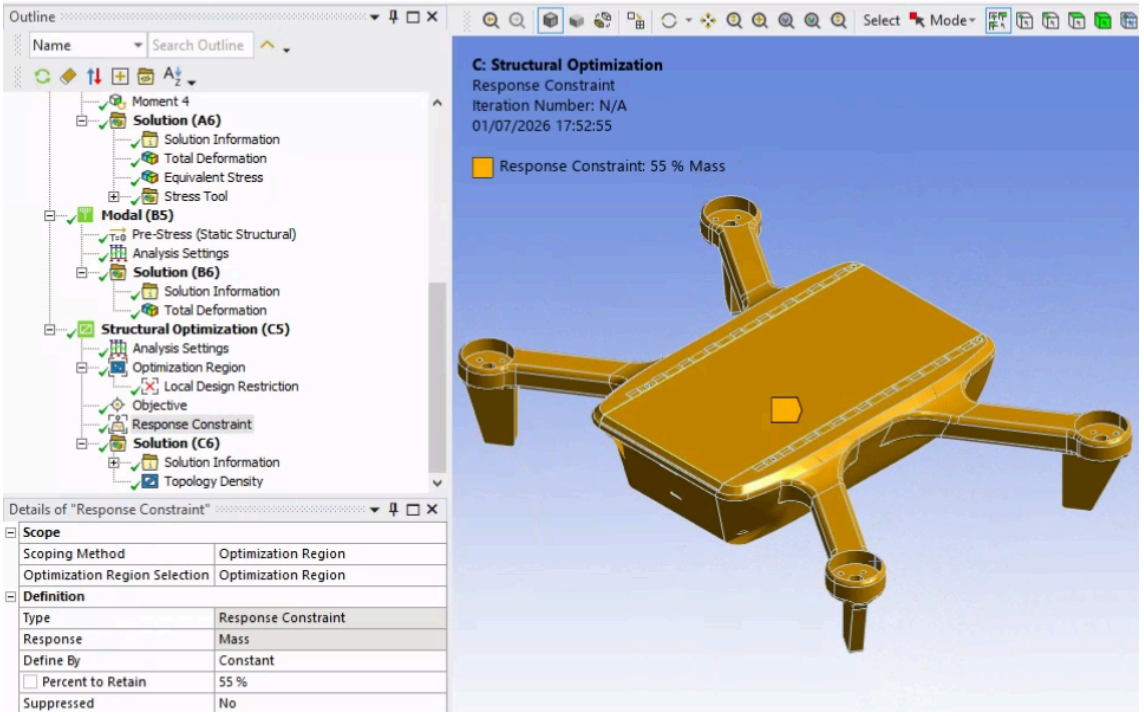


Figura 71. Objetivo del 55% de reducción de material

Como se muestra en la **Figura 72**, estas regiones críticas de exclusión engloban las plataformas circulares periféricas destinadas al asiento y atornillado de los cuatro motores, el cajeado central interior, las perforaciones para la tornillería de unión de la tapa superior y las bases de las patas de aterrizaje. Preservar estas zonas garantiza que, independientemente de la ligereza de la forma resultante, el drone conservará intactas sus interfaces de montaje mecánico y de distribución de componentes electrónicos.

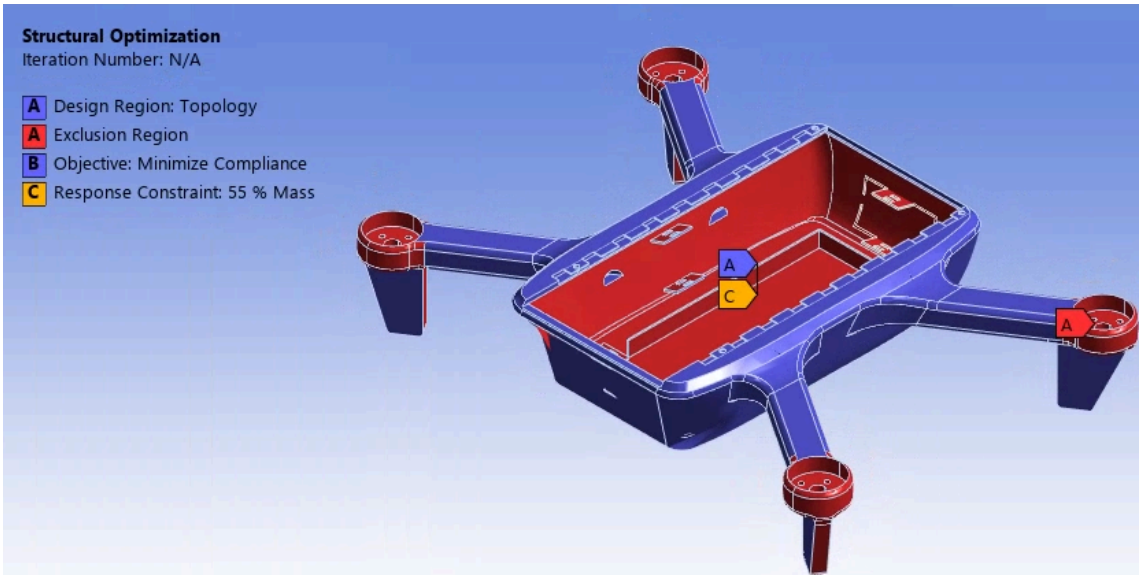


Figura 72. Definición de las condiciones del contorno de optimización en ANSYS

6.2.3 Configuración del solver y criterios de convergencia

El método de resolución empleado fue el de Topology optimization - Density based, qué es el que implementa el método SIMP. El resto de parámetros numéricos del solver se conservaron en su configuración por defecto menos el número máximo de iteraciones para poder obtener un mejor resultado del estudio topológico (**Figura 73**):

- **Exponente de penalización:** Es el valor que ofrece un compromiso robusto entre la nitidez de la solución y la estabilidad numérica del proceso iterativo, está definido en 3.

- **Densidad normalizada mínima:** Esto indica la cota inferior de ρ_e que previene la singularización de la matriz rigidez en las regiones vaciadas, está establecido en 0,001.

- **Número máximo de iteraciones:** Está aumentado a 1000 iteraciones para mejor resultado.

- **Precisión de convergencia:** Esto es la tolerancia con la que el solver considera correctas las restricciones del problema, está establecido en 0,10%.

En cada iteración, el algoritmo recalcula la distribución de pseudo-densidades y transfiere la geometría modificada a un nuevo análisis estático, hasta alcanzar el punto estacionario en el que la restricción de masa del 55% se consigue dentro de la tolerancia de convergencia establecida.

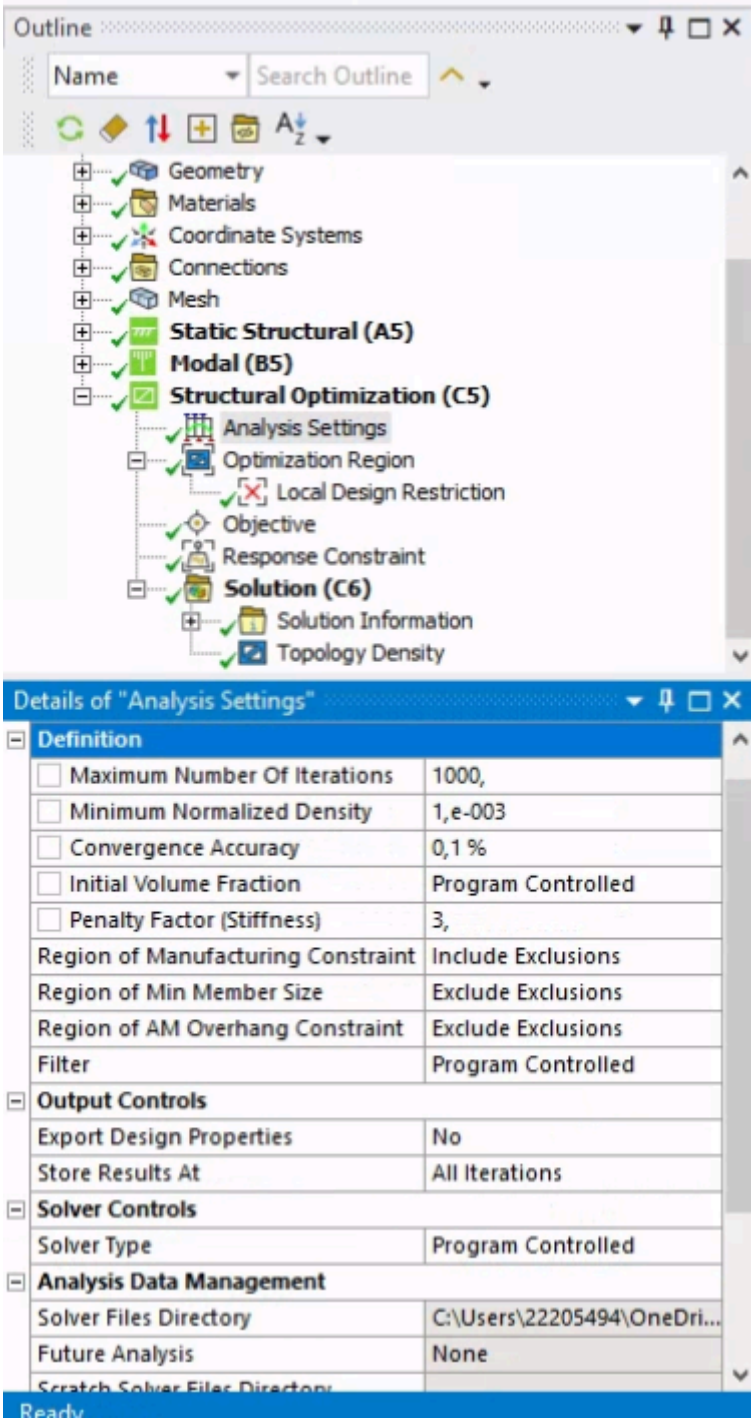


Figura 73. Parámetros de control de la optimización topológica

6.3 Análisis del mapa de densidades elementales

Tras la convergencia del algoritmo de optimización topológica, el software genera un mapa de distribución de densidades elementales que discrimina el material estrictamente estructural de aquel que actúa como peso muerto. Al analizar el modelo geométrico resultante (**Figura 74**), las regiones coloreadas en tonalidades marrones e intermedias revelan las zonas con baja densidad de energía de deformación, dictando de forma equívoca las pautas de rediseño técnico que deben aplicarse sobre el chasis original:

- **Eliminación completa del material en los apoyos de aterrizaje:** En el sistema de patas, el optimizador prescribe una retirada absoluta de material en sus núcleos centrales. Al eliminar por completo el plástico en estas zonas, el software transforma los bloques macizos iniciales en estructuras esbeltas de tipo pilar o arco. Físicamente, este resultado es óptimo para el caso de carga 2 (Impacto a 3g), ya que canaliza las fuerzas verticales de compresión pura de manera directa hacia el suelo a través de los contornos exteriores, eliminando material en ejes neutros donde las tensiones son nulas.

- **Ventanas de aligeramiento localizadas en los brazos:** A lo largo de la extensión de los brazos del cuadricóptero, el algoritmo identifica pequeñas zonas discretas de baja densidad (indicadas en marrón). Estas discontinuidades sugieren la viabilidad de abrir ventanas, cajeras o taladros de alivio de masa en los laterales del perfil. Esta solución geométrica permite romper la continuidad del material en puntos específicos del alma del brazo sin penalizar la rigidez flexional requerida en el caso de carga 1 (Vuelo estacionario).

- **Reducción generalizada del espesor de pared del chasis:** El hallazgo más masivo en términos de ahorro de peso se localiza en el habitáculo central. El mapa topológico señala en color marrón la práctica totalidad de las superficies perimetrales de la estructura del chasis. Esta condición indica que las paredes originales de 3-6 mm de espesor se encuentran severamente sobredimensionadas. El software prescribe una reducción drástica y homogéneas de dicho espesor en todo el contorno del chasis, permitiendo adelgazar las paredes hacia valores límite viables para la fabricación aditiva.

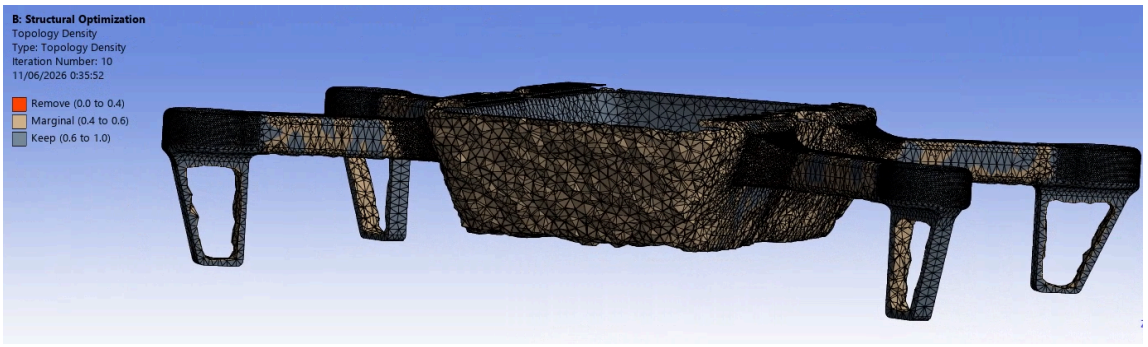


Figura 74. Geometría y mapa de densidades tras la optimización topológica

6.4 Viabilidad económica del prototipo

Para evaluar la viabilidad del desarrollo, se desglosan de forma simplificada los costes directos asociados a la fabricación material de una unidad funcional del UAV optimizado:

Tabla 32. Presupuesto de ejecución material y ensamblaje del prototipo

Concepto/componente	Descripción	Coste total (€)
Motores Brushless	4x Motor 2212 920KV	38,99 €
Variadores de velocidad	4x ESC 30A independientes	54,36 €
Hélices	4x Hélices de dos palas	45,96 €
Batería	LiPo 3s 3300 mAh	57,99 €
Controladora de vuelo	SpeedyBee F405 Mini	61,91 €
Filamento Nylon PA12-CF	Consumo de filamento chasis + tapa = 326.62 gramos (**Ver anexo 7**)	57,99 €
Amortización y Energía	Coste de uso de maquinaria FDM industrial (47 h y 6 min de impresión) (1,50 €/h)	70,65 €
Mano de Obra (Montaje)	Integración de hardware y calibración (4 horas a 25 €/h)	100 €
Total prototipo	Coste directo fabricación	487,85 €

El coste directo para la obtención del prototipo funcional e instrumentado se fija en **487,85 €**. Este valor demuestra la alta competitividad económica de la fabricación aditiva FDM frente a métodos tradicionales de mecanizado o moldes de inyección, haciendo el proyecto plenamente viable para fases de producción pre-serie o entornos de desarrollo de ingeniería ágil.

6.5 Conclusión del capítulo

La ejecución de la optimización topológica ha cumplido satisfactoriamente con los objetivos planteados, demostrando con rigor computacional que es factible alcanzar la meta de **reducción del 55% de la masa** en el espacio de diseño del UAV. La interpretación directa de los resultados ha proporcionado tres estrategias claras de aligeramiento: el vaciado total del núcleo de las patas, la apertura de ventanas críticas en los brazos y el adelgazamiento generalizado de las paredes del habitáculo. El éxito de este proceso proyecta una reducción del peso del chasis, maximizando la eficiencia energética y el ratio empuje-peso (TWR) de la aeronave.

Sin embargo, el output directo obtenido de ANSYS consiste en una malla facetada de geometría biónica y rugosa (archivo tipo .STL). Este modelo presenta superficies irregulares y contornos de transición abruptos que actúan como concentradores de tensión artificiales en el software, haciendo inviable su exportación directa a entornos de fabricación o a planos de taller industriales.

Por consiguiente, las formas biónicas esculpidas por el optimizador no constituyen el diseño final, sino que deben interpretarse como una **guía tridimensional o plantilla geométrica**. Por ello, en el **Capítulo 7,** se procederá a la reconstrucción del CAD limpia de la pieza base a las tres pautas extraídas (vaciados, ventanas y la viabilidad de fabricación mediante impresión 3D en Nylon PA12-CF).

Capítulo 7. Rediseño CAD y validación estructural

7.1 Metodología de reconstrucción geométrica

Una vez obtenido el modelo biónico residual de la optimización topológica, se procede a la fase de reconstrucción geométrica en el entorno CAD de SolidWorks. Este paso es metodológicamente indispensable, ya que traslada una malla facetada e irregular (.STL) a operaciones paramétricas limpias que garantizan la simetría, un acabado superficial óptimo y la viabilidad de fabricación.

Para la materialización del nuevo chasis mediante impresión 3D en Nylon PA12-CF, se impuso una restricción geométrica de seguridad: mantener un espesor mínimo generalizado de 2 mm. Este umbral impide el colapso de capas, evita deformaciones por contracción térmica durante la manufactura y dota al dron de una rigidez estructural sobresaliente frente a tensiones menores en condiciones de vuelo real.

7.2 Descripción de las modificaciones geométricas del chasis

A partir de las directrices de distribución de material dictadas por ANSYS, se ejecutó el modelado de la nueva geometría utilizando operaciones de diseño industrial estándar. A continuación, se detallan las modificaciones introducidas en cada región del vehículo para conciliar el alivio de peso con los requisitos funcionales y de ensamblaje.

7.2.1 Habitáculo central

La gran carcasa o bañera central, que originalmente presentaba paredes sobredimensionadas, se redujo de forma homogénea a un espesor constante de 2 mm. En consonancia de la supresión de material en zonas de baja densidad energética detectadas por el software, se incorporaron aberturas de ventilación destinadas a favorecer la refrigeración pasiva de los componentes electrónicos internos y reducir la acumulación de calor durante la operación. Estas ranuras se ubicaron estratégicamente en una disposición doble: una serie de ranuras en la zona interior delantera y otra en la zona superior trasera, promoviendo un flujo de aire continuo por convección.

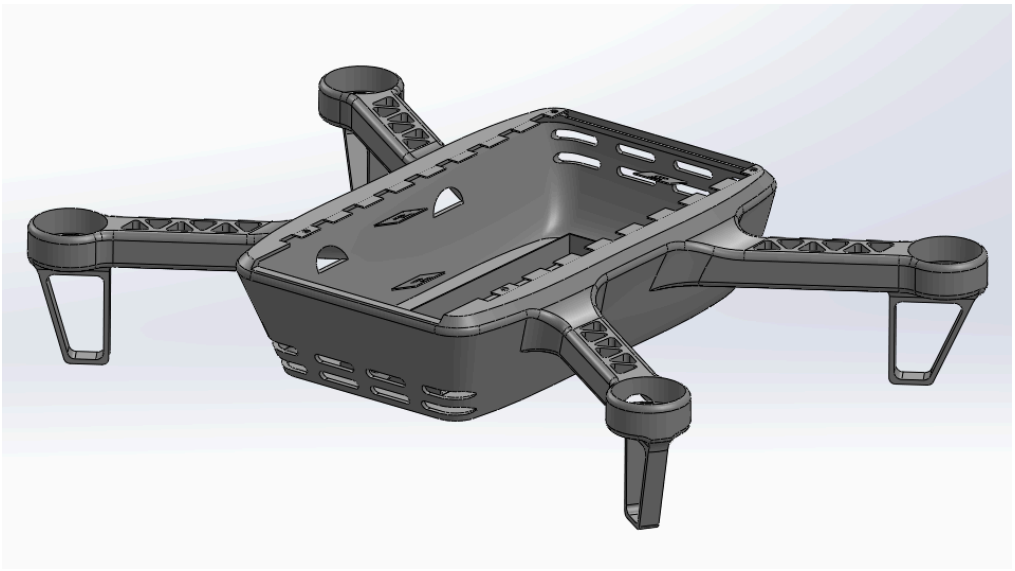


Figura 75. Vista isométrica superior del modelo CAD reconstruido en SolidWorks

7.2.2 Brazos estructurales y asientos de los motores

A lo largo del alma de los cuatro brazos se ejecutaron ventanas trianguladas en un patrón de celosía alterna. Este diseño distribuye los esfuerzos cortantes mediante tracciones y compresiones vectoriales puras, imitando una estructura de puente tipo *Warren*. Para complementar esta acción frente a la flexión vertical, se aumentó la sección en U de la parte inferior de los brazos, manteniendo un espesor mínimo de 2 mm en relación con la cara exterior. Por último, en las plataformas circulares de asiento de los motores se practicaron pequeños vaciados ciegos de un par de milímetros de profundidad en las caras no expuestas a la tornillería, aligerando el extremo del brazo sin debilitar el anclaje motriz.

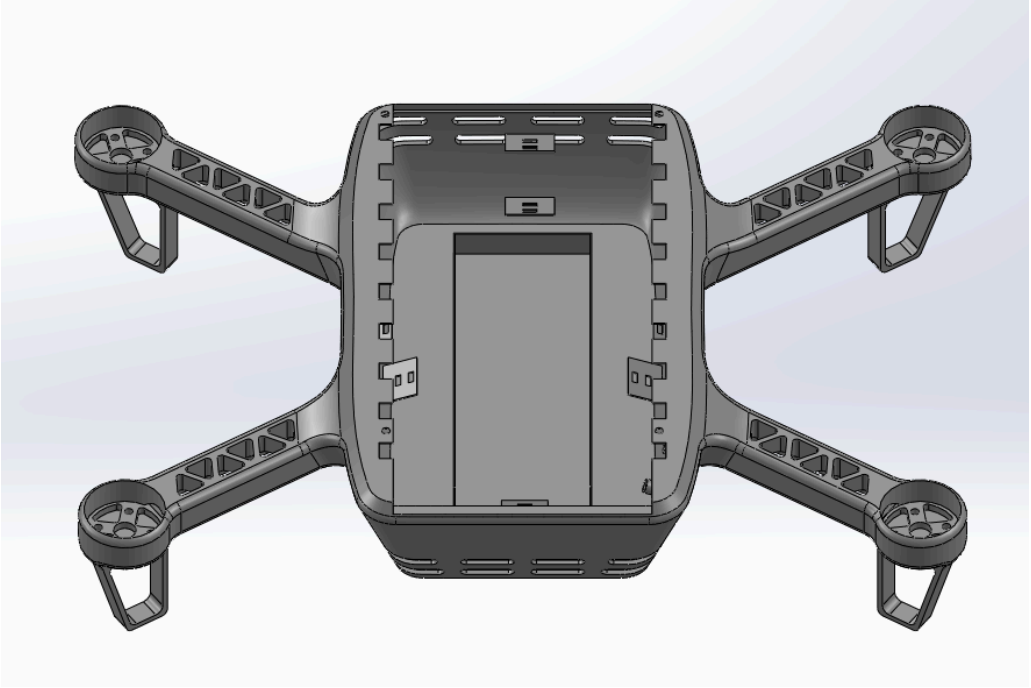


Figura 76. Vista superior centrada del modelo CAD reconstruido en SolidWorks

7.2.3 Apoyos de aterrizaje y tapa superior

Las patas de aterrizaje se sometieron a un vaciado interno pasante que eliminó por completo el núcleo macizo original, transformándolas en arcos estructurales esbeltos y elásticos capaces de absorber impactos. Del mismo modo, la tapa superior del habitáculo central se rediseñó rebajando sus espesores planos periféricos, manteniendo únicamente los nervios de sujeción mecánica esenciales para el acoplamiento con el chasis.

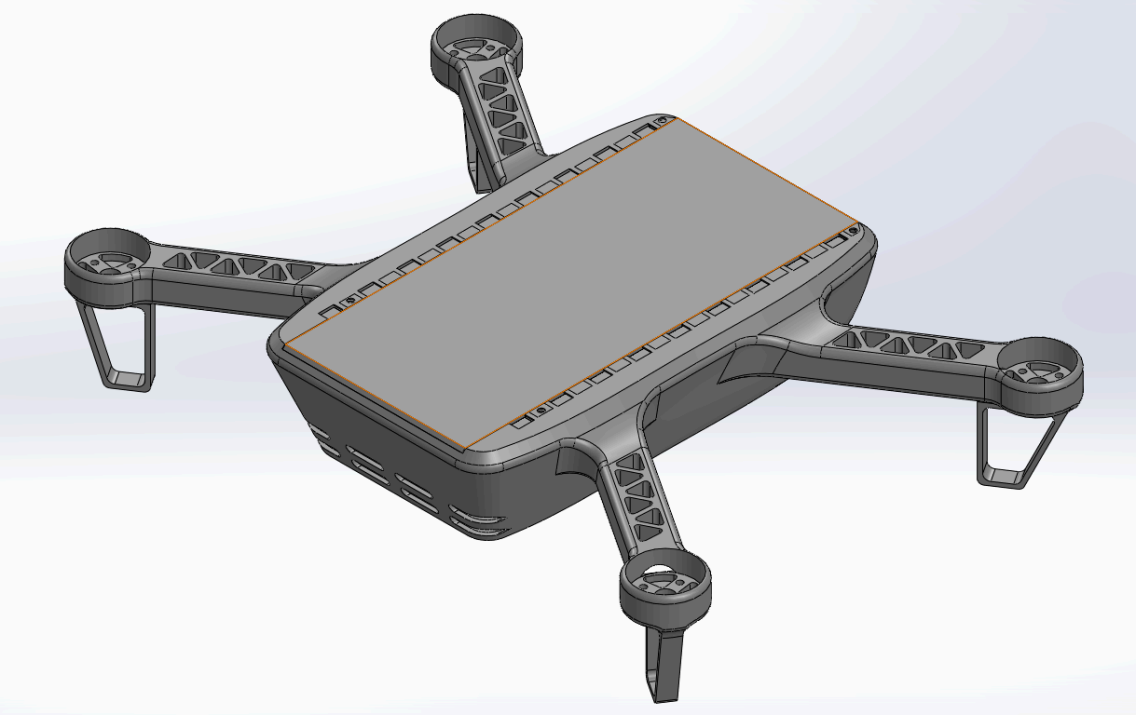


Figura 77. Vista Isométrica del chasis del drone reconstruido en SolidWorks

7.3 Balance de masas y eficiencia del aligeramiento

Para evaluar cuantitativamente el impacto de la optimización, se extrajeron las propiedades físicas de los componentes en Solidworks. La **Tabla 33** recoge la comparativa detallada entre el diseño original y el nuevo modelo biónico industrializado.

Tabla 33. Balance de masas y porcentajes de reducción de peso

Componente	Peso original (g)	Peso optimizado (g)	Masa reducida (g)	Reducción de masa (%)
Chasis principal	414.11	202.79	211.32	**51,03%**
Tapa superior	27.59	14.12	13.47	**48.82%**
Conjunto global	**441.70**	**216.91**	**224.79**	**50.89%**

Como se deduce del balance de masas, el conjunto global alcanzó una reducción real del **50.89%**. La discrepancia de apenas 4.10% respecto al objetivo teórico de 55% planteado en el entorno de optimización computacional de ANSYS se justifica por los imperativos físicos de

manufacturabilidad. Elementos constructivos críticos como el sistema de almenado perimetral de cierre y el mantenimiento estricto del espesor mínimo de 2 mm impiden que el software retire más material en esas regiones, consolidando un diseño que equilibra perfectamente la optimización matemática con la realidad fabril. En el conjunto global, la aeronave ha conseguido desprenderse de 224.79 gramos de peso muerto, lo que augura una mejora drástica en el rendimiento aerodinámico y la autonomía de la batería, quedando en un peso final de 216,91 gramos **(Figura 78)**.

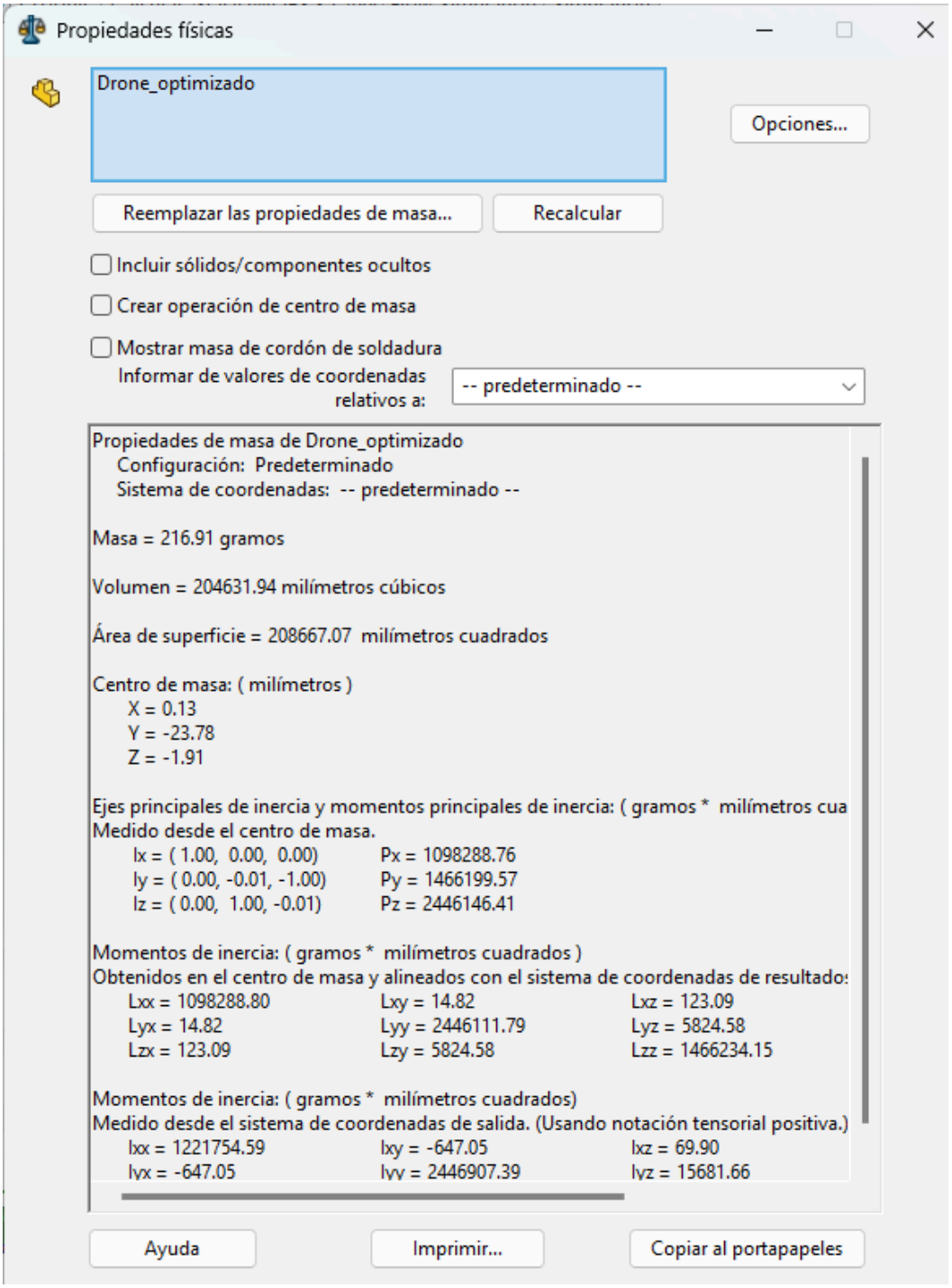


Figura 78. Propiedades físicas del drone optimizado

7.4 Validación numérica estructural del chasis optimizado

Después de hacer el rediseño del chasis del vehículo aéreo, se introduce en ANSYS el modelo aligerado para poder validar que dicha retirada de material no afecte a la integridad física del chasis del UAV. Por ello, se someterá a los mismos ocho escenarios que el chasis base descritos en el Capítulo 5 con las mismas condiciones de contorno y cargas empleadas.

Para cada caso al igual que en el **Capítulo 5,** se estudiarán los mapas de tensiones proporcionados por ANSYS de Von Mises para localizar las zonas de tensión máxima, la deformación total de la estructura y su factor de seguridad. Los valores de las simulaciones de los ocho casos se recogen en la **Tabla 42**.

7.4.1 Caso de carga 1: condición de vuelo a máximo empuje

El primer escenario simula la respuesta estructural del drone cuando los cuatro motores ejercen su fuerza de empuje máximo vertical ascendente de forma simultánea, contrarrestada por la inercia del peso de los componentes internos alojado en el interior del habitáculo central.

- **Tensión equivalente de Von Mises:** El mapa de tensiones que proporciona ANSYS al terminar la simulación (**Figura 79**) se puede observar que la tensión máxima de Von Mises (15,86 MPa) se concentra en la unión inferior de los brazos al chasis central debido al efecto voladizo que crean los brazos por la fuerza de empuje de los cuatro motores. La tensión es muy cercana a cero en zonas del chasis y extremo de los brazos. Aun así, las zonas de tensión máxima se mantienen bastante alejadas de la tensión máxima del PA12-CF.

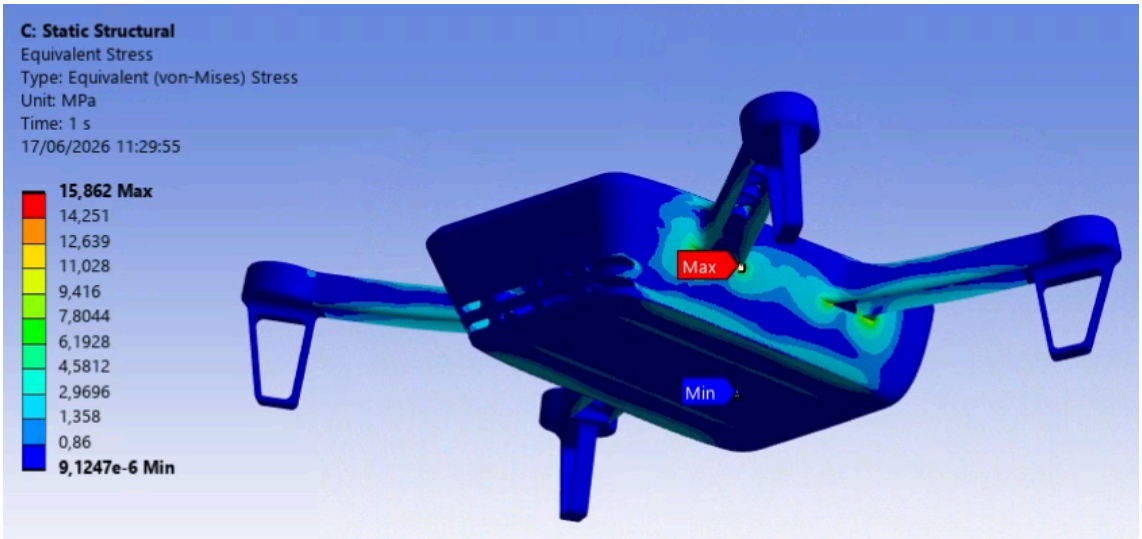


Figura 79. Distribución de tensiones de Von Mises del chasis optimizado del caso 1

- **Deformación total:** La deformación total máxima del chasis es de **1,08 mm (Figura 80)**, como se puede ver. La deflexión máxima se observa en la simulación en los extremos de los brazos de manera simétrica y nula en la zona central del chasis. No es una magnitud preocupante en cuanto a vuelo normal.

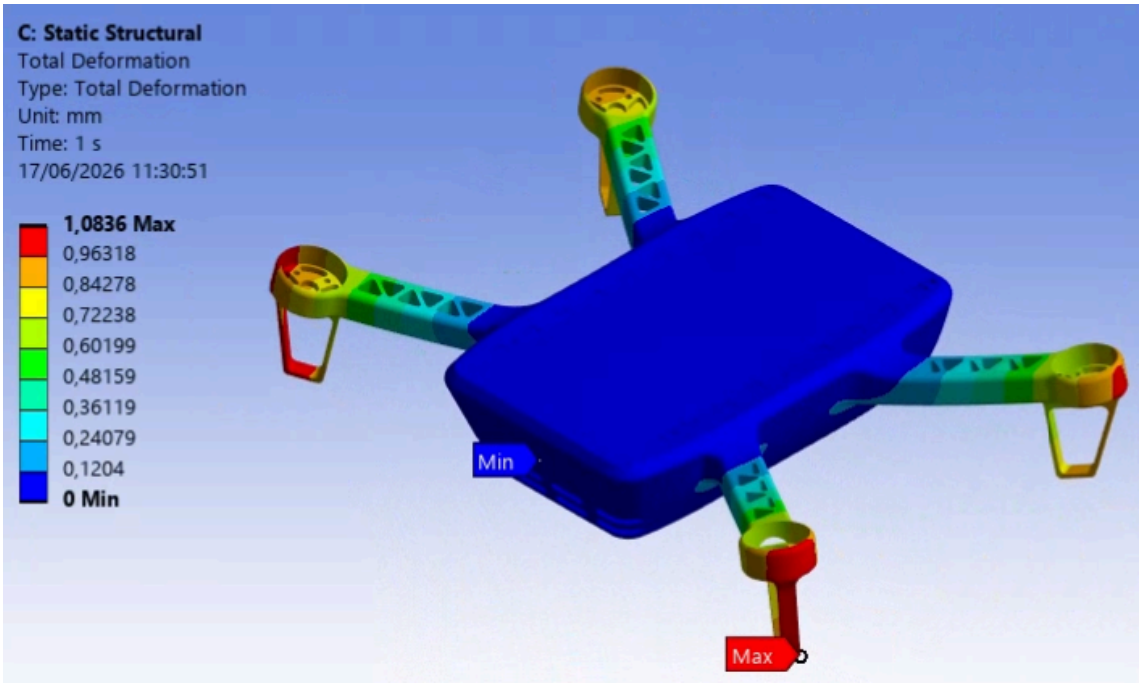


Figura 80. Deformaciones totales del caso 1

- **Factor de seguridad:** El coeficiente de seguridad mínimo obtenido es de **4.37 (Figura 81)**. En donde se puede ver localizado en los encastres entre el brazo y el chasis, siendo la zona que más sufre como se vió en el mapa de tensiones (15,86 MPa). Lo bueno de este factor es que sigue teniendo margen hasta el factor de seguridad mínimo definido en 2 en los criterios de diseño.

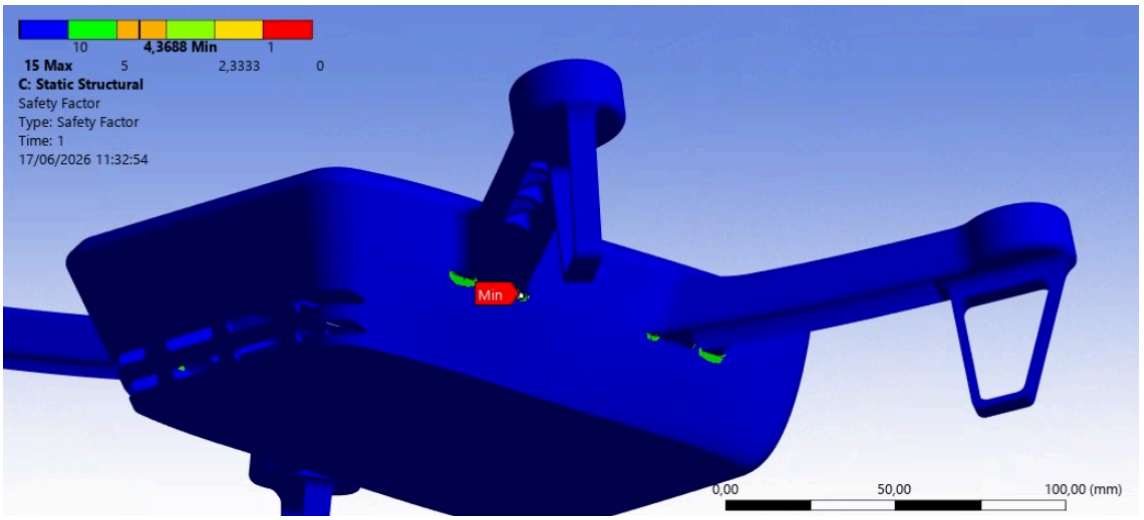


Figura 81. Distribución del factor de seguridad del caso 1

Tabla 34. Resumen resultados chasis optimizado caso 1 comparados con el límite admisible

Parámetro	Resultado ANSYS	Límite admisible	Estado
Tensión máxima de Von Mises (MPa)	15,86	34,65	Cumple
Deformación total brazos (mm)	1,08	Depende del Ratio con la longitud del brazo (101,36)	Cumple
Deformación máxima material (mm)	1,08	6,27	Cumple
Factor de seguridad mínimo	4,36	2	Cumple

7.4.2 Caso de carga 2: condición de vuelo a máximo empuje más viento normal lateral

El segundo escenario sigue con la configuración de la del primero solo que se le añade la acción de un **viento lateral de 10 m/s**, aplicada como una **presión equivalente de 73,50 Pa** sobre las **caras laterales** que estarían expuestas al viento. Se podría comprobar si una vez realizada la reducción de masa, la acción de arrastre aerodinámico del viento llega a alterar la tensión de forma apreciable o sigue siendo la fuerza de empuje la principal causante.

- **Tensión equivalente de Von Mises:** Como se puede ver en el mapa de tensiones (**Figura 82**) muestra la tensión máxima de Von Mises (**14,59 MPa**) donde se concentra en el mismo sitio que el caso anterior pero con una pequeña disminución de la tensión debida a la acción del viento, demostrando que la tensión generada por el viento es insignificante ante las fuerzas de los rotores que son las fuerzas que predominan, como mucho la acción del viento lo que hace es aliviar las tensiones generadas por los rotores.

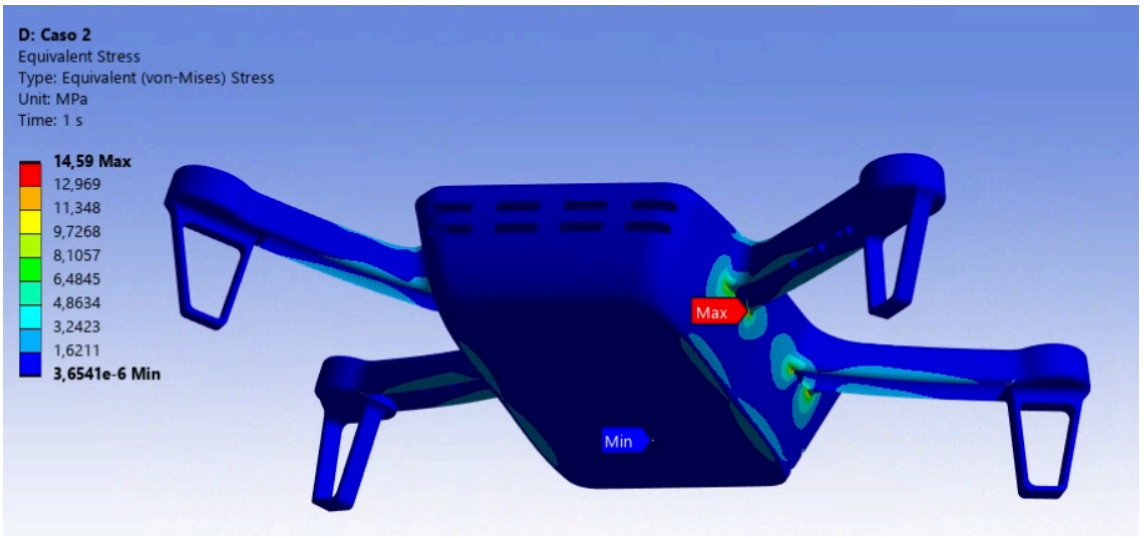


Figura 82. Distribución de tensiones de Von Mises del chasis optimizado del caso 2

- **Deformación total:** La deformación máxima (**Figura 83**) que se observa es muy ligeramente superior respecto a la del caso 1 teniendo una tensión menor, esto se debe a la acción del viento lateral, en donde en el lado derecho que es donde se ha aplicado muestra una deformación total de 1,1 mm respecto los 1,08 mm del caso 1 y el lado contrario a la que el viento no afecta. También se observa que la parte central del drone son prácticamente nulos.

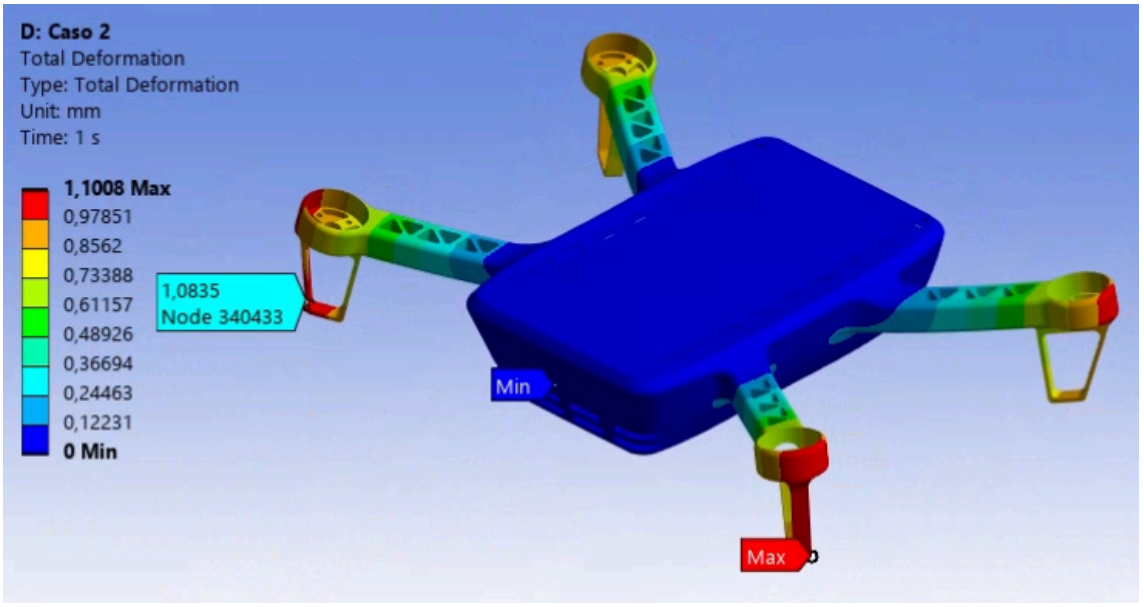


Figura 83. Deformaciones totales del caso 2

- **Factor de seguridad:** El coeficiente de seguridad mínimo obtenido en este caso es de **4.75 (Figura 84)**. En donde se vuelve a localizar en los encastres entre el brazo y el chasis, siendo la zona que más sufre por las tensiones generadas de los motores, pero gracias a la acción del viento, aumenta ligeramente el coeficiente de seguridad respecto al caso anterior aumentado así su margen mínimo de 2 definido en los criterios de diseño.

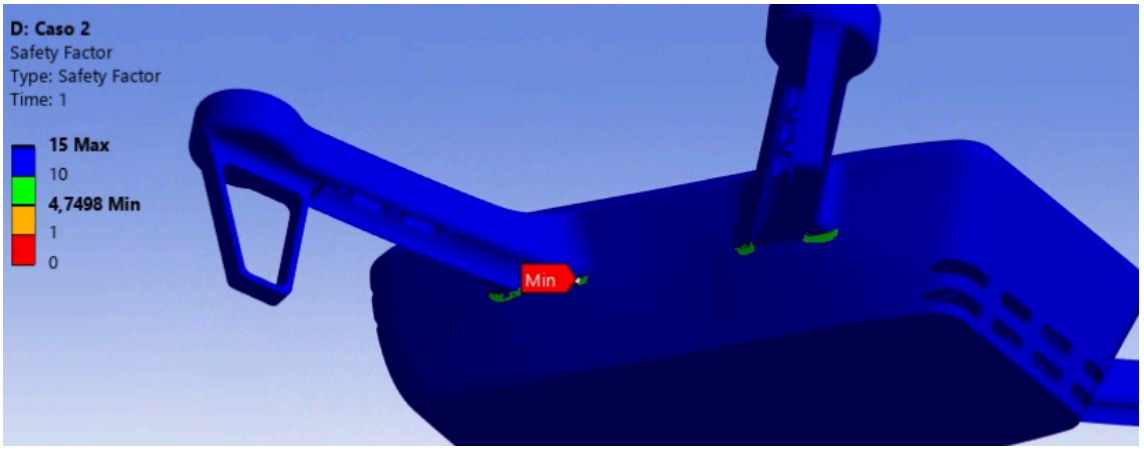


Figura 84. Distribución del factor de seguridad del caso 2

Tabla 35. Resumen resultados chasis optimizado caso 2 comparados con el límite admisible

Parámetro	Resultado ANSYS	Límite admisible	Estado
Tensión máxima de Von Mises (MPa)	14,59	34,65	Cumple
Deformación total brazos (mm)	1,10	Depende del Ratio con la longitud del brazo (101,36)	Cumple
Deformación máxima material (mm)	1,10	6,27	Cumple
Factor de seguridad mínimo	4,75	2	Cumple

7.4.3 Caso de carga 3: condición de vuelo a máximo empuje más viento agresivo lateral

El tercer escenario continúa con la configuración del caso 2 pero se le aumenta el viento a 17 m/s, llegando a una presión estática de 212,41 Pa. Con este caso al aumentar la acción de las condiciones meteorológicas se busca ver si con el aligeramiento de las secciones la estructura se ha vuelto más sensible a este tipo de acciones.

- **Tensión equivalente de Von Mises:** Se saca en conclusión con el mapa de tensiones (**Figura 85**) con una tensión máxima de 14,62 MPa, la estructura no se ha vuelto más sensible a las condiciones meteorológicas sino sólo a las fuerzas generadas por los motores en los brazos. Como es de esperar la tensión máxima se concentra en el mismo sitio que el caso anterior pero esta vez con un pequeño aumento de la tensión debida a la acción de este viento más agresivo.

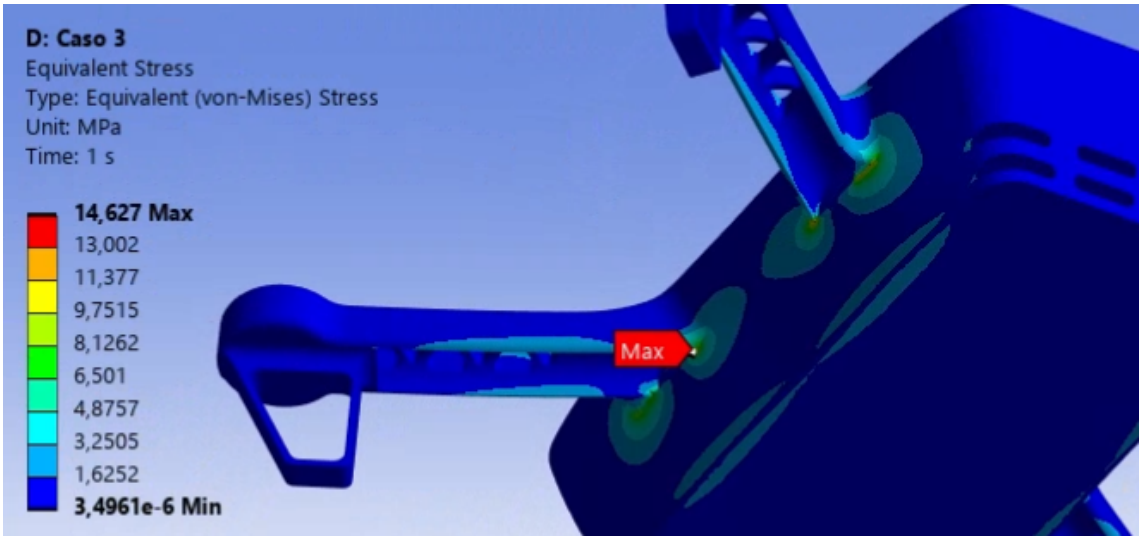


Figura 85. Distribución de tensiones de Von Mises del chasis optimizado del caso 3

- **Deformación total:** La deformación máxima obtenida (**Figura 86**) es de 1,08 mm, como en el anterior caso, la acción del viento no repercute en la deflexión crítica de los brazos sino más bien es una acción despreciable en cuanto a las fuerzas de los motores en los extremos de los brazos.

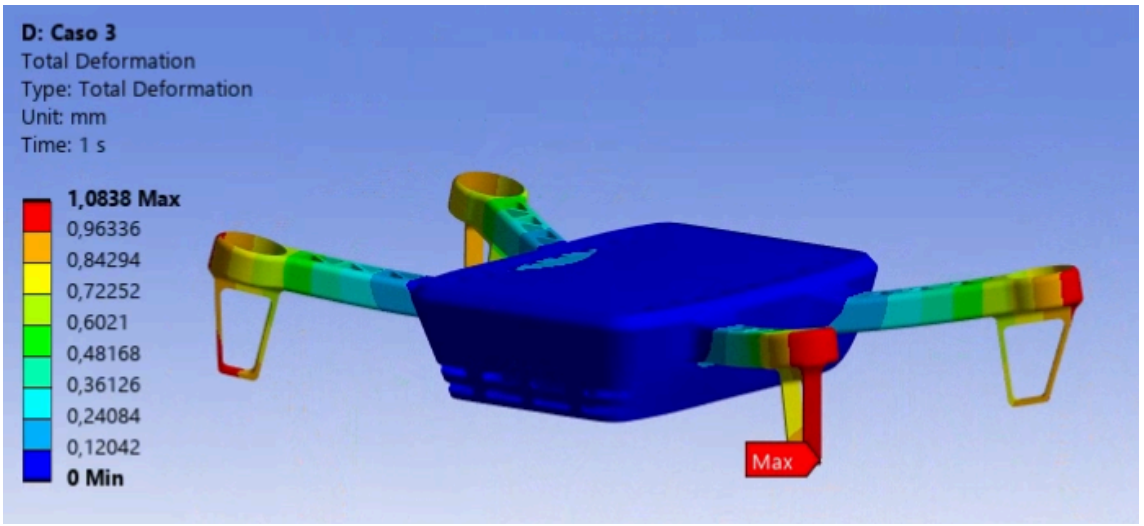


Figura 86. Deformaciones totales del caso 3

- **Factor de seguridad:** Como es de esperar, el factor de seguridad obtenido es de 4.73 **(Figura 87)** situado en el mismo sitio que el caso anterior, en las zonas de unión del brazo-habitáculo, generado principalmente por la fuerza de los motores y manteniendo el margen hasta el factor de seguridad mínimo 2.

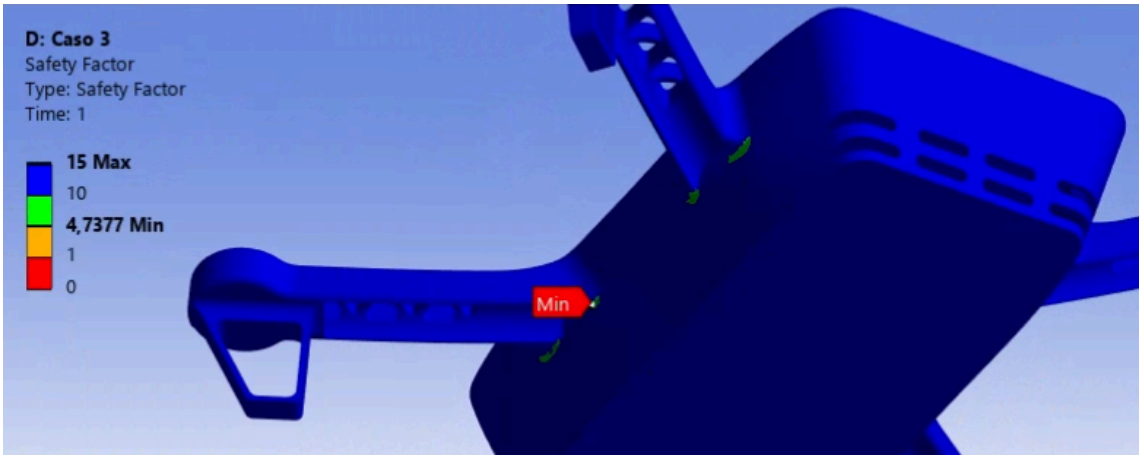


Figura 87. Distribución del factor de seguridad del caso 3

.

Tabla 36. Resumen resultados chasis optimizado caso 3 comparados con el límite admisible

Parámetro	Resultado ANSYS	Límite admisible	Estado
Tensión máxima de Von Mises (MPa)	14,63	34,65	Cumple
Deformación total brazos (mm)	1,08	Depende del Ratio con la longitud del brazo (101,36)	Cumple
Deformación máxima material (mm)	1,08	6,27	Cumple
Factor de seguridad mínimo	4,74	2	Cumple

7.4.4 Caso de carga 4: Máximo empuje con viento normal frontal

El cuarto caso es el último de los de acción de viento con el objetivo de ver si al cambiar de orientación el viento es capaz de modificar el estado tensional del drone, siendo esta vez empleado el viento por la parte frontal con la magnitud de 73,50 Pa, misma velocidad de viento que el caso 2 siendo 10 m/s.

- **Tensión equivalente de Von Mises:** La tensión máxima obtenida (**Figura 88**) de 14,38 MPA con la dirección del viento en el sentido longitudinal del chasis, demuestra como pasaba en los casos donde el viento era empleado de forma lateral que es un valor insignificante para el estado tensional comparado con la fuerza que ejercen los motores en los extremos de los brazos, por lo cual el viento no altera el funcionamiento del drone.

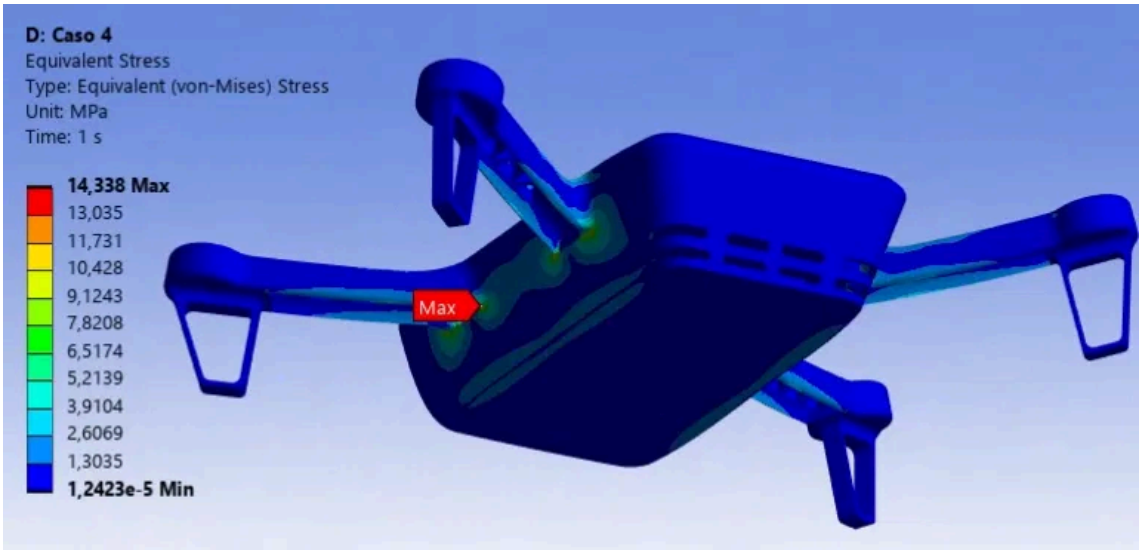


Figura 88. Distribución de tensiones de Von Mises del chasis optimizado del caso 4

- **Deformación total:** La deformación máxima obtenida (**Figura 89**) es de 1,09 mm, prácticamente la misma que en el anterior caso y manteniendo el chasis en una deformación nula, solo que en este caso al ir el viento en el sentido longitudinal, los brazos delanteros flexan un poco más que los traseros como se puede observar el cambio de color rojo en las patas delanteras y anaranjado en las traseras, por lo tanto la acción del viento no repercute en la deflexión crítica de los brazos, sino que es despreciable frente a las fuerzas de los motores en los extremos de los brazos.

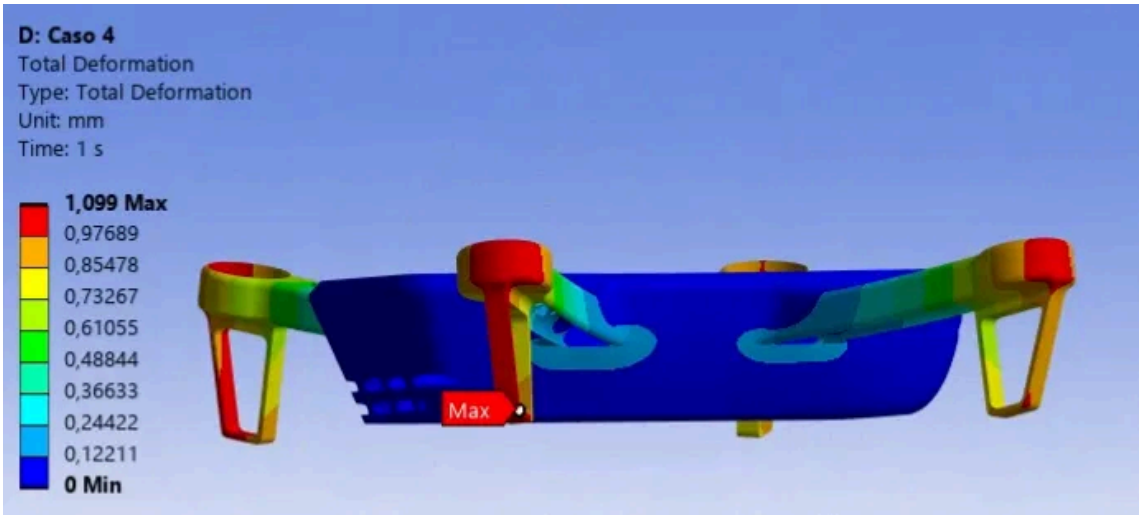


Figura 89. Deformaciones totales del caso 4

- **Factor de seguridad:** En este apartado no hay mucha más que añadir que lo comentado en los anteriores casos, en donde en este obtenemos prácticamente el mismo valor de factor de seguridad de 4,83 **(Figura 90),** situado en el mismo sitio que el caso anterior y manteniendo el margen hasta el factor de seguridad mínimo 2.

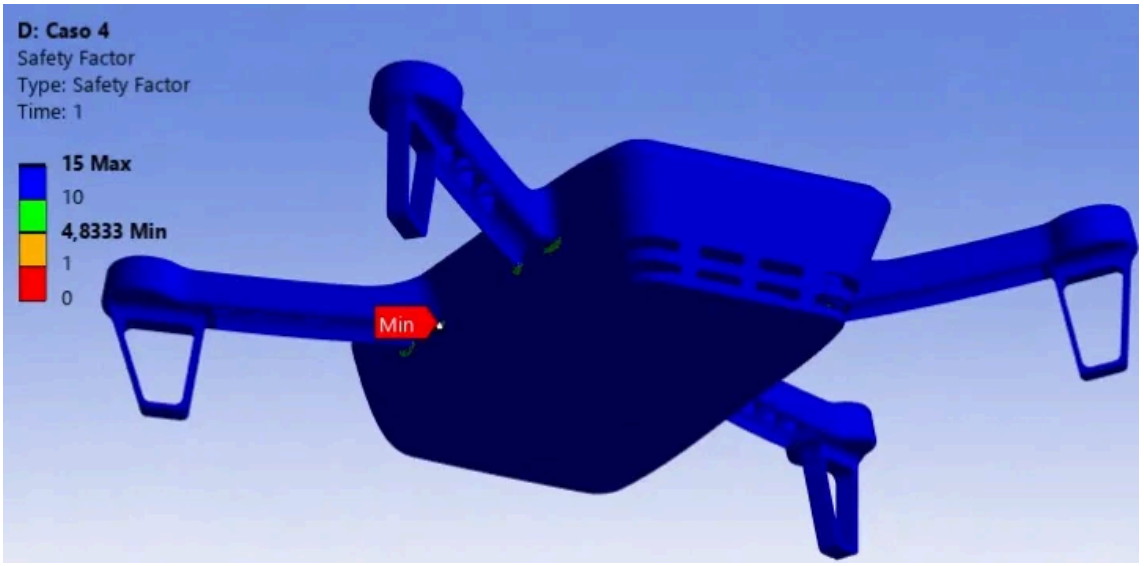


Figura 90. Distribución del factor de seguridad del caso 4

Tabla 37. Resumen resultados chasis optimizado caso 4 comparados con el límite admisible

Parámetro	Resultado ANSYS	Límite admisible	Estado
Tensión máxima de Von Mises (MPa)	14,34	34,65	Cumple
Deformación total brazos (mm)	1,10	Depende del Ratio con la longitud del brazo (101,36)	Cumple
Deformación máxima material (mm)	1,10	6,27	Cumple
Factor de seguridad mínimo	4,83	2	Cumple

7.4.5 Caso de carga 5: Fallo crítico de un motor

El quinto escenario es el del fallo de uno de los motores mientras que los otros sigue operando a su máximo régimen para ver cómo se comporta el chasis optimizado ante este desequilibrio, el motor de fallo se ha estimado que será el trasero derecho al igual que el la simulación del **Capítulo 5** del drone sin optimizar, dejando así a los tres motores a una fuerza de empuje de 8,34 N y el otro a 0 N.

- **Tensión equivalente de Von Mises:** La tensión máxima obtenida de esta simulación (**Figura 91**) nos da un valor que ha aumentado respecto a todos los casos anteriores ascendiendo a 20,26 MPa, la ubicación de la tensión máxima por lo contrario sigue estando en la unión inferior del brazo y el habitáculo, pero esta vez no esta simétrico por culpa del fallo motor. Aun así con el fallo de uno de los motores, el drone no entraría en colapso ya que tiene bastante margen hasta el límite del material.

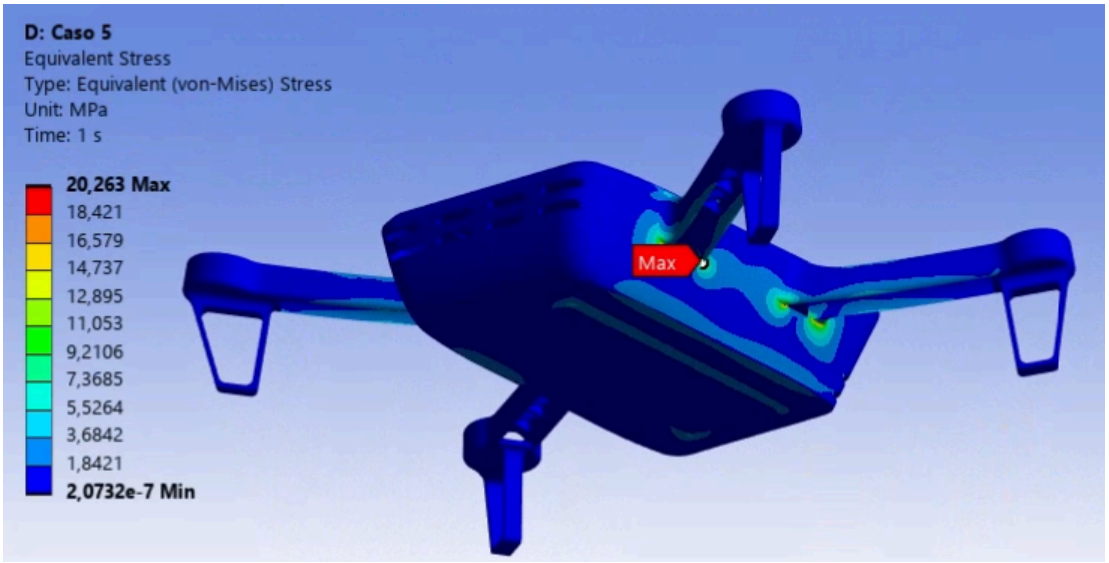


Figura 91. Distribución de tensiones de Von Mises del chasis optimizado del caso 5

- **Deformación total:** La deformación máxima obtenida (**Figura 92**) es de 1,82 mm, como es lógica notablemente mayor que los otros casos debido al fallo de ese motor y el empuje de los tres, haciendo que la deformación total sea asimétrica un lado que el otro, como se en el lado izquierdo (vista desde atras del drone) el mapa de deformación muestra las patas de un color rojo, mientras de la única para que tiene su motor en funcionamiento del lado derecha presenta unos colores amarillentos en torno a 1,30 mm de deformación.

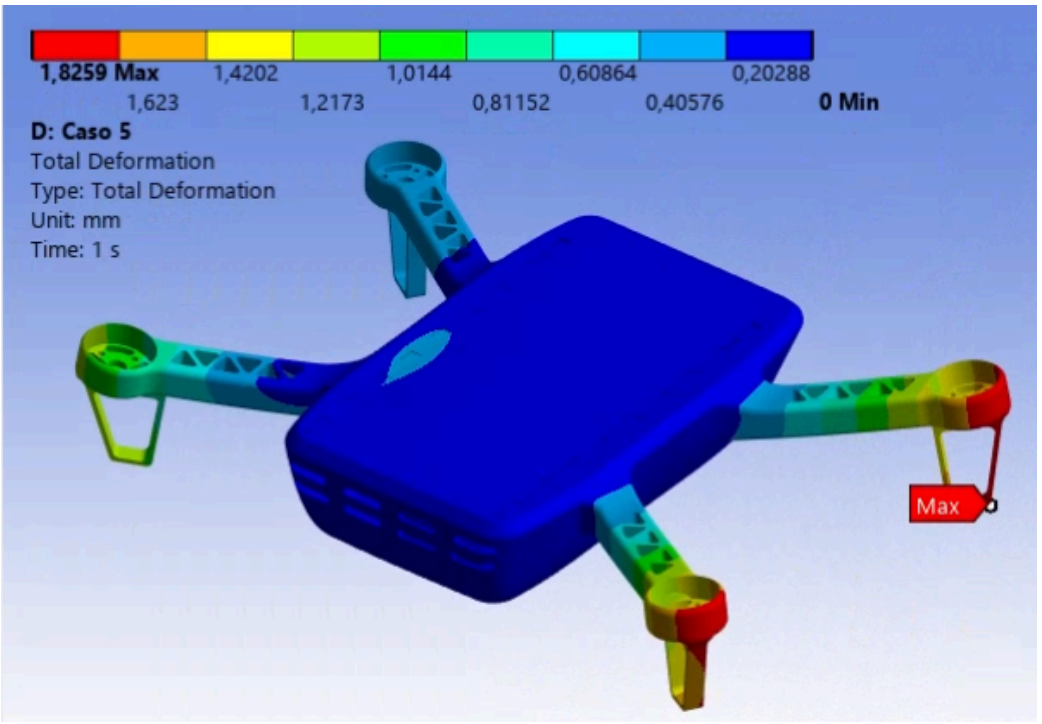


Figura 92. Deformaciones totales del caso 5

- **Factor de seguridad:** El factor de seguridad como es predecible por el aumento de la tensión, aumenta respecto a los otros casos, mostrando un valor de 3,42 **(Figura 93).** Lo que no ha cambiado ha sido la misma zona que los anteriores, aun así con esta disminución del factor de seguridad se sigue manteniendo el margen hasta el factor de seguridad mínimo 2.

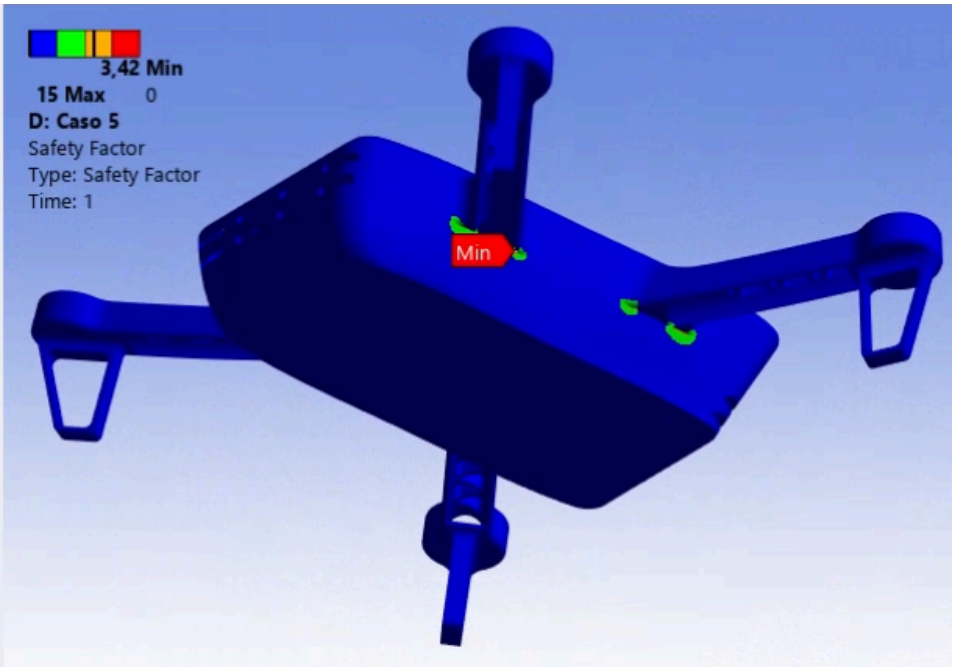


Figura 93. Distribución del factor de seguridad del caso 5

Tabla 38. Resumen resultados chasis optimizado caso 5 comparados con el límite admisible

Parámetro	Resultado ANSYS	Límite admisible	Estado
Tensión máxima de Von Mises (MPa)	20,26	34,65	Cumple
Deformación total brazos (mm)	1,83	Depende del Ratio con la longitud del brazo (101,36)	Cumple
Deformación máxima material (mm)	3,42	6,27	Cumple
Factor de seguridad mínimo	3,42	2	Cumple

7.4.6 Caso de carga 6: Aterrizaje forzoso sobre las cuatro patas

El sexto escenario de simulación de impactos que podría tener el drone para ver si es capaz de soportar dichos impactos una vez ya optimizado el drone, comenzando por el del aterrizaje forzoso, que como en el **capítulo 5**, se ajustan los fixed support en las zonas de impacto, en este caso la parte de abajo de las patas de aterrizaje y se **aplica una aceleración de 6 g**, además de añadir las masas de los componentes COTS en ANSYS.

- **Tensión equivalente de Von Mises:** La tensión máxima obtenida de esta simulación de aterrizaje forzoso de una **tensión máxima de 5,04 MPa** (**Figura 94**), justo en la zona superior interior del vaciado de las patas como se puede ver y otras zonas en donde la tensión también ha aumentado respecto a la simulación del drone base es en las uniones de los brazos al habitáculo en donde se aprecia una concentración de colores anaranjado justo en la unión de un valor de 4,11 MPa, la zona media baja del

habitáculo justo donde está alojada la batería que es el componente de mayor masa y otras zonas con tensión que se pueden observar son las uniones de las patas de aterrizaje con los brazos en donde destaca una concentración de color verdoso estimando unos 2 MPa.

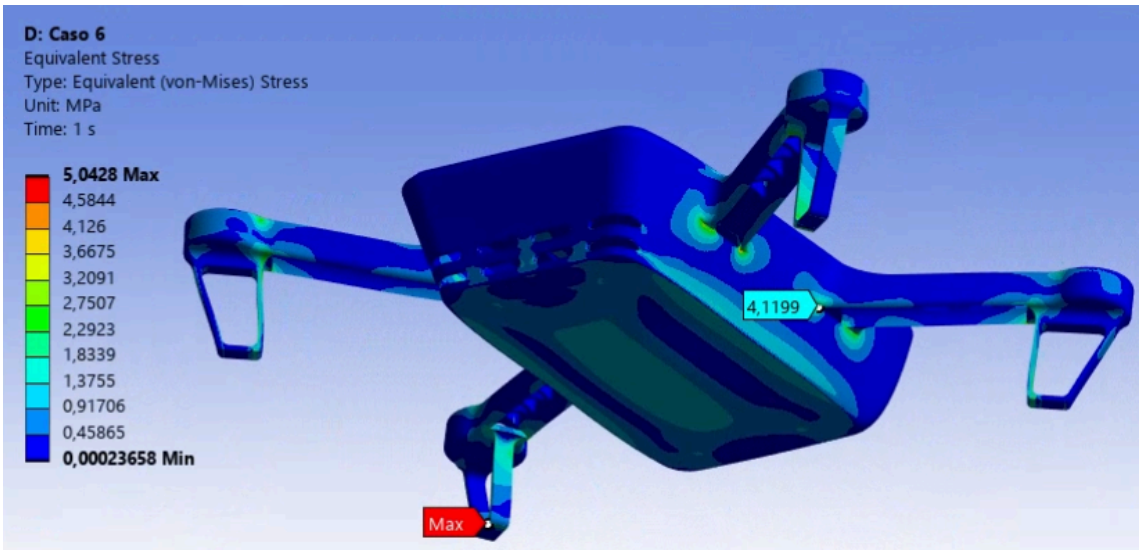


Figura 94. Distribución de tensiones de Von Mises del chasis optimizado del caso 6

- **Deformación total:** La deformación máxima obtenida es de 0,36 mm (**Figura 95**) en la zona del habitáculo central justo donde está ubicada la batería, esto se debe a que es el componente más pesado que tiene el drone, en cambio, hacia las partes superiores hasta la unión de los brazos con el habitáculo vemos cómo mantiene un color verde de apenas 0,20 mm. Aun con la reducida de material no presenta deflexiones críticas en este aterrizaje forzoso.

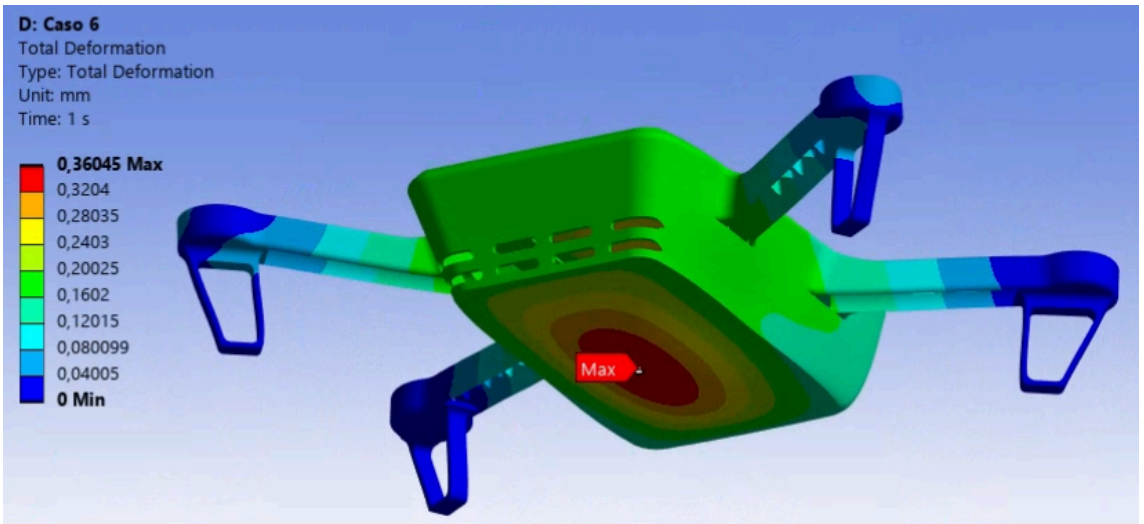


Figura 95. Deformaciones totales del caso 6

- **Factor de seguridad:** Como era de esperar después de ver las tensiones y las deformaciones de este escenario, presenta un valor alto de 13,75 **(Figura 96)** en la zona más crítica que es la parte interior superior de esa pata aligerada por completo, aun así se ve perfectamente que el drone es capaz de resistir este aterrizaje forzoso sin ningún

problema crítico con un margen bastante holgado al factor de seguridad mínimo definido en 2.

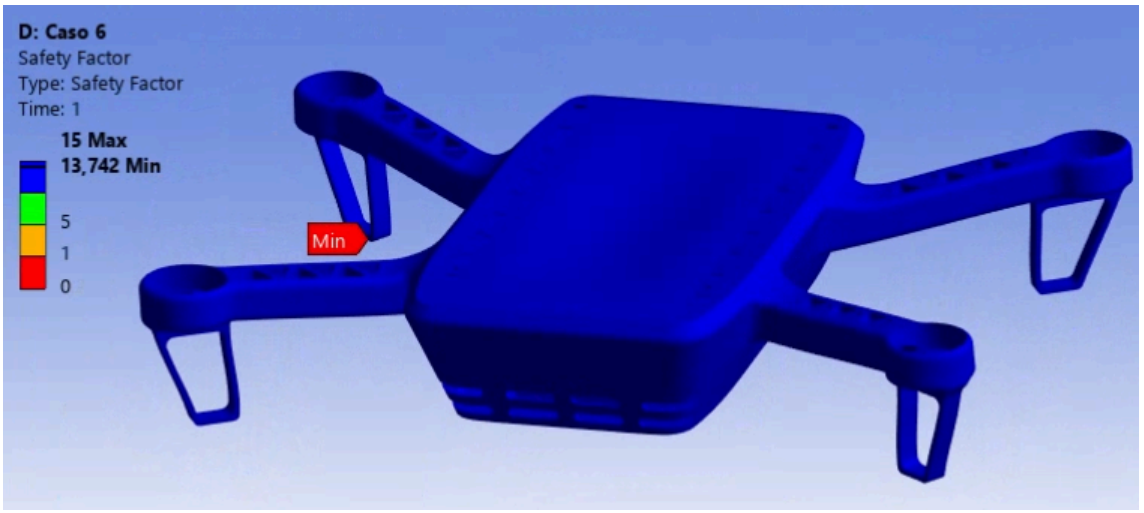


Figura 96. Distribución del factor de seguridad del caso 6

Tabla 39. Resumen resultados chasis optimizado caso 6 comparados con el límite admisible

Parámetro	Resultado ANSYS	Límite admisible	Estado
Tensión máxima de Von Mises (MPa)	5,04	34,65	Cumple
Deformación máxima material (mm)	0,36	6,27	Cumple (despreciable)
Factor de seguridad mínimo	13,74	2	Cumple

7.4.7 Caso de carga 7: impacto sobre las dos patas delanteras

El séptimo caso es el más crítico ya que toda la energía se concentra en las dos patas delanteras las cuales han sido aligeradas y reducidas su masa, por lo cual su rigidez en comparación el chasis base es bastante distinta. Este caso se moldea igual que el anterior solo que cambiando la fijación de las patas a dos en vez de a cuatro.

- **Tensión equivalente de Von Mises:** La tensión máxima obtenida de esta simulación muestra 93,60 MPa (**Figura 97**), lo que es erróneo ya que es un único punto con ese valor que se sitúa en la arista del fixed support, por ello se han sacado dos probetas con valores de 45,54 MPa, situando esta tensión como la máxima verdadera de esta simulación, tensión que se ubica en el ancho de 2mm de la estructura de la pata que ha quedado después de la optimización y otra tensión destacable es la de la unión entre el brazo y el tren de aterrizaje con una tensión de 20,40 MPa. Este escenario confirma que es el más crítico como era de esperar ante un impacto así y más sobre el lugar del impacto que han sido únicamente las dos patas delanteras.

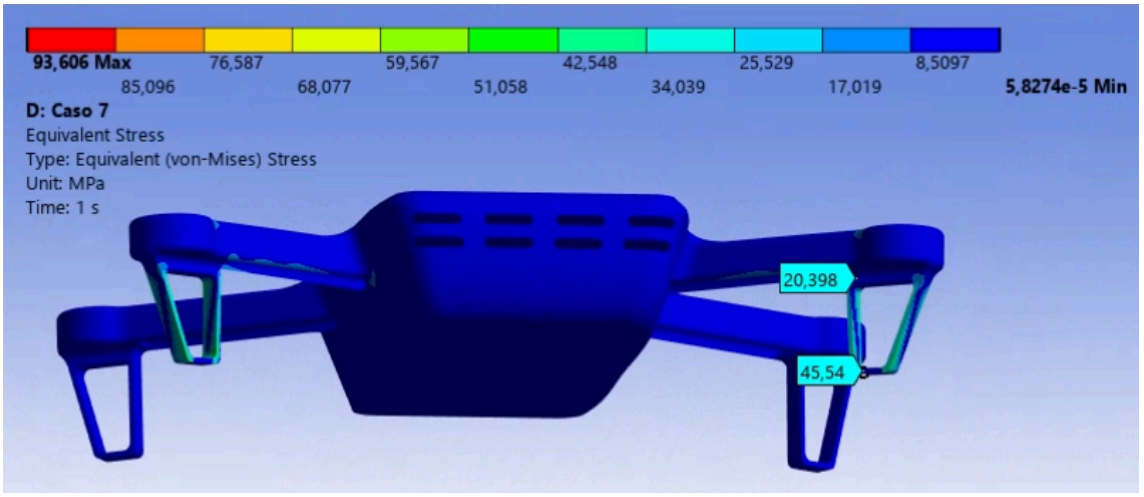


Figura 97. Distribución de tensiones de Von Mises del chasis optimizado del caso 7

- **Deformación total:** La deformación máxima obtenida es de 19,82 mm (**Figura 98**), una magnitud muy superior a la de los demás escenarios y predecible ante el tipo de impacto que es, siendo ya una deflexión a tener en cuenta. También se puede ver como el nivel de deformación va aumentado progresivamente desde la parte trasera del drone hasta la parte delantera que es donde se ha producido el impacto.

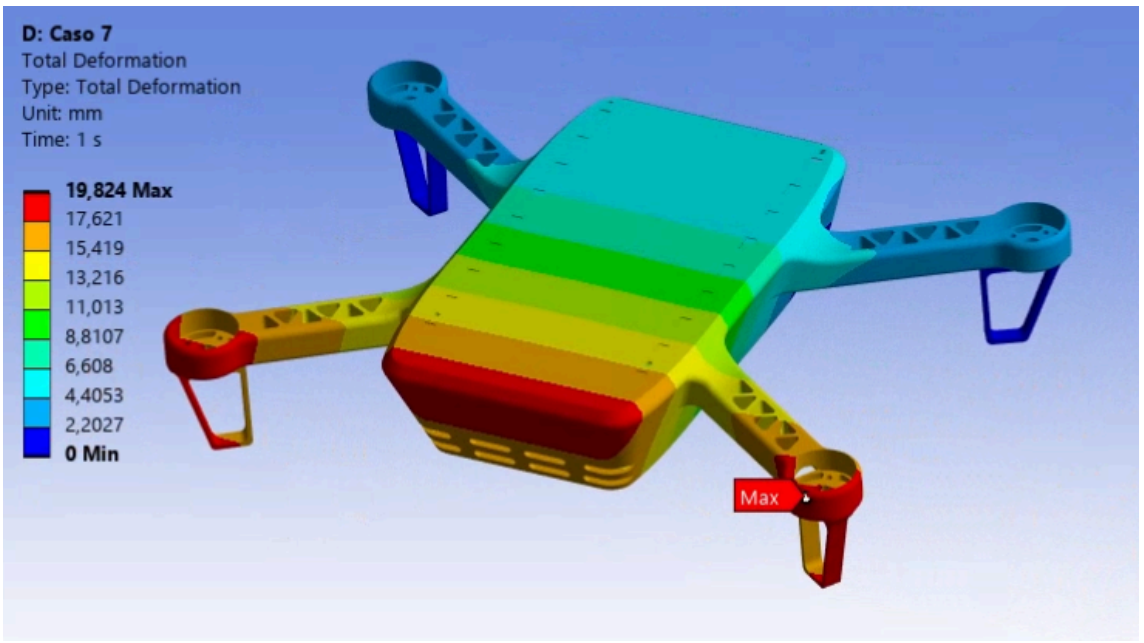


Figura 98. Deformaciones totales del caso 7

- **Factor de seguridad:** Con el factor de seguridad pasa lo mismo que con la tensión de Von Mises con el valor erróneo situado en la arista del fixed support dando 0,74 **(Figura 99)**. Si calculamos analíticamente el factor de seguridad con la tensión máxima que hemos encontrado real de 45,54 MPa, obtenemos un factor de seguridad de 1,52. El cual está por debajo del límite establecido por los requisitos de diseño de 2 aunque no demasiado lejos, esto aun así demuestra que el drone sería capaz de resistir el golpe sin que sea excesivamente crítico.

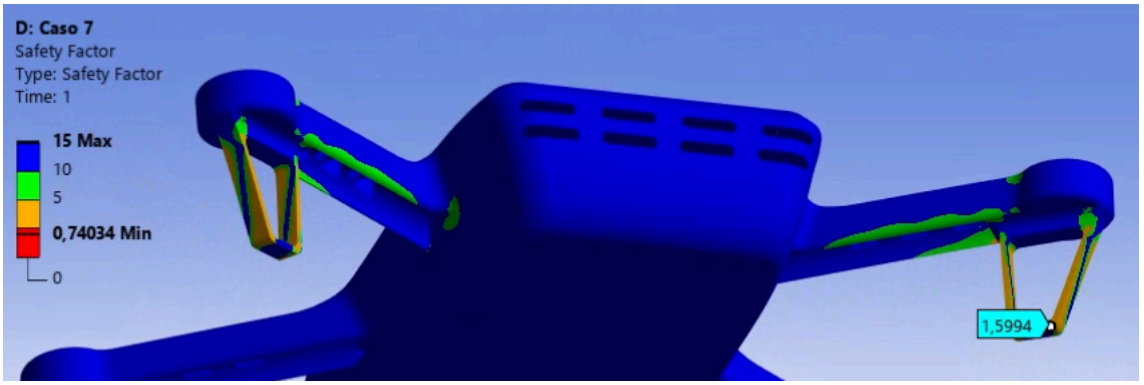


Figura 99. Distribución del factor de seguridad del caso 7

Tabla 40. Resumen resultados chasis optimizado caso 7 comparados con el límite admisible

Parámetro	Resultado ANSYS	Límite admisible	Estado
Tensión máxima de Von Mises (MPa)	45,54	34,65	No cumple
Deformación máxima material (mm)	19,82	6,27	No cumple
Factor de seguridad mínimo	1,52	2	No cumple

7.4.8 Caso de carga 8: impacto frontal sobre el chasis

El último de los ocho escenarios, que representa el impacto frontal sobre el chasis, se configura igual que los casos anteriores de impacto, solo que este se fija la parte frontal del chasis y se le aplica una **aceleración de 9 g**. Este caso permitirá ver cómo reacciona el chasis ante un impacto frontal.

- **Tensión equivalente de Von Mises:** La tensión máxima obtenida de esta simulación muestra 7,33 MPa (**Figura 100**), pero sucede lo mismo que con el caso anterior, esa tensión máxima se emplea justo en la esquina que termina el fixed support y lo expresa prácticamente como un punto, lo cual con la ayuda de una probeta, se ha seleccionado otra ubicación relevante para obtener una tensión, ese lugar elegido a sido la unión del brazo con el habitáculo, en donde se aprecia una **tensión de 2,90 MPa** que ejerce el brazo a la hora del impacto, aun con la reducción hasta 2 mm del chasis, sigue siendo una tensión bastante pequeña para que genere una preocupación este impacto.

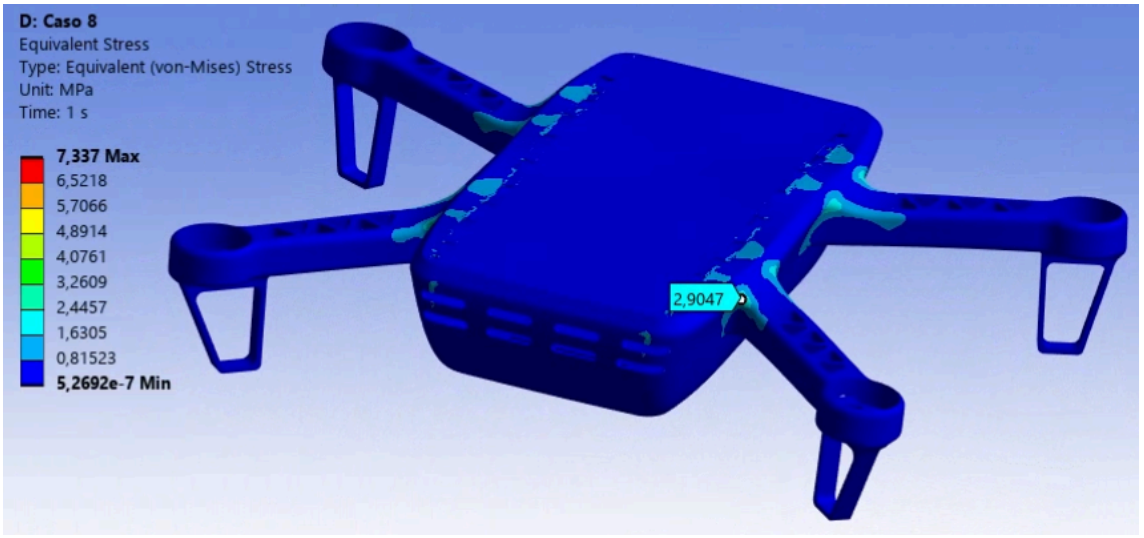


Figura 100. Distribución de tensiones de Von Mises del chasis optimizado del caso 8

- **Deformación total:** La deformación máxima obtenida es de 0,27 mm (**Figura 101**), prácticamente insignificante y cero preocupante, se localiza en la pata más alejada del impacto como es lógico. También se puede observar que el chasis queda prácticamente intacto. Aun con la reducida de material no presenta deflexiones críticas en este aterrizaje forzoso.

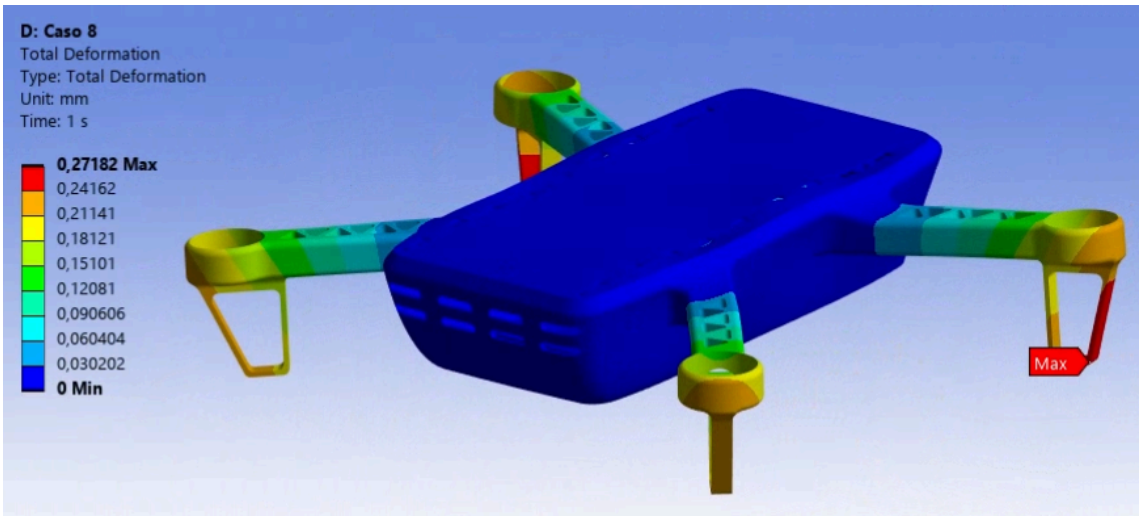


Figura 101. Deformaciones totales del caso 8

- **Factor de seguridad:** Con el factor de seguridad pasa lo mismo que con la tensión de Von Mises con el valor erróneo situado en la esquina del fixed support dando 9,44 **(Figura 102)**. Si calculamos analíticamente el factor de seguridad con la tensión máxima que hemos encontrado real de 2,90 MPa, obtenemos un factor de seguridad de 23,86. El cual está muy por encima del límite establecido por los requisitos de diseño de 2, al igual que el resto del chasis, esto nos deja ver que el drone es capaz de resistir este impacto y que es posible todavía reducir masa del propio drone.

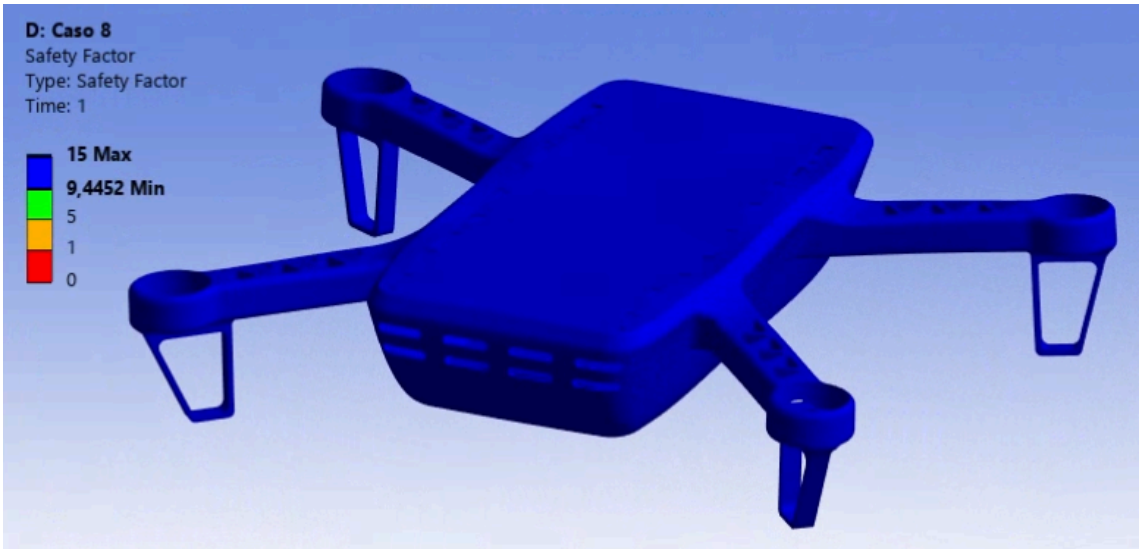


Figura 102. Distribución del factor de seguridad del caso 8

Tabla 41. Resumen resultados chasis optimizado caso 8 comparados con el límite admisible

Parámetro	Resultado ANSYS	Límite admisible	Estado
Tensión máxima de Von Mises (MPa)	2,90	34,65	Cumple
Deformación máxima material (mm)	0,27	6,27	Cumple (despreciable)
Factor de seguridad mínimo	23,83	2	Cumple

7.4.9 Resumen de resultados del estudio estático del chasis optimizado

Ya resueltos los ocho casos de carga sobre la geometría optimizada, los valores máximos de la tensión equivalente de Von Mises, deformaciones totales y factores de seguridad mínimos se recogerán en la **Tabla 42**, junto a la zona crítica de cada caso.

Tabla 42. Resumen cuantitativo de resultados del análisis estático del chasis optimizado (casos 1-8)

Caso	Escenario	Tensión Von Mises máx. (MPa)	Deformación total máx (mm)	Factor de seguridad mínimo	Zona crítica
1	Vuelo a máximo empuje	15,86	1,08	4,36	Encastre brazo-habitáculo
2	Máximo empuje + viento normal lateral	14,59	1,10	4,75	Transición brazo-habitáculo
3	Máximo empuje + viento agresivo lateral	14,63	1,08	4,74	Transición brazo-habitáculo

4	Máximo empuje + viento normal frontal	14,34	1,10	4,83	Encastre brazo-habitáculo
5	Fallo crítico de un motor	20,26	1,83	3,42	Transición brazo-habitáculo
6	Aterrizaje sobre 4 patas	5,04	0,36	13,74	Encastre patas delanteras
7	Impacto sobre 2 patas delanteras	45,54	19,82	1,52	Encastre patas delanteras
8	Impacto frontal sobre chasis	2,90	0,27	23,86	Frontal del chasis

7.5 Análisis modal y comportamiento dinámico del chasis optimizado

Una vez validada la resistencia estática del chasis aligerado frente al caso de carga de vuelo, se procede a evaluar su comportamiento dinámico mediante un nuevo análisis modal sobre la geometría reconstruida en el Capítulo 7, replicando la configuración empleada en el apartado 5.5. El objetivo es comprobar si la reducción de masa del 50.09% conseguida mediante la optimización topológica ha comprometido el margen de seguridad frente a la resonancia mecánica establecido para el chasis base, manteniendo como referencia las mismas bandas de exclusión definidas previamente: [112 Hz - 168 Hz] en torno a la frecuencia de giro de los motores (140 Hz) y [224 Hz - 336 Hz] en torno a su segundo armónico o frecuencia de paso de pala (280 Hz). En la **Tabla 43** se recogen las frecuencias naturales obtenidas para los seis primeros modos de vibración del chasis optimizado (**Ver anexo 6**).

Tabla 43. Frecuencias naturales obtenidas en el análisis modal del chasis optimizado

Modo de vibración	Frecuencia natural (Hz)	Condición respecto al rango crítico (112 - 168 Hz)
Modo 1	36,33	Seguro (Por debajo del rango)
Modo 2	96,84	Seguro (Por debajo del rango)
Modo 3	101,60	Seguro (Por debajo del rango)
Modo 4	147,17	Zona crítica (Interferencia)
Modo 5	148,49	Zona crítica (Interferencia)
Modo 6	150,40	Zona crítica (Interferencia)

A diferencia del chasis base, cuya primera frecuencia natural (182.65 Hz) se situaba un 30.4% por encima de la frecuencia de excitación del motor, el chasis optimizado presenta una primera frecuencia natural de tan solo 36.33 Hz, lo que supone una caída del 80.1% respecto al valor original.

7.5.1 Evaluación de interferencias frecuenciales y efectos negativos

Al examinar los resultados numéricos, se determina que los tres primeros modos de vibración (Modos 1, 2 y 3) se encuentran completamente fuera de la banda crítica de peligro. El modo 1 representa la flexión global de primer orden de chasis, el cual se sitúa muy por debajo del límite inferior de la banda de exclusión, mientras los modos 2 y 3 se mantienen estables por debajo del límite inferior, garantizando que el drone no experimentará acoplamientos elásticos a bajas revoluciones.

Sin embargo, los **modos 4 (147,17 Hz), 5 (148,49 Hz) y 6 (150,40 Hz)** caen de forma directa en el núcleo del rango de exclusión operativa. No obstante, mediante la inspección del mapa de deformación elástica lineal del caso 4 y 5 (**Figuras 103, 104**), se ve que la severidad de estos modos se concentra de manera periférica en los componentes alejados de la estructura, situándose en los extremos de los brazos, mientras que para el caso 6 (**Figura 105**) se observa que solo afecta a la tapa del vehículo aéreo, sin perjudicar ningún elemento crítico.

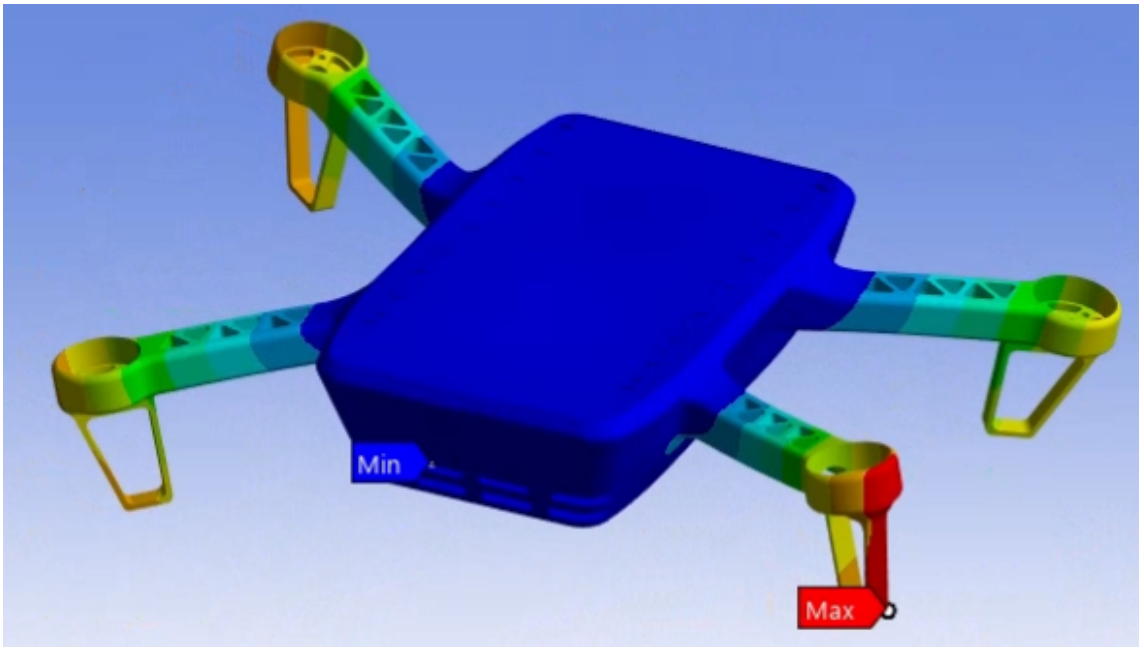


Figura 103. Distribución cualitativa de la deformación elástica para el Modo 4

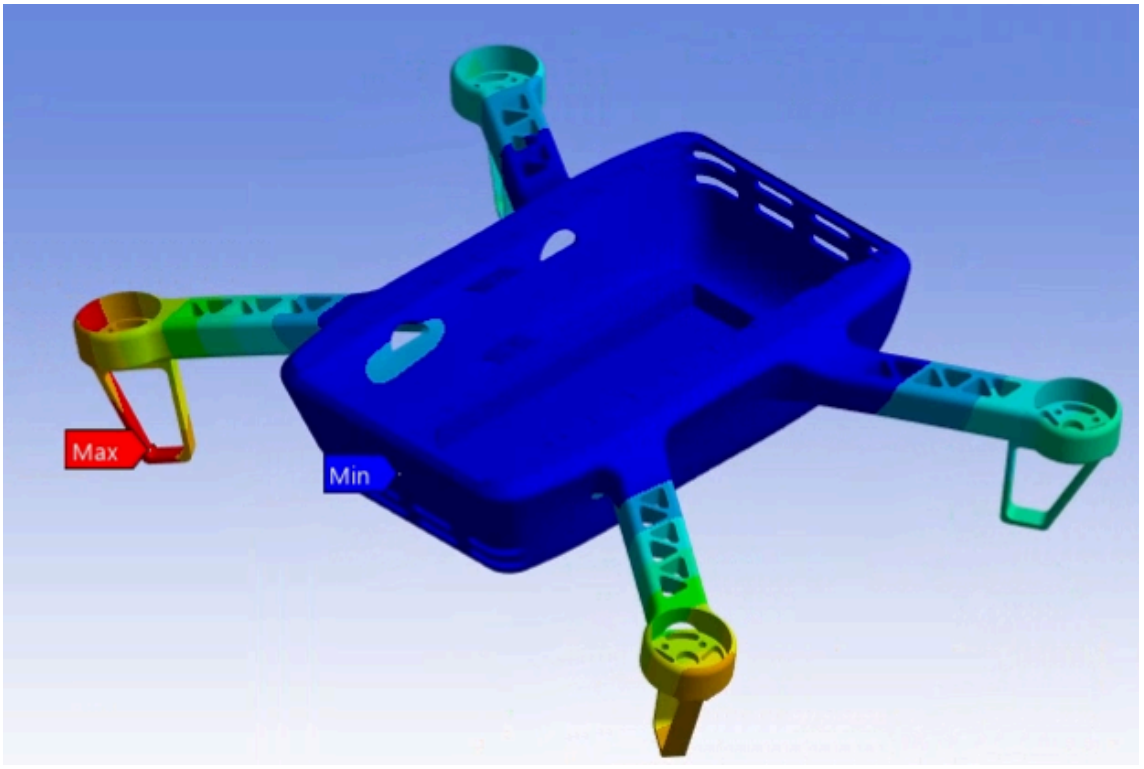


Figura 104. Distribución cualitativa de la deformación elástica para el Modo 5

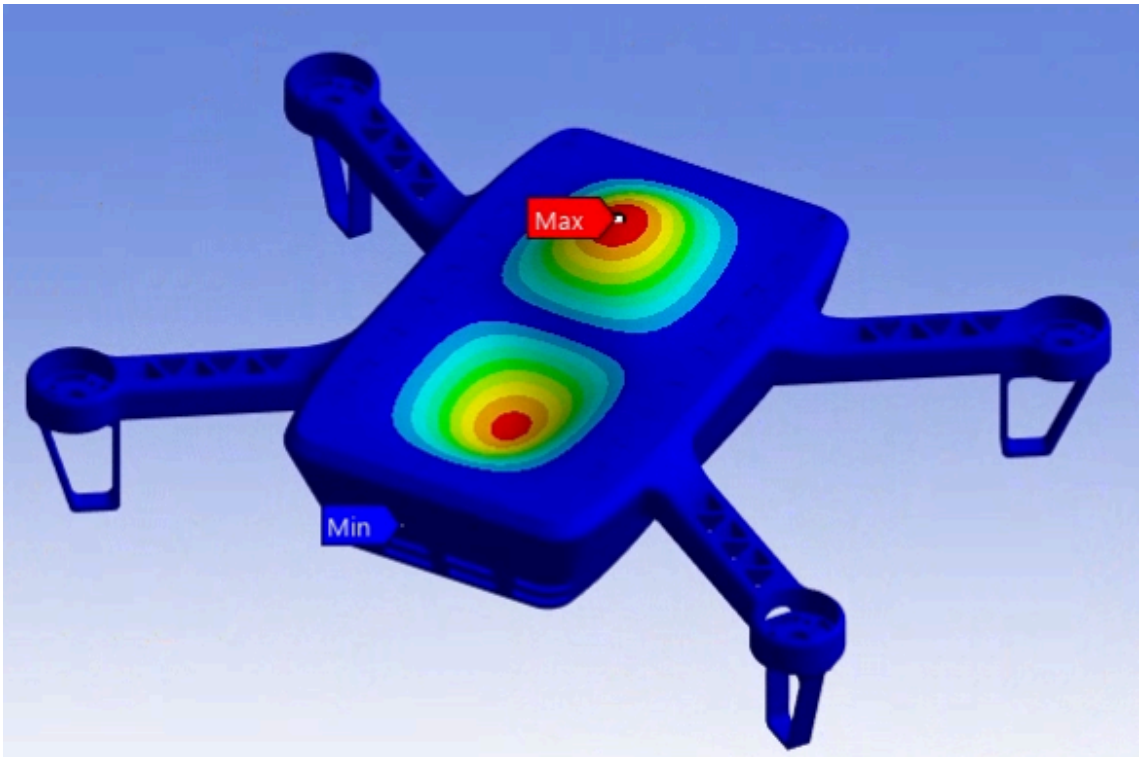


Figura 105. Distribución cualitativa de la deformación elástica para el Modo 6

Como se aprecia en las ilustraciones superiores, si el chasis operase de forma continua en estas frecuencias sin la aplicación de estrategias de enmienda mecánica, se desencadenarían los siguientes **efectos negativos sobre la integridad estructural:**

- **Resonancia estructural localizada y fatiga cíclica:** Al coincidir la frecuencia forzada de los motores con las frecuencias naturales de los brazos, la amplitud de las oscilaciones elásticas crecería de forma exponencial. Esto sometería a las uniones a un estado de sobrefatiga cíclica acelerada, reduciendo drásticamente la vida útil del Nylon PA12-CF y propiciando el agrietamiento intercapa.

- **Aflojamiento mecánico por alta frecuencia:** Las micro-vibraciones y los desplazamientos relativos originados por la resonancia en los extremos de los brazos se transmitirán por conducción sólida hacia el habitáculo central. Este régimen vibratorio somete a la tornillería de sujeción de los componentes y de los propios motores a fenómenos de pérdida de par de apriete, comprometiendo la seguridad de los ensamblajes mecánicos.

7.5.2 Líneas de trabajo futuras y propuestas de mitigación mecánica

Dado que el diseño actual ha cumplido con los objetivos de optimización topológica y reducción de masa para el caso estático, y con el fin de no alterar la geometría base validada en esta memoria, se establecen como líneas de trabajo futuras las siguientes soluciones mecánicas aplicables en la fase de prototipado experimental y desarrollo previo a la fabricación industrial:

1. **Rediseño geométrico localizado por el criterio de rigidez:** Con el objetivo de desplazar los modos 4, 5 y 6 por encima del límite superior del rango de exclusión (>168 Hz), se propone para futuras iteraciones un rediseño local basado en la relación fundamental de la frecuencia natural:

$$f_n = \frac{1}{2\pi}\sqrt{\frac{K}{m}}$$

Ecuación 9. Ecuación de la Frecuencia natural

Donde **K** representa la rigidez estructural y **m** la masa. Se plantea incrementar el espesor de pared de 2mm a 3mm únicamente en la transmisión de la raíz del brazo o introducir un nervio de refuerzo longitudinal en su cara inferior. Este incremento geométrico elevaría el momento de inercia de la sección (**I**) **y la rigidez flexional (K)** con una penalización de masa mínima, logrando desplazar las frecuencias naturales críticas fuera de la zona de peligro operativo.

2. **Implementación de amortiguamiento mecánico pasivo (Dampers viscoelásticos):** Como solución de montaje físico, se proyecta la inclusión de arandelas amortiguadoras de base elastomérica (silicona de alta densidad o poliuretano con dureza), actuando como *silentblocks* en la interfaz de unión atornillada entre los motores y el chasis. Estos elementos aprovechan la histéresis elástica del material para absorber y disipar la energía vibratoria de alta frecuencia en forma de energía térmica, actuando como un filtro mecánico pasivo que mitiga la amplitud de la resonancia en los brazos.

7.6 Consideraciones de diseño para fabricación aditiva (DfAM)

La optimización topológica ejecutada sobre el chasis del UAV genera superficies orgánicas y aligeramientos que pueden ser materializados mediante técnicas de fabricación avanzada. De acuerdo con la metodología y los requisitos establecidos en las fases iniciales del proyecto para

poder tener el tiempo más óptimo y el menor gasto de material posible para la reducción de costes (**Figura 106**), la tecnología seleccionada para la fabricación del prototipo es el **modelado por deposición fundida (FDM/FFF),** empleando como materia prima filamento compuesto de **poliamida 12 reforzada con fibra de carbono (PA12-CF).**



Figura 106. Resumen de filamento gastado y tiempo total de impresión

Con el fin de garantizar que el chasis impreso replique con fidelidad el comportamiento mecánico e industrial validado en las simulaciones numéricas, se aplican los siguientes criterios esenciales de **diseño para la fabricación aditiva (DfAM):**

1. **Eliminación y accesibilidad de estructuras de soporte:** Uno de los mayores desafíos de la tecnología FDM es la necesidad de generar material de soporte en voladizos con ángulos superiores a 45° respecto a la vertical. Por ello, la orientación de impresión se fija de manera invertida (boca abajo), apoyando la cara plana superior del chasis directamente sobre la plataforma de construcción (heatbed) (**Figura 107**). Gracias a esta inversión geométrica en el software de laminación, la sección transversal en "U" invertida de los brazos pasa a posicionarse orientada hacia arriba, convirtiéndose en una geometría completamente auto-soportada durante el proceso de extrusión. Esto elimina de forma absoluta la necesidad de introducir soportes internos inaccesibles y reduce al mínimo los requisitos de soporte externo, los cuales quedan limitados únicamente a las columnas verticales de las patas de aterrizaje y el interior de la bañera.

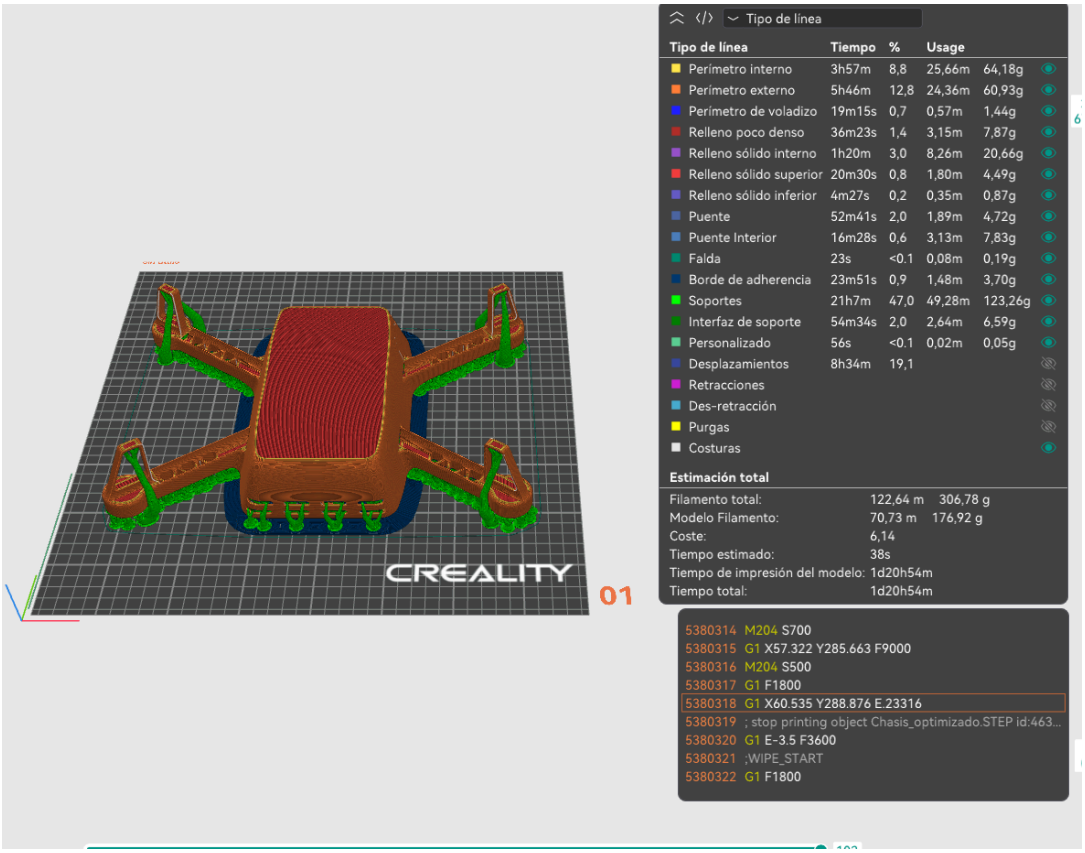


Figura 107. Laminado del chasis del drone

2. **Mitigación de la anisotropía estructural y orientación de capa:** Las piezas impresas por FDM presentan una marcada anisotropía debido a que la unión intermolecular intercapa (eje Z) es más débil que la cohesión en el plano de extrusión (X-Y). Dado que los brazos del UAV sufren los mayores esfuerzos combinados de flexión y torsión por la tracción de los motores, la fabricación monobloque del chasis acostado sobre el plano horizontal asegura que las líneas de filamento continuo y las microfibras de carbono se alineen axialmente con la dirección de las tensiones principales. De este modo, se mitiga el riesgo de delaminación prematura por cortante intercapa bajo condiciones de vuelo severas.

3. **Correlación de parámetros de impresión y configuración de relleno (Infill):** Para que la matriz de rigidez calculada en el análisis FEM sea válida, los parámetros de fabricación deben coincidir con los datos experimentales del material introducidos en ANSYS (los cuales asumen un 30% de densidad de relleno). Se prescribe el uso de un patrón de relleno tridimensional de alta resistencia y comportamiento isótropo relativo. Asimismo, para asegurar la correcta transferencia de cargas en los puntos de anclaje, se fija un espesor de pared exterior (perímetros) mínimo de **1.8 mm** (equivalente a **3 pasadas completas con una boquilla endurecida de 0.6 mm**, diámetro óptimo en entornos industriales para evitar la abrasión y obstrucción prematura provocada por las microfibras de carbono).

7.7 Conclusión del capítulo

El desarrollo del presente capítulo ha permitido validar estructural y dinámicamente el chasis optimizado del UAV mediante técnicas de análisis por elementos finitos (FEA) , cumpliendo rigurosamente con los objetivos técnicos planteados en el proyecto. Las principales deducciones derivadas de las simulaciones numéricas se sintetizan en los siguientes puntos:

- **Reducción de masa:** El rediseño alca una reducción total del 50,89% de masa estructural pasando de 441,70 gramos a 216,91 gramos) y en ninguno de los casos sobrepasa el límite elástico del PA12-CF (69,30 MPa), dejando un chasis optimizado resistente en el régimen elástico.

- **Resistencia estática validada:** El estudio de los ocho escenarios demostraron que siete de esos ocho supera holgadamente el requisito de diseño de un factor de seguridad mínimo de 2, excepto el **Caso 7,** el cual se quedó con un coeficiente de seguridad de 1,52, este valor supera lo que establece el reglamento de EASA CS-23 [] del mínimo de 1,50. Pero para este proyecto se establece un factor de seguridad más conservador.

- **Aislamiento dinámico central:** El análisis modal determinó que los tres primeros modos de vibración propios del chasis se ubican fuera de la banda de peligro. No obstante, **los Modos 4 (147,18 Hz), 5 (148,48 Hz) y 6 (150,43 Hz) se introducen directamente en el rango de exclusión de resonancia del motor (112 Hz - 168 Hz)**, pero a su vez, quedan absolutamente fuera del segundo armónico. A través de la inspección de los mapas cromáticos de deformación, se concluye que este fenómeno crítico posee un carácter estrictamente local acotado a los extremos distales de los brazos. Dado que el habitáculo central (bañera) permanece aislado en un nodo de vibración elástica nula, el riesgo se declara controlable y mitigable mediante las acciones de rediseño geométrico por inercia y amortiguamiento elástico propuestas.

La optimización estructural realizada al chasis del vehículo aéreo cumple con el objetivo de aligeramiento establecido manteniendo la seguridad estructural dentro de los márgenes regulatorios y deja dos líneas de mejora a futuro que son el refuerzo de las patas antes el Caso 7 y la solución a los modos críticos de resonancia del primer armónico.

Capítulo 8. Análisis de resultados

8.1 Enfoque del análisis de resultados

Una vez realizados todos los escenarios de simulación del vehículo aéreo de forma independiente del chasis base sobredimensionado (**Capítulo 5**) y el chasis optimizado (**Capítulo 7**), en este capítulo se se analizarán los resultados obtenidos en ambos casos para ver cuales han sido los beneficios comparando las magnitudes y así poder sacar las conclusiones del comportamiento mejorado de UAV.

El método de análisis será sobre los criterios marcados en el **Capítulo 2**, siendo estos: el criterios de resistencia estática que exige un coeficiente de seguridad mayor o igual a 2 bajo el material PA12-CF con límite elástico 69,30 MPa, el criterio de la respuesta dinámica de las frecuencias naturales del chasis, el cual se definió una banda de exclusión del +/- 20 % de las frecuencias de excitación, marcado para el primer armónico (140 Hz) el rango de 112 Hz a 168 Hz y para el segundo armónico (280 Hz) el rango de 224 Hz a 336 Hz, otro criterio marcado fue la máxima masa al despegue (**MTOW**) que se estableció en una masa inferior a 2 Kg según la **subcategoría A2 de la Categoría Abierta** definida por el **Reglamento de Ejecución (UE) 2019/947**, junto con los requisitos técnicos del **Reglamento Delegado (UE) 2019/945.** También para estos criterios se ven condicionados por distintos resultados entre el chasis base y el optimizado debido a la meta de optimización de masa del 55 %.

Luego el método de comparación será con el contraste entre los dos chasis del UAV, con la comparación de las tensiones equivalentes de Von Mises, las deformaciones totales y el factor de seguridad que han proporcionado las simulaciones de los dos chasis distintos empleados a los mismos ocho escenarios estáticos de simulación (**cinco escenarios de vuelo y tres de impacto**) y a las seis primeras frecuencias obtenidas por el análisis modal. También se hablará sobre la validación cruzada que es muy importante debido a poder validar los resultados de las simulaciones, se comparará el centro de gravedad obtenido analíticamente comparado con el que proporciona SolidWorks, del mismo modo se hará con la tensión del brazo calculado analíticamente con la del **Caso 1** del chasis sin optimizar.

8.2 Análisis del balance másico y eficiencia del aligeramiento

La optimización topológica tenía una meta del 55 % para reducir la masa del chasis drone, al reducir esa masa la rigidez del drone se ve más comprometida como se verá en la diferencia de tensiones en la comparación de los escenarios simulados, pero en este apartado se verá cuanto a sido realmente esa reducción de masa y cómo ha afectado al volumen del chasis, a la relación empuje-peso (TWR) y al centro de gravedad respecto al vehículo aéreo base. La reducción de masa (**Tabla 44**) se obtiene de la ventana de propiedades físicas de SolidWorks en donde se le ha añadido el material del PA12-CF y todos los componentes comerciales, en donde se ha conseguido llegar prácticamente al 55% de reducción requerido, quedándose en un 50,89% del chasis, obteniendo así una reducción total del UAV de un 20,39%.

Tabla 44. Balance de masas y porcentajes de reducción de peso

Componente	Peso original (g)	Peso optimizado (g)	Masa reducida (g)	Reducción de masa (%)
Chasis principal	414.11	202.79	211.32	**51,03%**
Tapa superior	27.59	14.12	13.47	**48.82%**
Conjunto global	**441.70**	**216.91**	**224.79**	**50.89%**
Conjunto global + COTS (660,77 g)	**1102,47**	**877,68**	**224,79**	**20,39%**

8.2.1 Repercusión sobre la relación empuje-peso (TWR) y la autonomía

La eliminación de 224,79 gramos de la estructura del UAV, repercute de manera directa a la relación empuje peso (TWR) y a la autonomía, ya que para la relación empuje-peso la masa de despegue se ha reducido a un total de 877,68 gramos y con el empuje máximo total de 3400 g que es capaz de hacer la plataforma por los cuatro motores, la nueva relación empuje-peso **(Ecuación 15)** es:

$$TWR = \frac{Empuje\ Máximo\ Total\ (g)}{Masa\ Total\ del\ UAV\ (g)} = \frac{3400\ g}{877{,}68\ g} = 3{,}87$$

Ecuación 15. Relación Empuje-Peso drone optimizado (TWR)

La relación de empuje-peso (TWR) ha aumentado un 25,60 % respecto a la del chasis base que era de 3,08. Este cambio lo que genera de manera positiva es la disminución de la fuerza necesaria para el vuelo estacionario (**Ecuación 29**), pasando de una relación de un 32% a una de un 25,80% del empuje necesario por parte de los motores, optimizando así el vuelo estacionario y la capacidad propulsiva en el caso de necesidad de alguna maniobra.

$$R = \frac{F_{hover}}{F_{max}} = \frac{\frac{0{,}87768 \cdot 9{,}81}{4}}{0{,}850 \cdot 9{,}81} = 0{,}258$$

Ecuación 29. Relación de empuje respecto a máxima potencia

También debido a esta reducción de la necesidad de empuje y reducción de peso, la autonomía del drone aumenta ya que cada motor requiere un empuje menor para que pueda sostener el drone, disminuyendo así la potencia eléctrica que necesita de la batería, pudiendo ganar más tiempo de vuelo para las misiones que pueda emplear.

8.2.2 Repercusión sobre el centro de gravedad

La optimización topológica no solo reduce la masa mejorando la autonomía y capacidad de empuje, sino que también varía la posición del centro de gravedad (CG) de todo el UAV, siendo esta crucial para el comportamiento del drone en vuelo. En el drone con el chasis base, el centro de gravedad era prácticamente idéntico al del centro geométrico (-1,08 mm según las propiedades de SolidWorks en el eje Y), en cambio con la reducción de peso el centro de

gravedad en el eje Y disminuyó hasta -19,21 mm (**Tabla 45**). Esta disminución del CG tiene un efecto de tipo péndulo beneficioso al UAV que aumenta su estabilidad en las condiciones de vuelo estacionario y mejora la respuesta frente a cargas de viento y la reducción del riesgo de vuelco lateral que se le puedan presentar al tener el centro de gravedad tan bajo.

Tabla 45. Comparativa del centro de gravedad del UAV entre chasis base y optimizado

Coordenada	UAV con chasis base (mm)	UAV con chasis optimizado (mm)
X_{CG} (Transversal)	0,58	0,75
Y_{CG} (Altura)	-1,08	-19,21
Z_{CG} (Longitudinal)	-0,18	0,08
Masa total despegue (g)	1102,47	877,68

8.3 Análisis comparativo del comportamiento estático

El análisis comparativo estático se llevará a cabo desde los ocho escenarios estáticos simulados para el UAV (cinco de vuelo y tres de impacto), tanto para el que llevaba el chasis base y el optimizado, comparando entre los dos las tensiones que han dado, la deformación total que han generado y el factor de seguridad que han proporcionado teniendo un mínimo de 2 según los criterios de diseño.

8.3.1 Validación cruzada analítica-computacional del modelo

Antes de empezar la comparación de cada caso por separa, se verá la validación entre los cálculos analíticos comparados con los cálculos dados por los softwares (**Tabla 46**) para poder tener una validación aproximada de que los resultados de las simulaciones sean correctos dentro de las magnitudes esperadas y no den ningún resultado fuera de lo común. Se han hecho estos cálculos analíticos para la validación del modelo computacional del modelo del chasis base, estos cálculos analíticos son: el centro de gravedad (CG) y el cálculo de la tensión máxima en el empotramiento de uno de los brazos, en donde para llegar a ese resultado se ha calculado también el área de sección del brazo junto al momento de inercia.

El centro de gravedad calculado analíticamente en el **Capítulo 4**, dio como centro de gravedad las siguientes magnitudes: X_{CG} = 0,84 mm, Y_{CG} = -1,06 mm y Z_{CG} = 1,35 mm, y SolidWorks mediante la ventana de propiedades físicas dio los siguientes valores: X_{CG} = 0,58 mm, Y_{CG} = -1,08 mm y Z_{CG} = -0,18 mm. Estos valores son prácticamente iguales con un margen de menos de un milímetro de medio, validando así el centro de gravedad del UAV.

Para el cálculo de la tensión en el empotramiento del brazo, en el cálculo analítico se han simplificado varias cosas, como suponiendo una sección constante en todo el brazo y no considerar los redondeos del brazo para los cálculos a mano, si no se han tomado como esquinas vivas, aún así, el cálculo de la sección tiene un desvío inferior al 3% comparado con las propiedades de sección de SolidWorks, una desviación cercana al 9% en el momento de inercia comparado también en las propiedades de sección de SolidWorks y una desviación del 21,21% de la tensión de Von mises en el brazo comparado con la simulación del **Caso 1** de ANSYS. Ante

estas mínimas desviaciones se puede considerar válido los resultados obtenidos en las simulaciones.

Tabla 46. Validación cruzada del modelo numérico frente a los desarrollos analíticos (chasis base)

Tipo de cálculo	Cálculo analítico	Cálculo computacional	Desviación
Centro de gravedad en el eje Y (mm)	-1,06	-1,08	0,02 mm
Área de sección (mm^2)	260,73	253,25	< 3,00 %
Momento de inercia (mm^4)	4248,55	3887,56	≈ 9,00 %
Tensión máxima en el empotramiento (MPa)	1,65	2,00	21,21%

8.3.2 Comparativa del Caso 1: vuelo a máximo empuje

Este caso es el escenario de referencia ya que todas las demás simulaciones parten de este como base y en el cual se ha hecho la validación de cálculo analítico, este escenario simulaba el fuerza de los motores a máximo empuje de manera simétrica para ver el comportamiento del chasis frente a esta máxima exigencia de los motores. Al comparar las dos configuraciones (**Tabla 47**) del chasis base y la del chasis optimizado, se podrá ver mejor cómo varía el estado tensional de una configuración respecto a la otra debido a la optimización topológica.

Tabla 47. Comparación caso 1 del UAV con chasis base vs chasis optimizado

Tipo de cálculo	UAV con chasis base	UAV con chasis optimizado
Tensión máxima de Von Mises (MPa)	2,00	15,86
Deformación máxima (mm)	0,22	1,08
Coeficiente de seguridad	34,70	4,36

En el modelo base, la tensión equivalente máximo solo alcanzaba un valor máximo de 2 MPa, localizada en la unión inferior entre el brazo y el habitáculo, esta ubicación se debe a que los brazos actúan como una viga empotrada, siendo esta la unión del brazo al chasis, es por ello que la concentración de tensión máxima se encuentra ahí. En este modelo al estar tan sobredimensionado, esos 2 MPa representan una tensión muy baja respecto al límite del material situado en 69,30 MPa, por lo cual al tener esa pequeña tensión, tampoco se genera una deformación excesiva, dando así un coeficiente de seguridad en ANSYS mayor que 15. En cuanto al modelo optimizado, la ubicación de la tensión es en la misma zona pero incrementada hasta un valor de 15,86 MPa, generando así una flexión máxima de 1,08 mm ubicada en los extremos de las patas y un coeficiente de seguridad bastante más bajo de 4,36.

La comparación entre estos dos modelos (**Figura 108**) nos enseña que ha habido un aumento notable de los valores y una disminución del factor de seguridad debido a esa reducción de masa, pero no condiciona el estado del UAV para su correcto funcionamiento, ya que aunque la flexión de los brazos haya aumentado un poco, si se compara esa flexión con la extensión del

brazo (101,36 mm), es insignificante para la operación nominal de empuje de los motores y con un coeficiente de seguridad del 4,36 como mínimo que sigue estando por encima del requisito de diseño de 2. El motivo por el aumento de la tensión máxima es por la reducción de las paredes del habitáculo, pasando de 5 mm de grosor a paredes de 2 mm junto al vaciado de los brazos del UAV.

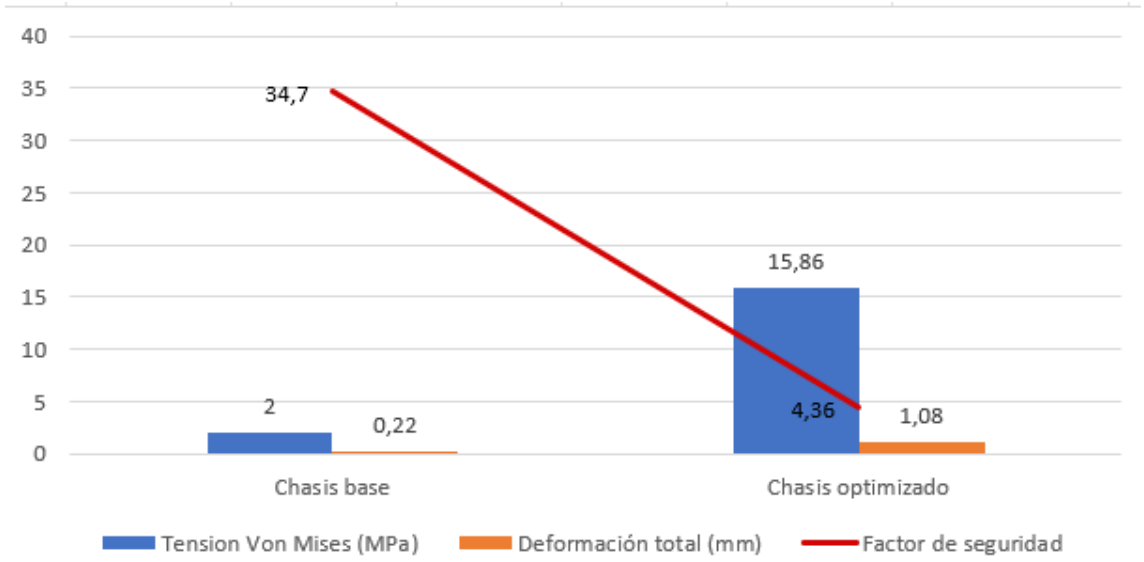


Figura 108. Comparación del caso 1 del chasis base vs chasis optimizado

8.3.3 Comparativa casos 2 a 4: sensibilidad de las cargas aerodinámicas

Los casos 2, 3 y 4 son los escenarios en los que se han aplicado una acción del viento sobre la condición de vuelo a máximo empuje, dicha acción del viento se moldea en el software de ANSYS mediante una presión equivalente previamente calculada. La acción del viento en los escenarios se distribuye de la siguiente manera: un viento normal de 10 m/s (73,50 Pa) aplicado en un lateral del drone como en el Caso 2, un viento agresivo de 17 m/s (212,41 Pa) de manera lateral para el caso 3 y por último, un viento normal de 10 m/s (73,50 Pa) aplicado de manera frontal al drone como en el caso 4. Con todos estos escenarios y la comparativa entre el UAV con el chasis base y el chasis optimizado (**Figuras 109, 110 y 111**) se podrá sacar la conclusión de que si las cargas aerodinámicas como el viento afectan de alguna manera crucial al UAV.

En el modelo base, la acción del viento genera unas tensiones bastantes bajas (1,79 MPa en el caso 2; 1,79 MPa en el caso 3 y 1,78 MPa en el caso 4), localizadas están tensiones en la unión de los brazos-habitáculo, parecidas al del primer caso o incluso ligeramente inferiores, la deformación es también prácticamente despreciable siendo 0,22 mm de flexión máxima en los tres casos y un coeficiente de seguridad por encima de 15 marcado en ANSYS. También algo interesante de comentar es la diferencia de la magnitud de la carga del viento entre el caos 2 y 3, aumentando de 73,50 Pa a 212,41 Pa, la tensión no ha variado prácticamente y sucede lo mismo en los casos 2 y 4.

Esto se debe a la elevada rigidez de los brazos macizos del modelo base con una sección generosa, por ello siendo la estructura tán rígida la presión del viento resulta incapaz de alterar el estado de tensiones comparado con el empuje vertical que generan los rotores.

En cuanto al modelo optimizado, las tensiones crecen en comparación al modelo base, pero ese aumento de tensión se debe principalmente al empuje vertical que generan los rotores y no a la acción del viento, siendo estas tensiones (14,59 MPa en el caso 1; 14,63 MPa en el caso 2 y 14,34 MPa), concentrando en la misma ubicación que en el chasis base.

La deformación máxima que presenta en el caso optimizado es de tan solo 1,10 mm prácticamente en los tres casos, algo insignificante para el funcionamiento normal del drone y el empuje nominal de los rotores, en cuanto a los factores de seguridad, giran en torno al 4,75 para los tres casos, margen holgado hasta el critério de diseño mínimo de 2, garantizando de esta manera un funcionamiento correcto.

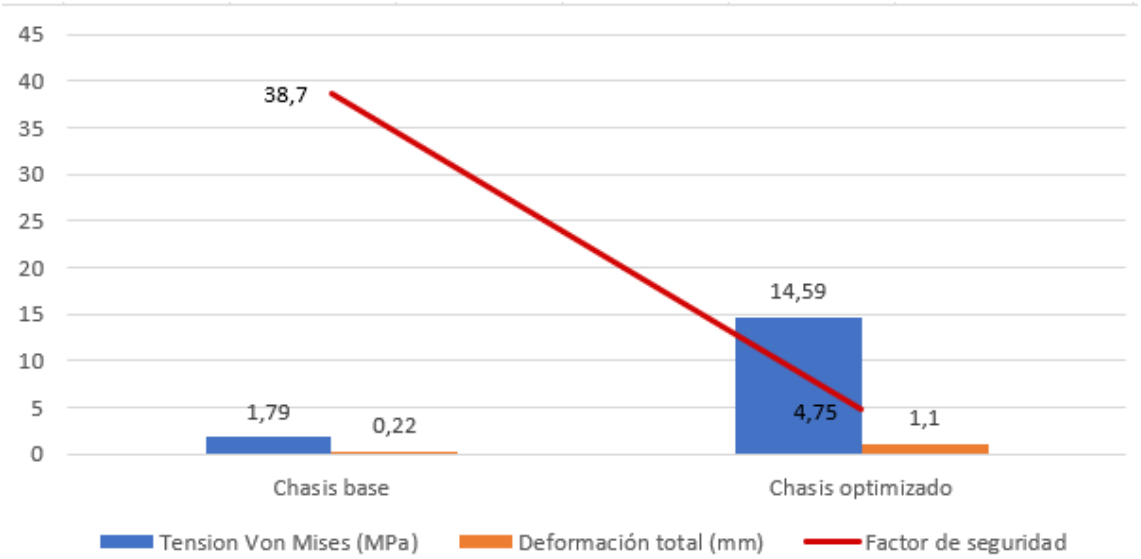


Figura 109. Comparación del caso 2 del chasis base vs chasis optimizado

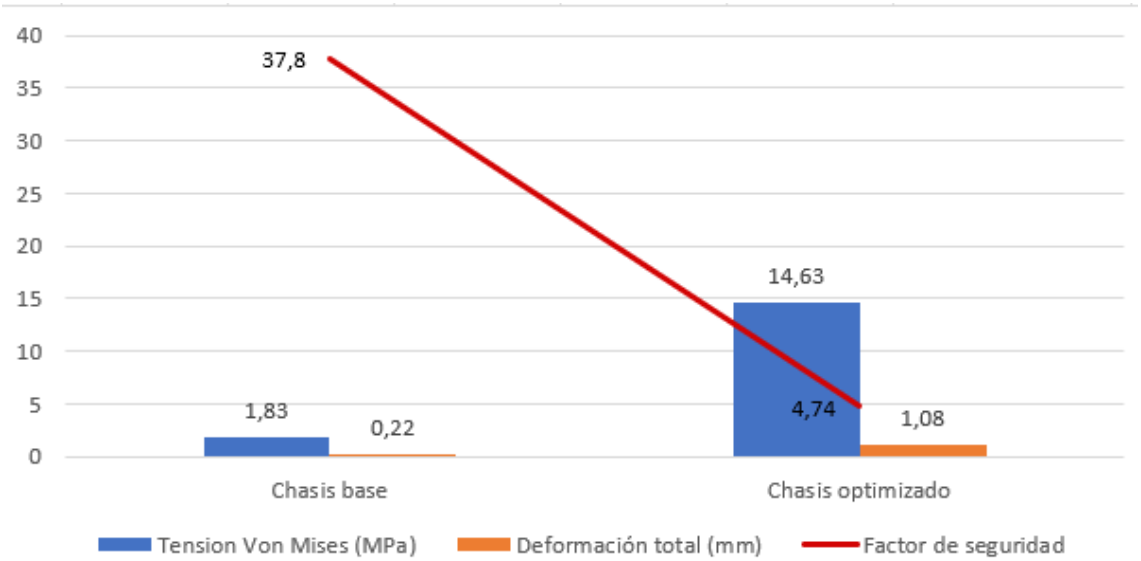


Figura 110. Comparación del caso 3 del chasis base vs chasis optimizado

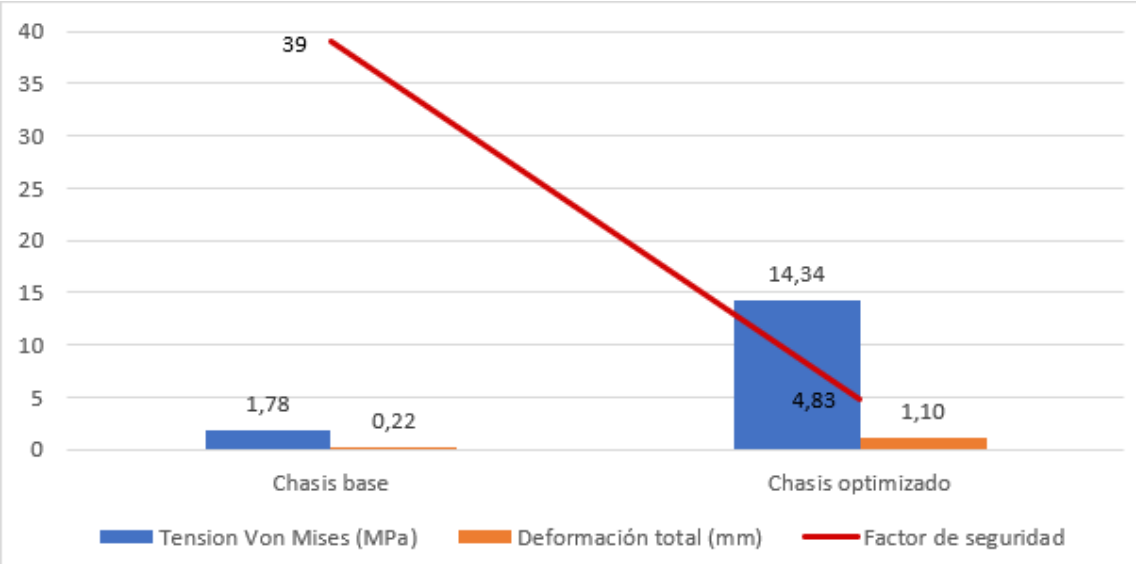


Figura 111. Comparación del caso 4 del chasis base vs chasis optimizado

En conclusión de esta comparativa de los tres casos con acción de viento destaca que en ambas configuraciones las cargas aerodinámicas no son dimensionantes para el chasis del UAV, ni con la reducción de masa, demostrando de esta manera que la rigidez del UAV es capaz de sobra de resistir estas cargas de viento demostrando que lo que más le afecta son las fuerzas de empuje de los rotores. Además, la carga del viento alivia un poco el estado tensional como se aprecia en las tensiones de los caso 2, 3 y 4 comparadas con la del caso 1, lo cual el viento determina unas cargas combinadas de manera favorable en estos casos.

8.3.4 Comparativa del escenario de fallo crítico de motor

El caso 5 es el escenario más severo de las simulaciones de vuelo que se han hecho en este proyecto, el fallo crítico de uno de los rotores, dejando de proporcionar el empuje (F = 0 N) mientras que los otros tres siguen funcionando a su máximo régimen de 8,34 N. La diferencia de este caso es una clara asimetría respecto a los demás escenarios de vuelo, ya que al perderse uno de los rotores, que como se ha visto en los casos anteriores, los rotores son los que dominan el estado de tensión. Al comparar los casos del chasis base con los del optimizado (**Tabla 48**) se podrá comparar si al reducir la masa, la rigidez de la estructura disminuye lo suficiente como para que entre en estado de rotura o fallo el vehículo aéreo o es capaz de soportar estas cargas.

Tabla 48. Comparación caso 5 del UAV con chasis base vs chasis optimizado

Tipo de cálculo	UAV con chasis base	UAV con chasis optimizado
Tensión máxima de Von Mises (MPa)	4,32	20,26
Deformación máxima (mm)	0,54	1,83
Coeficiente de seguridad	16,10	3,42

En el modelo base, el fallo del motor trasero derecho muestra una tensión máxima de 4,32 MPa, siendo un valor más elevado que el caso 1 de cuando estaban funcionando los cuatro motores, esto se debe a un mayor desequilibrio, localizandose la tensión máxima en la unión del brazo con el habitáculo del lado izquierdo ya que son los que más empujan en comparación del lado derecho por el fallo del motor. La deformación máxima que recoge este escenario es de 0,54 mm, siendo superior a los escenarios anteriores pero sin ser crítica, localizandose en los extremos de los motores de funcionamiento, aun así este caso de modelo obtiene un factor de seguridad mínimo de 16,10, bastante elevado.

En cuanto al modelo optimizado, el fallo del motor afecta bastante más ya que el chasis es menos rígido, llegando a una tensión de 20,26 MPa localizada en el mismo sitio, la deformación aumenta a 1,83 mm, todavía nada demasiado preocupante y estableciendo un factor de seguridad de 3,42 siendo el valor más bajo en los casos de vuelo.

Haciendo la comparación entre ambos modelos (**Figura 112**) se puede ver que al reducir la masa, la estructura se vuelve menos rígida bajando el coeficiente de seguridad de 16,10 a 3,42 acercándose al criterio mínimo establecido de 2, aun así, las cargas de los dos se reparte de forma muy parecida al igual que la deformación, demostrando de esta manera que el drone no tendría un fallo crítico en la estructura debido al fallo de uno de los motores.

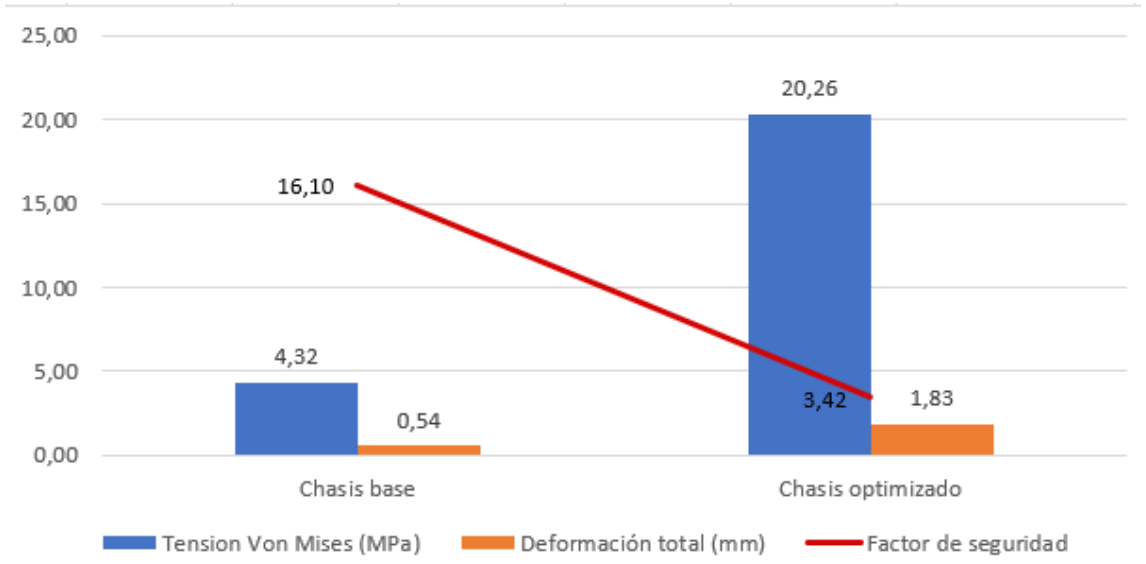


Figura 112. Comparación del caso 5 del chasis base vs chasis optimizado

8.3.5 Comparativa del los escenarios de impacto (casos 6 a 8)

Los casos de impacto, a diferencia de los de vuelo se moldean de forma distinta, con especial importancia en los fixed support que se colocaran en la zona de impacto del drone y la colocación adecuada de la masa de los componentes comerciales en el modelo de ANSYS, además de añadir la aceleración inercial de la fuerzas g necesaria en cada caso. Estos casos son más críticos ya que además de simular un impacto del drone es donde más sufre la estructura y con el aligeramiento este factor aumenta.

Empezando por el caso 6 que es el del aterrizaje forzoso sobre las cuatra patas con una aceleración de 6 g, se puede ver un comportamiento sin que no afecta de manera crítica a la estructura en ninguno de los dos casos, recogiendo los datos del chasis base y el del chasis optimizado (**Tabla 49**).

Tabla 49. Comparación caso 6 del UAV con chasis base vs chasis optimizado

Tipo de cálculo	UAV con chasis base	UAV con chasis optimizado
Tensión máxima de Von Mises (MPa)	1,76	5,04
Deformación máxima (mm)	0,06	0,36
Coeficiente de seguridad	39,37	13,74

Al hacer la comparativa (**Figura 113**) se puede ver que la tensión en el modelo optimizado alcanza los 5,04 MPa, bastante bajo comparado con el límite del material y más alto que en el del chasis base que se queda en apenas 1,76 MPa, demostrando que la rigidez de la estructura base y optimizada es plenamente capaz de resistir este aterrizaje forzoso sin problemas, marcando un factor de seguridad mínimo de 13,74. En cuanto a la flexión que se produce por este aterrizaje destaca que se encuentra en el suelo del centro del habitáculo, justo en la posición de la batería que es el componente de mayor masa, aun así flexa un máximo de 0,36 mm, valor insignificante para las propiedades del material.

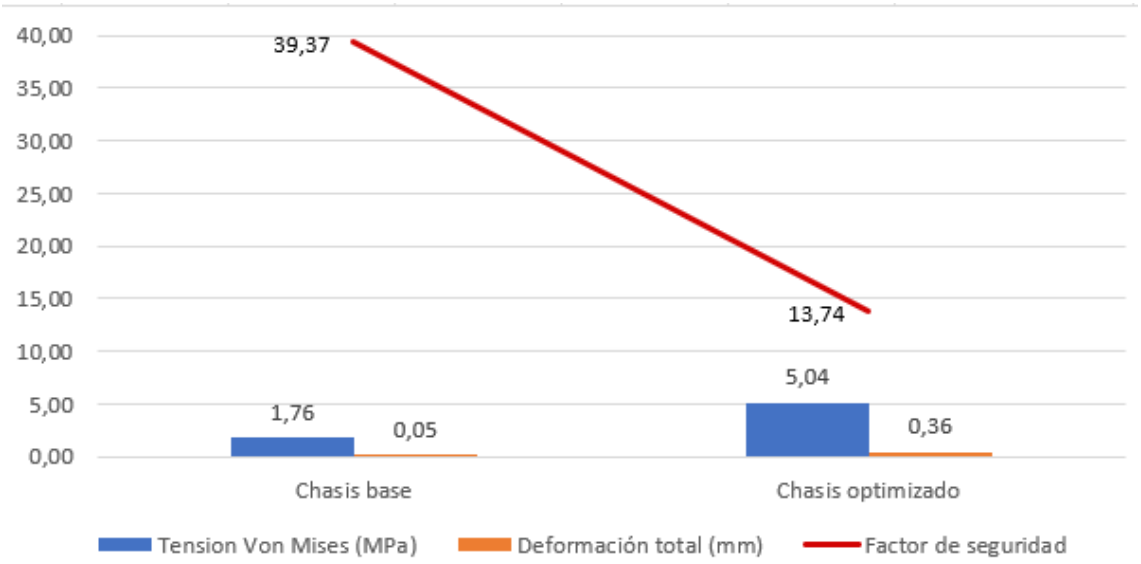


Figura 113. Comparación del caso 6 del chasis base vs chasis optimizado

Pasando al caso 7 que es el más crítico de todos ya que toda la energía del impacto se concentra en las dos patas delanteras, que con una misma aceleración inercial de 6 g que el caso anterior, se elevan bastante más las tensiones, recogiendo los datos entre el chasis base y el optimizado (**Tabla 50**).

Tabla 50. Comparación caso 7 del UAV con chasis base vs chasis optimizado

Tipo de cálculo	UAV con chasis base	UAV con chasis optimizado
Tensión máxima de Von Mises (MPa)	10,42	45,54
Deformación máxima (mm)	4,87	19,82
Coeficiente de seguridad	6,65	1,52

Podemos observar al comparar ambos chasis (**Figura 114**) que la tensión base máxima mostrada es de 33,45 MPa, pero analizándolo mejor ese punto de tensión máxima es erróneo ya que corresponde a la tensión justo en un punto de la arista del fixed support, analizando la zona se ha colocado una probeta para conseguir medir la tensión real del impacto en esa zona, obteniendo un valor real de tensión de 10,42 MPa localizada en la parte baja de la pata de aterrizaje, dando así un coeficiente de seguridad de 4,87 manteniendo a la estructura dentro del criterio de diseño y capaz de aguantar semejante impacto, solo con una deformación de 4,87 mm de flexión.

En el modelo optimizado sucede lo mismo que en el modelo base con la tensión, que marca un máximo de 93,60 MPa pero es erróneo y un valor real de ese impacto es una tensión de 45,54 MPa sacado con una probeta, dando así un factor de seguridad de 1,52, por debajo del criterio de diseño de este proyecto pero no por debajo del factor de seguridad establecido por la EASA CS-23 que es de 1,50. Este escenario demuestra que la optimización de las patas a tenido un impacto crítico al hacer el vaciado en la pata de aterrizaje, produciendo una flexión del drone de 19,82 mm siendo algo más crítico, se buscará reforzar las patas con algún tirando en el futuro para el cumplimiento de diseño de este proyecto.

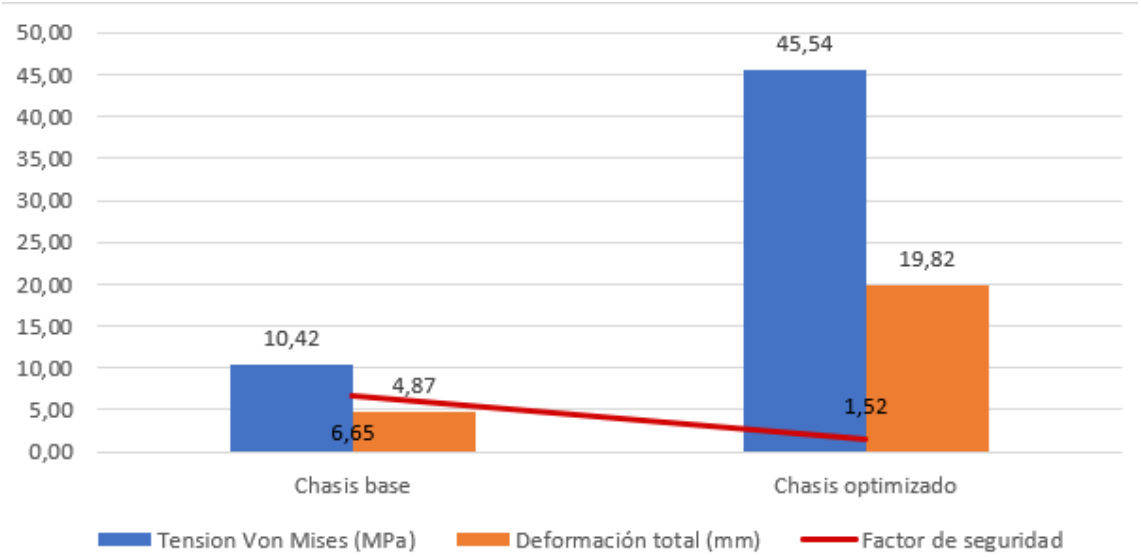


Figura 114. Comparación del caso 7 del chasis base vs chasis optimizado

Por último, está el caso 8 que es el escenario de impacto frontal contra el chasis a una aceleración inercial de 9 g aplicada con los fixed support en la zona frontal de la estructura del chasis. Recogiendo los valores del caso base y optimizado (**Tabla 51**).

Tabla 51. Comparación caso 8 del UAV con chasis base vs chasis optimizado

Tipo de cálculo	UAV con chasis base	UAV con chasis optimizado
Tensión máxima de Von Mises (MPa)	1,22	2,90
Deformación máxima (mm)	0,04	0,27
Coeficiente de seguridad	56,80	23,86

Se observa al comparar los modelos (**Figura 115**) que a pesar de que es la mayor fuerza de impacto aplicada, la rigidez de 2 mm en la zona del chasis frontal no crea un escenario crítico para el UAV, capaz de aguantar el impacto, tanto en el chasis base como en el del optimizado.

Para las tensiones ocurre lo mismo que en el caso anterior con un falso máximo en la esquina del fixed support dando un máximo en el optimizado de 7,33 MPa pero analizando dónde está la tensión real de este impacto que se ubica en la unión del brazo con el habitáculo por la parte delantera es de 2,90 MPa, ubicado en el mismo sitio que el chasis base que da un valor de 1,22 MPa, en cuanto a la flexión que produciría a la estructura es baja, solo 0,27 mm. Esto demuestra que el drone ante impactos longitudinales tiene una rigidez muy superior ante los impactos verticales.

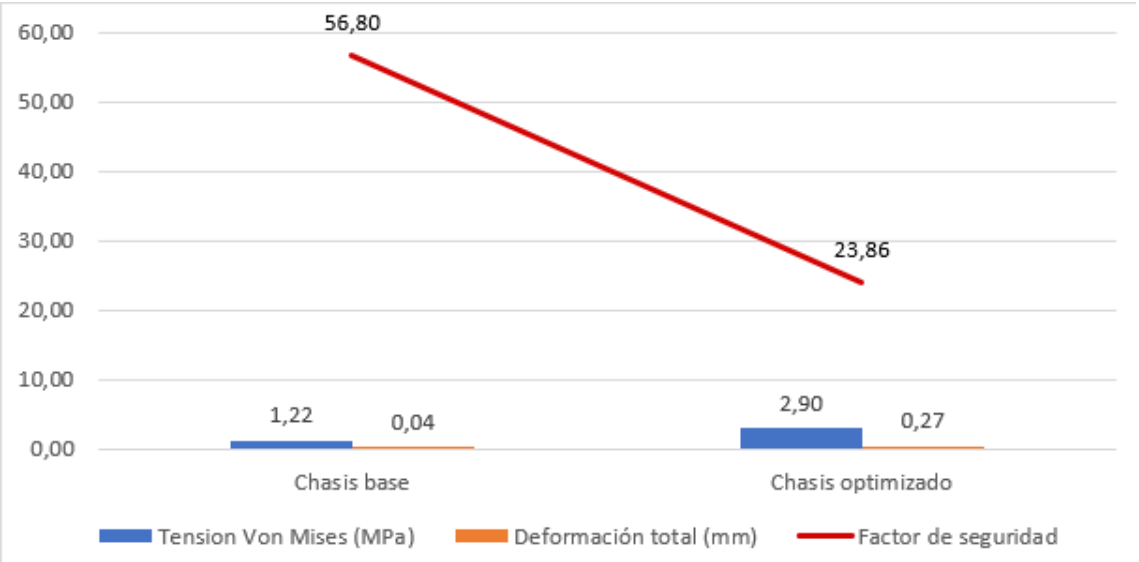


Figura 115. Comparación del caso 8 del chasis base vs chasis optimizado

8.4 Análisis comparativo del comportamiento dinámico

8.4.1 Desplazamiento de las frecuencias modales

Al realizar la optimización topológica, la frecuencia de vibración de la estructura se modifica debido al cambio de su rigidez. En el chasis base, el módulo fundamental se sitúa en 182,65 Hz, un 30,40 % por encima de la frecuencia de excitación rotacional, quedando así fuera del 20% solicitado por los criterios de diseño.

En cambio, en el chasis optimizado, esa frecuencia fundamental se sitúa en 36,33 Hz, generando una caída del 80,10 % respecto al valor original y también quedando fuera del 20% de la banda de exclusión del primer armónico (**Tabla 52**). Esto se debe directamente al aligeramiento de la estructura ya que al quitar masa del sistema, disminuye la rigidez al adelgazar las secciones resistentes, por lo cual la frecuencia del mismo disminuye.

Tabla 52. Comparativa del espectro modal del chasis base vs chasis optimizado

Modo	Frecuencia natural en chasis base (Hz)	Frecuencia natural en chasis optimizado (Hz)
1	182,65	36,33
2	242,01	96,84
3	244,10	101,60
4	249,12	147,17
5	295,29	148,49
6	340,64	150,40

Debido a esta disminución, los modos de vibración del chasis base se han desplazado en comparación del chasis optimizado (**Figura 116**), afectando de esta manera a las bandas de exclusión tanto del primer armónico (112 Hz a 168 Hz) como a las del segundo armónico (224 Hz a 336 Hz).

En donde en el chasis base el modo fundamental como se comento queda fuera del primer armónico y también del segundo armónico quedando así en zonas seguras, en cambio, los modos 2 a 5 que se sitúan entre 242,01 y 295,29 Hz, se alojan directamente en la banda de exclusión del segundo armónico, siendo esta la resonancia producida por las palas bipala. Esto no es tán crítico ya que el modo fundamental (182,,65 Hz) es el más fácil excitable de la estructura y el de mayor capacidad para desarrollar un acoplamiento resonante destructivo al acelerar el proceso de fatiga si entra en resonancia.

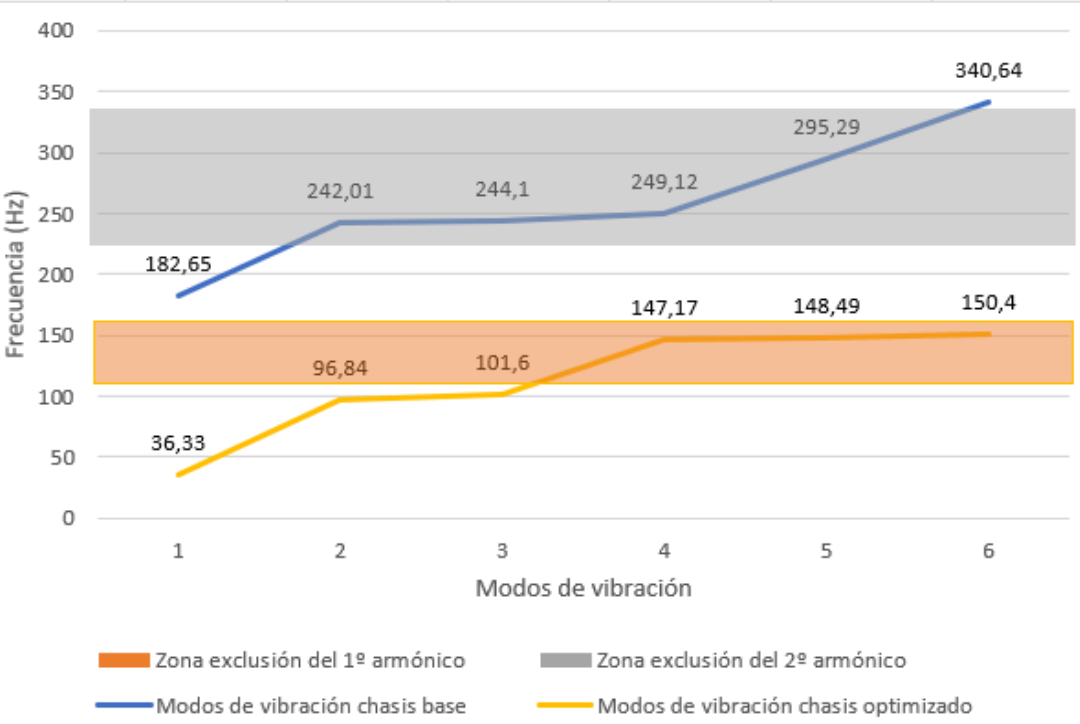


Figura 116. Comparativa de modos de vibración del chasis base y chasis optimizado

En el chasis optimizado, la situación cambia por completo, ya que este descenso global de los modos de vibración, deja a los tres primeros modos de vibración fuera de la banda de exclusión del primer armónico, de esta manera dejando dentro del 20% los siguientes tres modos. En cuanto al segundo armónico, en este caso todos los modos de vibración se quedan fuera de la banda de exclusión.

Por lo que como conclusión sobre la optimización de masa de la estructura es desfavorable debido a que los últimos tres modos de vibración entran en la banda de exclusión del primer armónico en comparación de la estructura base que no entra ninguno, siendo este más crítico ya que es más fácil entrar en resonancia que el segundo armónico, afectando así a la estructura al fallo por fatiga o vibración repetida.

Capítulo 9. Conclusiones generales y líneas de trabajo futuras

9.1 Conclusiones generales

La presente investigación ha cumplido satisfactoriamente con el objetivo de diseñar, aligerar y validar estructuralmente un chasis monobloque optimizado para un vehículo aéreo no tripulado (UAV) de configuración multirrotor, adaptando su geometría a los requerimientos y restricciones de la fabricación aditiva por modelado por deposición fundida (FDM).

A partir de los resultados técnicos, numéricos y de manufactura expuestos a lo largo de esta memoria, se desprenden las siguientes conclusiones generales:

- **Eficacia de la optimización topológica y reducción de masa:** Se ha demostrado que la optimización topológica es una herramienta analítica fundamental para la redistribución del material estructural, eliminandolo de las regiones que están sometidas a bajos estados tensionales y concentrándolo en las partes de la carga crítica.

  Se partió de una meta de reducción del 55% de la masa del chasis y se ha alcanzado una reducción real del 50,89% en el conjunto estructural (de 441,70 g a 216,91 g), esta eliminación de 224,79 g supone una reducción total contando con los componentes comerciales integrados (COTS) de un 20,39% de la masa de despegue, pasando de 1102,47 g a 877,68 g. Este resultado sitúa la plataforma con holgura dentro del límite de 2 Kg exigido por la subcategoría A2 de la Categoría Abierta del Reglamento de Ejecución (UE) 2019/947 [**2**].

- **Repercusión propulsiva, energética y sobre la estabilidad:** La reducción de masa se traduce de forma directa en una mejora del comportamiento operativo del UAV. La relación empuje-peso (TWR) aumenta un 25,60%, al pasar de 3,08 a 3,87, esto favorece además a la fracción de empuje necesaria para el vuelo estacionario necesitando solo un 25,80% del empuje máximo exigido por el motor en vez del 32%.

  Esta menor exigencia propulsiva disminuye la potencia eléctrica que necesita el vehículo aéreo de la batería, por lo cual, la autonomía y la potencia disponible para hacer maniobras en caso de que se necesiten aumenta. También por esta disminución de peso, desplaza el centro de gravedad en el eje vertical desde -1,08 mm hasta -19,21 mm, generando un efecto péndulo que mejora la estabilidad en vuelo estacionario, las respuestas frente a las cargas de viento y la resistencia al vuelo lateral.

- **Rigor y validación del modelo numérico:** La fiabilidad de todas las simulaciones se ha sustentado en una validación cruzada entre los desarrollos analíticos y los resultados computacionales del chasis base. La posición del centro de gravedad en el eje Y presenta una desviación de tan solo 0,02 mm (-1,06 mm en el cálculo analítico y -1,08 mm en el cálculo computacional), en el área de sección del brazo tiene una desviación de tan solo un 3% (260,73 mm^2 frente a 253,25 mm^2) y en el momento de inercia sólo un 9% de desviación (4248,55 mm^4 frente a 3887,56 mm^4).

La tensión de Von Mises en el empotramiento del brazo da una desviación de 21,21% (1,65 MPa frente a los 2 MPa que dio ANSYS) que es coherente debido a las simplificaciones que se tomaron en el caso analítico (sección constante y aristas vivas sin tener en cuenta los redondeos). Estos márgenes acotados confirman la validez de los resultados numéricos y respaldan las simulaciones como base fiable para la toma de decisiones de diseño.

- **Integridad estática y seguridad estructural:** Los cálculos por el método de elementos finitos confirman que el chasis optimizado conserva un márgen de seguridad adecuado en la totalidad de los escenarios de vuelo a pesar de la pérdida de rigidez asociada al aligeramiento. En la condición de vuelo a máximo empuje (**Caso 1**), el coeficiente de seguridad es de 4,36 (tensión de Von Mises de 15,86 MPa) y en las cargas aerodinámicas de viento (**Casos 2 a 4**) resultan no dimensionantes, con un coeficiente de seguridad del 7,75, afirmando así que el estado tensional está dominado por el empuje de los motores y no por la acción del viento. El escenario de vuelo más severo, es el del fallo crítico de un motor (**Caso 5**), aun así se mantiene un coeficiente de 3,42 que está bastante por encima del criterio de diseño de 2 establecido para el material PA12-CF.

  En los escenarios de impacto, el aterrizaje sobre las cuatro patas (**Caso 6**) y el impacto frontal (**Caso 8**) cumplen holgadamente con el coeficiente de seguridad mínimo de 2 (siendo 13,74 y 23,86 respectivamente). En cambio, el impacto sobre las dos patas delanteras (**Caso 7**) constituye la condición límite del diseño optimizado, ya que la tensión alcanzada es de 45,54 MPa y el coeficiente de seguridad de 1,52, estando por debajo del criterio de diseño de este proyecto de 2, pero permanece por encima del valor mínimo de 1,50 establecido por la **EASA CS-23 [7].** Este resultado muestra que las patas de aterrizaje como las zonas críticas que requieren un refuerzo local, según se comenta en las líneas de trabajo futuras.

- **Comportamiento dinámico:** El análisis modal mostró que el aligeramiento penaliza el comportamiento vibratorio de la estructura, ya que la reducción de rigidez que obtuvo el vehículo aéreo debido al adelgazamiento de las secciones resistentes provocó una caída del 80,10 % de la frecuencia fundamental, pasando de 182,65 Hz en el chasis base a 36,33 Hz en el optimizado.

  En el chasis base el modo fundamental quedaba un 30,40 % por encima de la frecuencia de excitación rotacional y con ello todos los demás modos de vibración quedaban fuera de la banda de exclusión del primer armónico (112 - 168 Hz), pero en el chasis optimizado, las frecuencias disminuyen, quedando los tres primeros modos quedan fuera de dicha banda pero los modos 4, 5 y 6 (147,17 Hz, 148,49 Hz y 150,40 Hz respectivamente) caen directos en esa zona.

  Debido a que el primer armónico es el de mayor facilidad de excitación y el de mayor probabilidad de acoplamiento de resonancia. De esta manera se concluye que la optimización de masa resulta desfavorable desde la perspectiva dinámica, lo que motiva las medidas de mitigación propuestas en las líneas de trabajo futuras.

- **Idoneidad del material compuesto (Nylon PA12-CF):** La selección de la poliamida 12 reforzada con fibra de carbono (PA12-CF) como material estructural base ha sido plenamente validada. Sus excelentes propiedades mecánicas específicas (alta relación resistencia-peso, rigidez flexional y tenacidad a la fractura) han permitido reducir los

espesores de pared del chasis a valores mínimos de 2 mm. Los ensayos virtuales confirman que el material soporta holgadamente los esfuerzos mecánicos sin aproximarse a su límite de plastificación.

- **Viabilidad de fabricación aditiva (DfAM):** El diseño del chasis no solo responde a criterios de resistencia, sino también de fabricabilidad. La implementación estratégica de una sección transversal en "U" invertida en los brazos estructurales ha demostrado ser un éxito de diseño para la fabricación aditiva (DfAM). Esta geometría permite extruir el filamento compuesto en posición horizontal sin necesidad de generar estructuras de soporte interno inaccesibles.

9.2 Líneas de trabajo futuras

La culminación de este TFG establece una base técnica sólida, pero al mismo tiempo abre las puertas a futuras líneas de investigación y optimización industrial antes de proceder a la producción en masa de UAV. Se proponen los siguientes bloques de desarrollo para futuras fases del proyecto:

1. **Rediseño localizado por criterio de rigidez dinámica:** Tomando como punto de partida los resultados del análisis modal (Capítulo 7), donde se identificó que los modos de vibración 4, 5 y 6 caen dentro del rango de exclusión frecuencial del motor (112 Hz - 168 Hz), se plantea como línea futura prioritaria una modificación geométrica puntual. Se proyecta un incremento localizado del espesor de pared (pasando de 2 mm a 3mm) exclusivamente en la zona de transición o raíz del brazo, o bien la adición de un nervio de refuerzo longitudinal. Al aumentar el momento de inercia de la sección, se incrementará la rigidez estructural (K) con un impacto de masa despreciable, logrando desplazar eficazmente las frecuencias naturales críticas por encima de los 168 Hz para anular por completo el riesgo de resonancia local.

2. **Ensayos de caracterización experimental y prototipado físico:** Se propone la fabricación física del chasis monobloque en una impresora FDM industrial equipada con boquilla de acero endurecido de 0.6 mm. Con el prototipo real, se plantea la realización de ensayos destructivos y no destructivos en laboratorio para correlacionar los datos numéricos de ANSYS con la realidad empírica. Esto incluye ensayos de flexión estática en banco de pruebas y análisis vibracional mediante acelerómetros piezoeléctricos para mapear experimentalmente las frecuencias naturales reales del Nylon PA12-CF impreso.

3. **Implementación de sistemas de amortiguamiento mecánico pasivo:** Se contempla el estudio e integración de elementos aislantes elásticos (dampers o silentblocks) fabricados en poliuretano flexible o silicona de grado aeronáutico. Estos componentes se interpondrán en la interfaz de unión atornillada entre la base de aluminio de los motores y el chasis polimérico. Su objetivo futuro será actuar como un filtro mecánico pasivo, absorbiendo por histéresis elástica las micro-vibraciones armónicas de alta frecuencia generadas por las hélices antes de que se transmitan a la estructura.

BIBLIOGRAFÍA

[1] *Comisión Europea. (2019a). Reglamento Delegado (UE) 2019/945 de la Comisión, de 12 de marzo de 2019, sobre los sistemas de aeronaves no tripuladas y los operadores de terceros países de sistemas de aeronaves no tripuladas. Diario Oficial de la Unión Europea, L 152, 1–40* https://eur-lex.europa.eu/legal-content/ES/TXT/?uri=CELEX%3A32019R0945 *Accessed 8 April 2026*

[2] *Comisión Europea. (2019b). Reglamento de Ejecución (UE) 2019/947 de la Comisión, de 24 de mayo de 2019, relativo a las normas y los procedimientos aplicables a la utilización de aeronaves no tripuladas. Diario Oficial de la Unión Europea, L 152, 45–71.* https://eur-lex.europa.eu/legal-content/ES/TXT/?uri=CELEX%3A32019R0947 *Accessed 8 April 2026*

[3] *Asociación Española de Normalización (UNE). (2026). UNE-EN ISO 527-2:2026. Plásticos. Determinación de las propiedades en tracción. Parte 2: Condiciones de ensayo de plásticos para moldeo y extrusión (ISO 527-2:2025). UNE.* https://plataforma-aenormas-aenor-com.eu1.proxy.openathens.net/standard/UNE/N0075564 *Accessed 15 April 2025*

[4] *Asociación Española de Normalización (UNE). (2026). UNE-EN ISO 1183-1:2026. Plásticos. Métodos para determinar la densidad de plásticos no celulares. Parte 1: Método de inmersión, método del picnómetro líquido y método de valoración (ISO 1183-1:2004). UNE.* https://plataforma-aenormas-aenor-com.eu1.proxy.openathens.net/standard/UNE/N0075984
Accessed 9 May 2026

[5] *Asociación Española de Normalización (UNE). (2005). UNE-EN ISO 178/A1:2005. Plásticos. Determinación de las propiedades de flexión. Enmienda 1: Declaración de precisión (ISO 178:2001/Amd. 1:2004). UNE.* https://plataforma-aenormas-aenor-com.eu1.proxy.openathens.net/standard/UNE/N0034235
Accessed 10 May 2026

[6] *Weerg. (2025). Technical datasheet v2.1: HP Multi Jet Fusion Nylon PA12. Weerg.* https://www.weerg.com/hubfs/Datasheets/Datasheets%202024/ENG/EN_NylonPA12CF.pdf
Accessed 20 May 2026

[7] *European Union Aviation Safety Agency (EASA). (2026). Easy Access Rules for Normal-Category Aeroplanes (CS-23 Amendment 6 / ED Decision 2026/003/R). EASA.*
https://www.easa.europa.eu/en/document-library/easy-access-rules/easy-access-rules-normal-category-aeroplanes-cs-23
Accessed 5 June 2026

[8] *Bendsøe, M. P., & Sigmund, O. (2003). Topology optimization: Theory, methods, and applications. Springer.*
https://link.springer.com/book/10.1007/978-3-662-05086-6
Accessed 5 June 2026

[9] *Zienkiewicz, O. C., Taylor, R. L., & Fox, D. D. (2014). The finite element method for solid and structural mechanics (7th ed.). Butterworth-Heinemann.*
https://www.sciencedirect.com/book/monograph/9781856176347/the-finite-element-method-for-solid-and-structural-mechanics
Accessed 10 June 2026

[10] *ANSYS Inc. (2025). Topology optimization in Ansys Mechanical: Simulation topics. Ansys.*
https://www.ansys.com/en-gb/simulation-topics/what-is-topology-optimization
Accessed 12 June 2026

[11] *Saif, M., et al. (2022). Modelling of quad-rotor dynamics and hardware-in-the-loop simulation. The Journal of Engineering.* https://ietresearch.onlinelibrary.wiley.com/doi/10.1049/tje2.12152 *Accessed 15 June 2026*

[12] *European Union Aviation Safety Agency. (2026). CS-23 amendment 5 [PDF].* https://www.easa.europa.eu/sites/default/files/dfu/CS-23%20Amendment%205.pdf *Accessed 15 June 2026*

[13] *Balayan, A., Mallick, R., Dwivedi, S., Saxena, S., Haorongbam, B., & Sharma, A. (2024). Diseño óptimo del chasis de quadcopter utilizando diseño generativo y materiales ligeros para avanzar en la agricultura de precisión. Drones, 9(11), 789.* https://www.virtualpro.co/articulos/optimizacion-chasis-quadcopter-con-diseno-generativo-y-materiales-ligeros-262588 *Accessed 15 June 2026*

[14] *Ji, A., & Turkoglu, K. (2015). Development of a low-cost experimental quadcopter testbed using an Arduino controller and software. San José State University, Department of Aerospace Engineering.* https://arxiv.org/abs/1508.04886 *Accessed 15 June 2026*

[15] *Animas, H. (2011). Evaluación de estructuras en resonancia [Tesis de maestría, Universidad Autónoma de Zacatecas]. ResearchGate.* https://www.researchgate.net/publication/273633706_Evaluacion_de_Estructuras_en_Resonancia *Accessed 15 June 2026*

[16] *Mega-Calculator. (s. f.). Calculadora de velocidad del viento de Beaufort.* https://www.mega-calculator.com/es/physics/beaufort-scale/ *Accessed 15 June 2026*

[17] *Yubrain. (s. f.). ¿Cuál es la densidad del aire en condiciones normales?* https://www.yubrain.com/ciencia/la-densidad-del-aire-en-condiciones-normales/ *Accessed 15 June 2026*

[18] *Federal Aviation Administration. (s. f.). 14 CFR Part 23 – Airworthiness standards: normal category airplanes.* https://www.seguridadaerea.gob.es/sites/default/files/apendice-s-v1-guia-estudio-seguridad-sora_0.pdf *Accessed 15 June 2026*

[19] *Caño, J. (2012). Apuntes para una breve introducción a la Resistencia de Materiales y temas relacionados. Universidad de Valladolid.* https://uvadoc.uva.es/handle/10324/2029 *Accessed 15 June 2026*

[20] *Çengel, Y. A., & Cimbala, J. M. (2018). Mecánica de fluidos: Fundamentos y aplicaciones (4.ª ed.). McGraw-Hill Interamericana.* https://opacbiblioteca.unibe.edu.do/bib/107188?utm_source=chatgpt.com *Accessed 15 June 2026*

[21] *HOVERAir. (2026, marzo 23). Different types of drones and uses. HOVERAir.* https://hoverair.com/de-de/blogs/guide/drone-types-and-uses-2026 *Accessed 15 June 2026*

[22] *Cook, R. D., Malkus, D. S., Plesha, M. E., & Witt, R. J. (2002). Concepts and applications of finite element analysis (4th ed.). John Wiley & Sons.* https://es.scribd.com/document/396808112/212457647-2002-Cook-Et-Al-Concepts-and-Applications-of-Finite-Element-Analysis-4ed-pdf *Accessed 15 June 2026*

[23] *Zienkiewicz, O. C., Taylor, R. L., & Zhu, J. Z. (2013). The finite element method: Its basis and fundamentals (7th ed.).* https://research.ebsco.com/c/5crbx4/search/details/zx5ahcar4b?q=The%20Finite%20Element%20Method%3A%20Its%20Basis%20and%20Fundamentals *Accessed 15 June 2026*

[24] *Chopra, A. K. (2017). Dinámica de estructuras (4.ª ed.). Pearson.* https://hebmerma.com/wp-content/uploads/2020/10/Dinamica-de-Estructuras-4Ed-Anil-K.-Chopra-1.pdf *Accessed 15 June 2026*

[25] *Alutal. (2024, agosto 18). Resonancia y vibración: cómo evitar riesgos en las máquinas. Blog Alutal.* https://blog.alutal.com.br/es/guias-tecnicas/C%C3%B3mo-afecta-la-resonancia-a-la-vibraci%C3%B3n/ *Accessed 15 June 2026*

[26] *Meza, C. A., Tamayo, F., & Franco, E. E. (2015). Optimización topológica aplicada al diseño de componentes estructurales mecánicos de peso reducido. El Hombre y la Máquina, (46), 72–79.* https://www.redalyc.org/articulo.oa?id=47843368009 *Accessed 15 June 2026*

[27] *MatWeb. (s. f.). AISI Type 304 stainless steel. MatWeb.* https://www.matweb.com/search/DataSheet.aspx?MatGUID=4f19a42be94546b686bbf43f79c51b7d&ckck=1 *Accessed 15 June 2026*

[28] *CFRP-TSTAR. (s. f.). Carbon fiber mechanical properties reference. CFRP-TSTAR.* https://www.cfrp-tstar.com/es/carbon-fiber-mechanical-properties-reference/ *Accessed 15 June 2026*

[29] *Weerg. (2025). Nylon PA12 (PDF). Weerg.*

https://www.weerg.com/hubfs/Datasheets/Datasheets%202024/ENG/EN_NylonPA12.pdf

Accessed 15 June 2026

[29] *Irvine, T. (2026). Modal participation factor and effective modal mass. Vibrationdata.*

https://blog.vibrationdata.com/wp-content/uploads/2026/02/ModalMass_revK.pdf

Accessed 15 June 2026

[30] *Trillet, D., Duysinx, P., & Fernández, E. (2023). Analytical relationships for imposing minimum length scale in the robust Topology Optimization formulation. Structural and Multidisciplinary Optimization.*

https://www.ijsmdo.org/articles/smdo/full_html/2023/01/smdo230032/smdo230032.html#T1

Accessed 15 June 2026

[31] *Rai, S., Rawat, A., & Kumar, A. (2025). Design and performance analysis of high-altitude UAVs: trends, challenges, and innovations. Discover Applied Sciences, 7, 833.*

https://link.springer.com/article/10.1007/s42452-025-07357-8

Accessed 15 June 2026

[32] *de Castro, P. M. S. T. (2024). Clarification on classical fatigue design for biaxial stress fields. Designs, 8(6), Artículo 125.*
https://www.mdpi.com/2411-9660/8/6/125
Accessed 15 June 2026

[33] *Rangarajan, S. S., Shiva, C. K., Collins, E. R., & Senjyu, T. (2025). Electric vehicle motors free of rare-earth elements—An overview. Machines, 13(8), Artículo 702.*
https://www.mdpi.com/2075-1702/13/8/702
Accessed 15 June 2026

[34] *Ramadhan, A. S., Priyandoko, G., & Setyawan, R. A. (2020). Automatic balancing system in quadcopter with change in center of gravity. IOP Conference Series: Materials Science and Engineering, 1003(1), Artículo 012005.*
https://www.researchgate.net/publication/343266623_Automatic_Balancing_System_in_Quadcopter_with_Change_in_Center_of_Gravity
Accessed 15 June 2026

[35] *Bennaceur, S., & Azouz, N. (2023). Modelling and control of a quadrotor with flexible arms. Alexandria Engineering Journal, 65, 209–231.*
https://www.sciencedirect.com/science/article/pii/S1110016822006822
Accessed 15 June 2026

[36] *DJI. (2015). FlameWheel 450 user manual (v2.2). SZ DJI Technology Co.* https://dl.djicdn.com/downloads/flamewheel/en/F450_User_Manual_v2.2_en.pdf

Accessed 15 June 2026

[37] *Bouabdallah, S., & Siegwart, R. (2007). Quadrotor helicopter flight dynamics and control. Stanford AI Lab.* https://ai.stanford.edu/~gabeh/papers/Quadrotor_Dynamics_GNC07.pdf

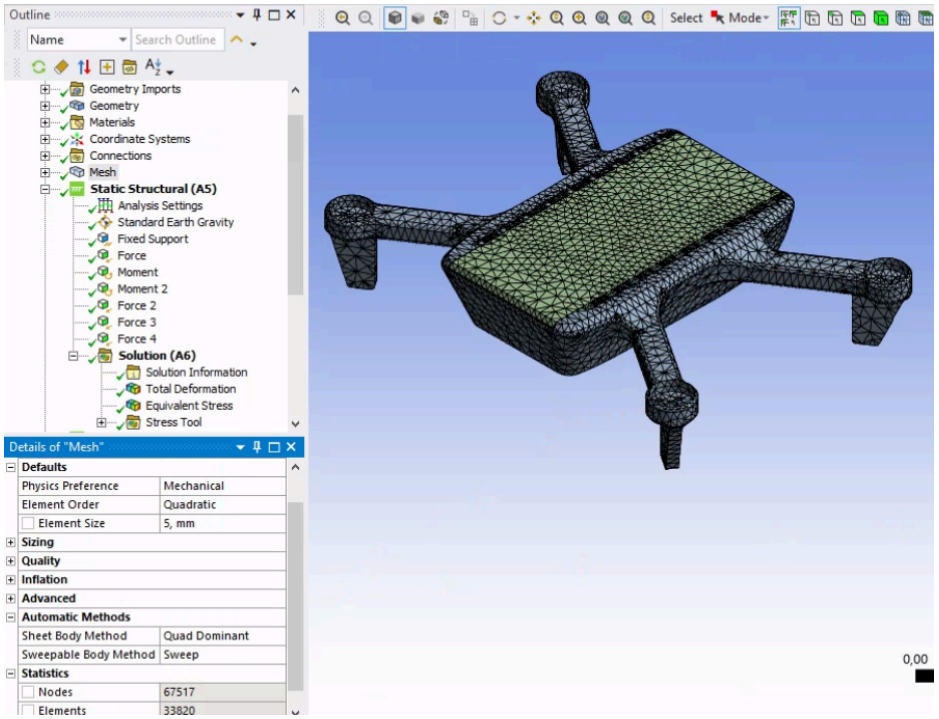
Accessed 15 June 2026

[38] *Beer, F. P., Johnston, E. R., Mazurek, D. F., y Eisenberg, E. R. (2010). Mecánica vectorial para ingenieros: Estática (9.ª ed.). McGraw-Hill.* https://archive.org/details/MecanicaVectorialParaIngenierosBeer9naEdicion/page/n1/mode/2up

Accessed 15 June 2026

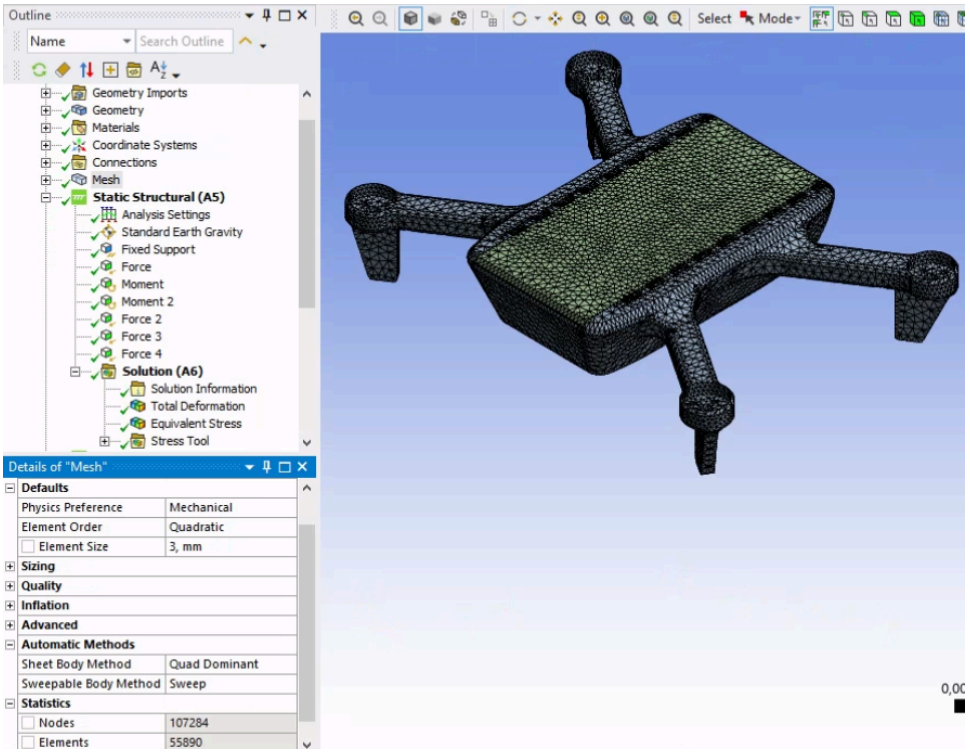
Anexos

Anexo 1



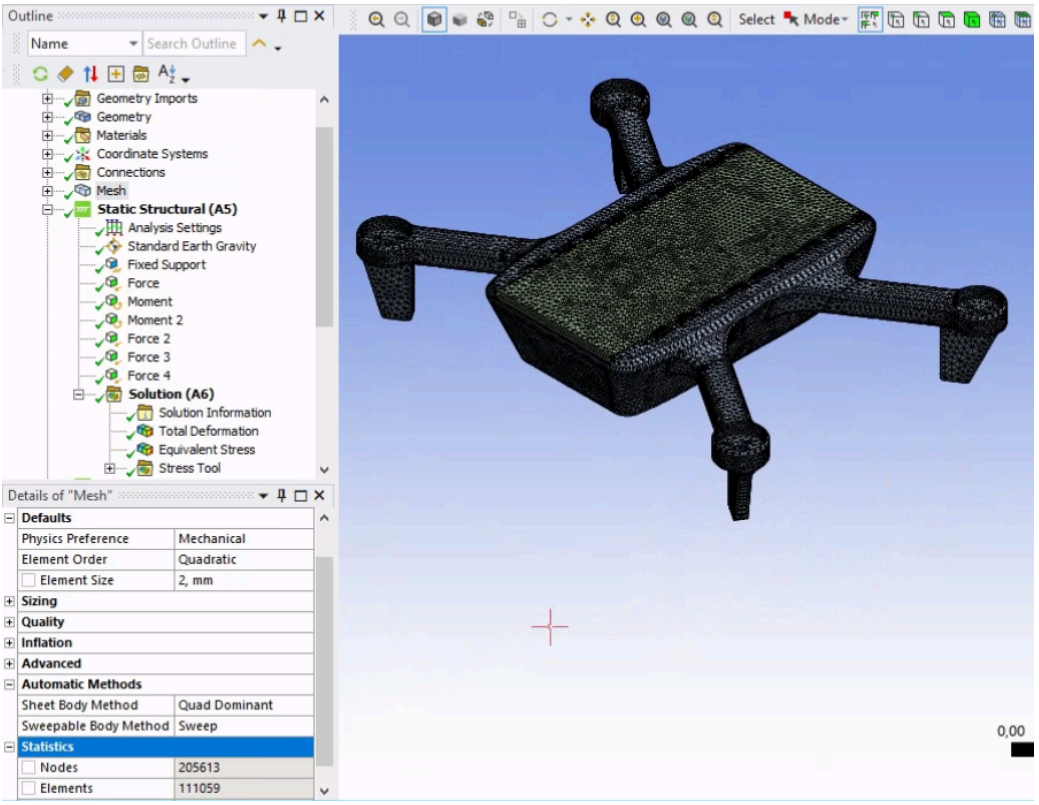
Anexo 1. Mallado de 5 mm para estudio de convergencia

Anexo 2



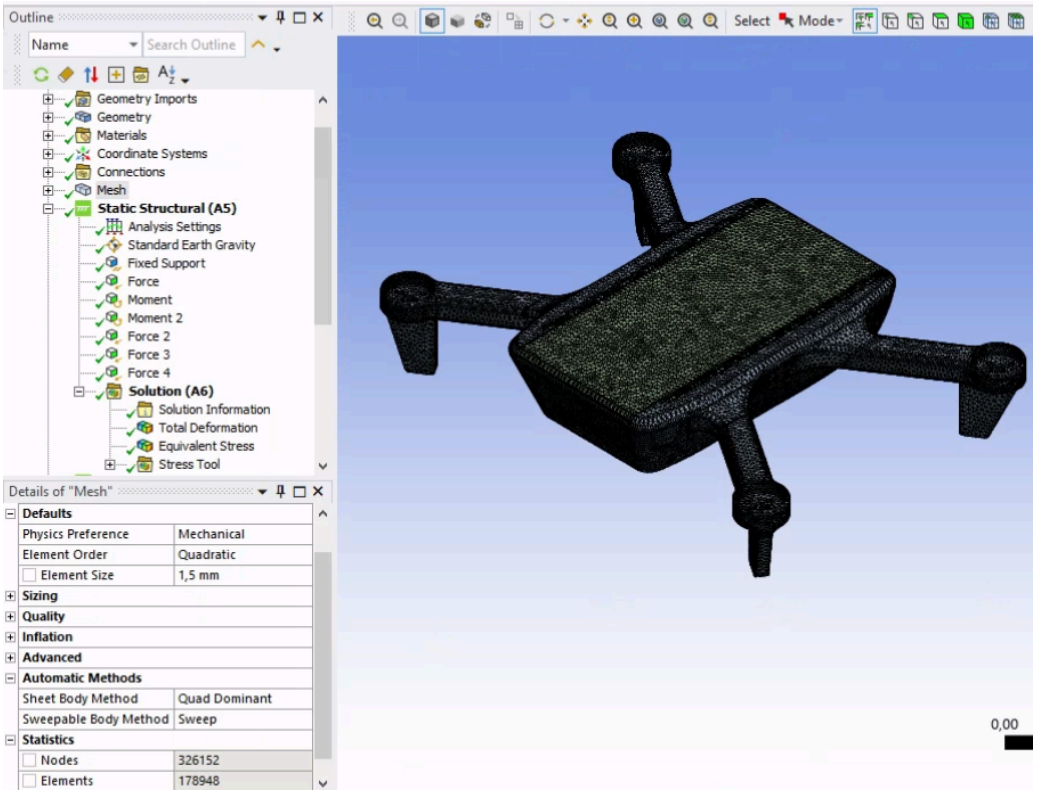
Anexo 2. Mallado de 3 mm para estudio de convergencia

Anexo 3



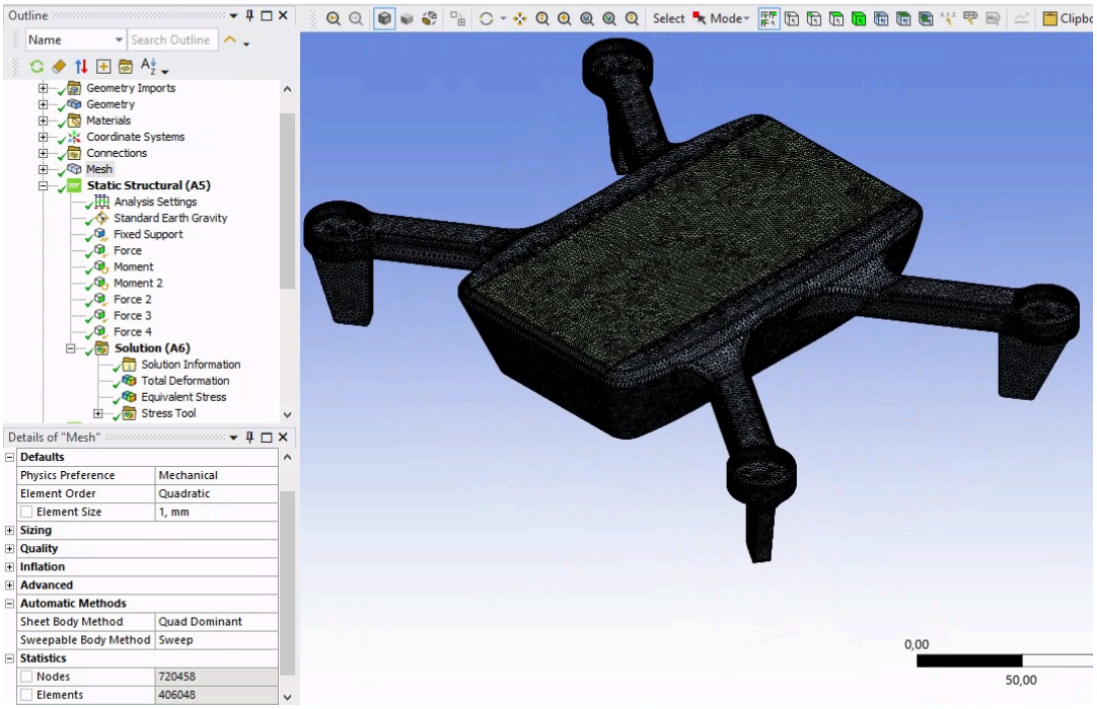
Anexo 3. Mallado de 2 mm para estudio de convergencia

Anexo 4



Anexo 4. Mallado de 1,5 mm para estudio de convergencia

Anexo 5



Anexo 5. Mallado de 1 mm para estudio de convergencia

Anexo 6

	Mode	Frequency [Hz]
1	1.	36,334
2	2.	96,845
3	3.	101,6
4	4.	147,17
5	5.	148,49
6	6.	150,4

Anexo 6. Valores simulación modal drone optimizado

Anexo 7

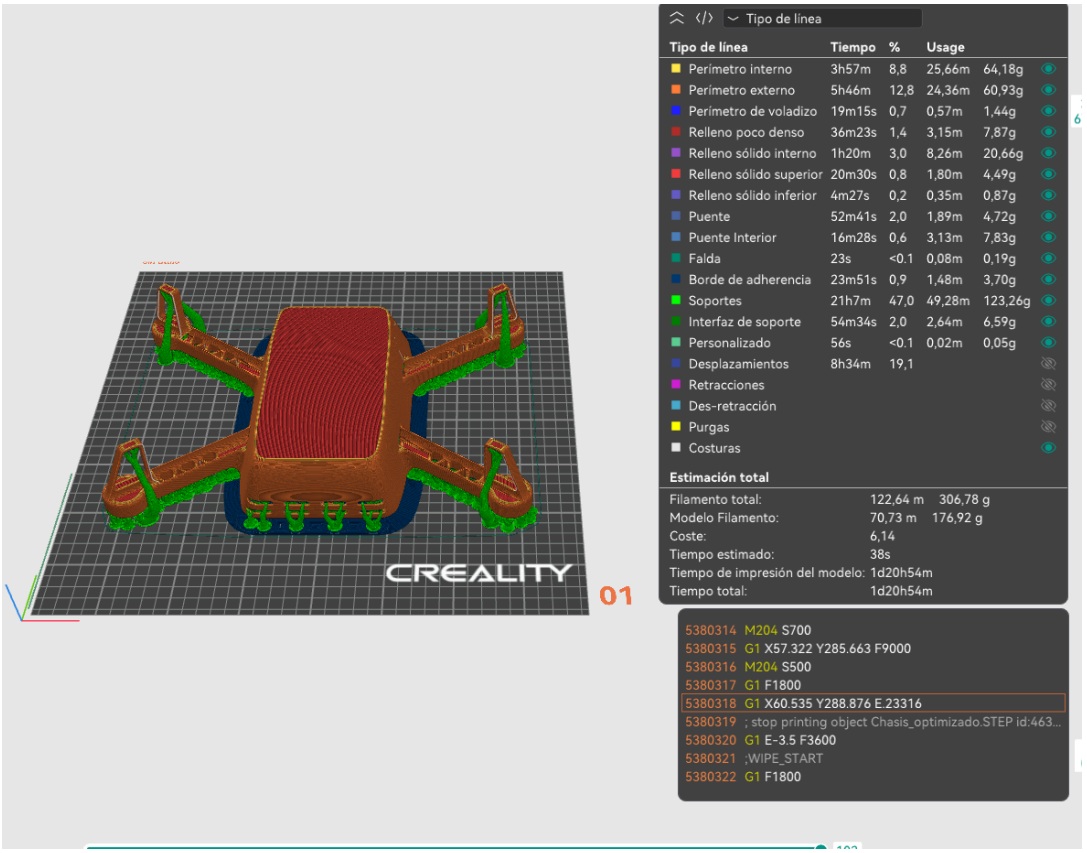
Filamento	Modelo	Soportes	Total
1	75,74 m 189,46 g	54,83 m 137,15 g	130,57 m 326,62 g

Estimación total

Tiempo total: 1d23h6m
Costo total: 6,53

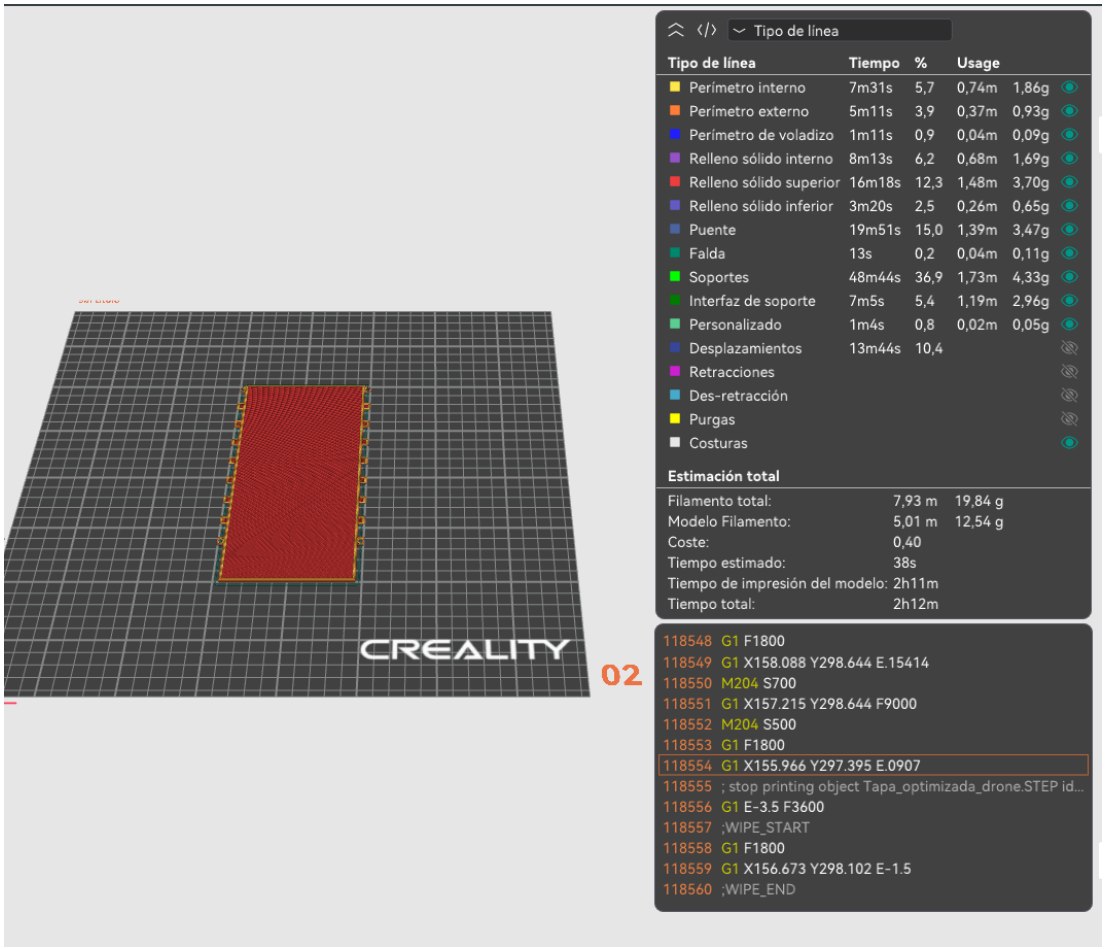
Anexo 7. Resumen de filamento gastado y tiempo total de impresión

Anexo 8



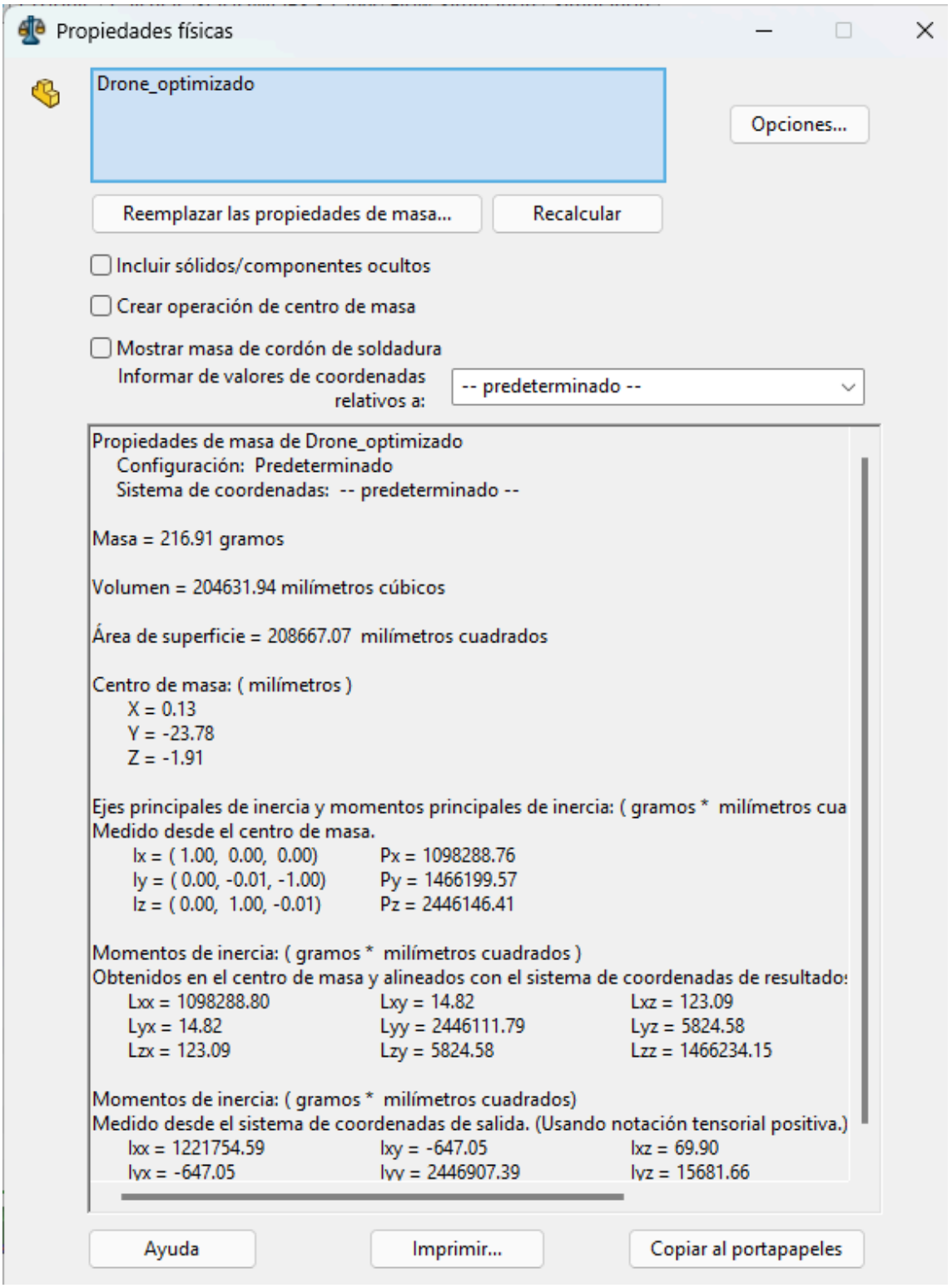
Anexo 8. Laminado del chasis del drone

Anexo 9



Anexo 9. Laminado de la tapa optimizada

Anexo 10



Anexo 10. Propiedades físicas del drone optimizado

Anexo 11

Tabular Data

	Mode	Frequency [Hz]
1	1,	182,65
2	2,	242,01
3	3,	244,1
4	4,	249,12
5	5,	295,29
6	6,	340,64

Anexo 11. Espectro de frecuencias naturales del chasis