



Diseño, análisis y construcción por medio de impresión 3D de la estructura de un cuadricóptero utilizando las herramientas de diseño generativo, optimización topológica y dinámica de fluidos computacionales.

Correa Pillajo, Fabricio Wladimir y Delgado Nieto, Bryan Vinicio

Departamento de Ciencias de la Energía y Mecánica

Carrera de Ingeniería Mecánica

Trabajo de titulación, previo a la obtención del título de Ingeniero Mecánico

Ing. Olmedo Salazar José Fernando MSc.

31 de enero del 2022



TESIS_CORREA_FABRICIO_&_DELGADO_BRYAN.pdf

Scanned on: 1:4 February 1, 2022 UTC



Overall Similarity Score



Results Found



Total Words in Text



Firmado electrónicamente por:
JOSE FERNANDO
OLMEDO SALAZAR

| | |
|--------------------------|-----|
| Identical Words | 337 |
| Words with Minor Changes | 115 |
| Paraphrased Words | 590 |
| Ommited Words | 0 |



DEPARTAMENTO DE CIENCIAS DE LA ENERGÍA Y MECÁNICA
CARRERA DE INGENIERÍA MECÁNICA

CERTIFICACIÓN

Certifico que el trabajo de titulación: “Diseño, análisis y construcción por medio de impresión 3D de la estructura de un cuadricóptero utilizando las herramientas de diseño generativo, optimización topológica y dinámica de fluidos computacionales” fue realizado por los señores **Correa Pillajo, Fabricio Wladimir y Delgado Nieto, Bryan Vinicio** el cual ha sido revisado y analizado en su totalidad por la herramienta de verificación de similitud de contenido, por lo tanto cumple con los requisitos legales, teóricos, científicos, técnicos y metodológicos establecidos por la Universidad de las Fuerzas Armadas ESPE, razón por la cual me permito acreditar y autorizar para que lo sustente públicamente.

Sangolquí, 31 de enero del 2022

Firma:



.....
Ing. José Fernando Olmedo Salazar MSc.

CI: 1708186307



**DEPARTAMENTO DE CIENCIAS DE LA ENERGÍA Y MECÁNICA
CARRERA DE INGENIERÍA MECÁNICA**

RESPONSABILIDAD DE AUTORÍA

Nosotros, **Correa Pillajo, Fabricio Wladimir y Delgado Nieto, Bryan Vinicio**, con cédulas de ciudadanía n° 1719141903 y n° 1725130957, declaramos que el contenido, ideas y criterios del trabajo de titulación: **“Diseño, análisis y construcción por medio de impresión 3D de la estructura de un cuadricóptero utilizando las herramientas de diseño generativo, optimización topológica y dinámica de fluidos computacionales”** es de nuestra autoría y responsabilidad, cumpliendo con los requisitos legales, teóricos y metodológicos establecidos por la Universidad de las Fuerzas Armadas ESPE, respetando los derechos intelectuales de terceros y referenciando las citas bibliográficas.

Sangolquí, 31 de enero del 2022

Firma:

Correa Pillajo Fabricio Wladimir

CI: 1719141903

Firma:

Delgado Nieto Bryan Vinicio

CI: 1725130957



DEPARTAMENTO DE CIENCIAS DE LA ENERGÍA Y MECÁNICA
CARRERA DE INGENIERÍA MECÁNICA

AUTORIZACIÓN DE PUBLICACIÓN

Nosotros, **Correa Pillajo, Fabricio Wladimir y Delgado Nieto, Bryan Vinicio**, con cédulas de ciudadanía nº 1719141903 y nº 1725130957 autorizamos a la Universidad de las Fuerzas Armadas ESPE publicar el trabajo de titulación: **“Diseño, análisis y construcción por medio de impresión 3D de la estructura de un cuadricóptero utilizando las herramientas de diseño generativo, optimización topológica y dinámica de fluidos computacionales”** en el Repositorio Institucional, cuyo contenido, ideas y criterios son de nuestra responsabilidad.

Sangolquí, 31 de enero del 2022

Firma:

Correa Pillajo Fabricio Wladimir

CI: 1719141903

Firma:

Delgado Nieto Bryan Vinicio

CI: 1725130957

Agradecimiento

El esfuerzo, dedicación y constancia son un ejemplo y consecuencia de las personas que están detrás. Agradezco a mis padres Gladys Marina y Luis Hernán, mi hermana Estefanía que con su ejemplo de esfuerzo y valentía me han enseñado a no temer las adversidades, lo que me ha permitido llegar a cumplir hoy un sueño más. Su amor y motivación en toda esta etapa ha sido incondicional.

A Lissette Carolina mi amada esposa, por ser mi amiga y siempre confiar en mí. Por ser la alegría de mi vida y hacerme entender que la vida es tan maravillosa cuando el amor te acompaña en ese camino, eres la parte fundamental que complementa mi vida.

A toda mi familia Correa - Pillajo por su apoyo incondicional a lo largo de este camino.

A la Universidad de las Fuerzas Armadas ESPE, a la Facultad de Ingeniería Mecánica por acogerme y darme la oportunidad de formarme como un profesional.

Al Ing. José Fernando Olmedo Salazar MSc. que con sus valiosos conocimientos nos ha permitido terminar este trabajo escrito.

Finalmente, a mis grandes amigos por ser un gran apoyo en el diario vivir en la rutina universitaria y permitirme compartir gratas experiencias junto a ustedes.

Fabricio

Agradezco a Dios por permitirme llegar hasta acá y cumplir uno de los mayores anhelos que me han surgido a lo largo de mi infancia y adolescencia. De la mano de él pude superar cada obstáculo y reto académico que se me presentó hasta el momento.

También agradezco a mi padre Ingeniero Fausto Delgado, al que si bien su profesión es del área civil (Construcción) comparte la misma esencia de la ingeniería y siempre estuvo pendiente de mí y del camino que estaba siguiendo, me ayudo en lo que pudo y siempre me extendió su punto de vista y recomendación para poder cumplir con mi objetivo.

Gracias, mamá y Vicente por el apoyo emocional y logístico que me brindaron, y por soportarme cuando el estrés me ganaba. A mis hermanos por estar siempre pendientes de mí y a mi abuelita por sus bendiciones.

Finalmente, gracias, ESPE, por la oportunidad de formarme en esta tan gloriosa Institución.

Bryan

Dedicatoria

Dedico este trabajo escrito a mis padres Luis Hernán y Gladys Marina, ellos son mi gran motivación y fuerza para seguir adelante en los objetivos y metas propuestos, siempre dispuestos a apoyarme incondicionalmente. Me han guiado y enseñado a ser perseverante en todo momento, gracias por sus sabios consejos y valores inculcados en mí.

Al amor de mi vida Lissette Carolina por estar siempre en los momentos de felicidad y tristeza con las palabras correctas para llenarme de energía y valentía para seguir adelante. Gracias por ser parte de mi vida.

Fabricio

Siento una gran satisfacción al llegar a esta etapa final y poder dedicarla a mis seres queridos, mi familia. Patricia mi madre, Vicente su esposo que es como un padre para mí, Fausto mi padre, Camila mi hermana, Nazareno mi hermano, Sebastián mi primo prácticamente otro hermano, Anita mi tía, y finalmente María mi abuelita. Ellos son parte de mi motivación para concluir todo lo que me planteo en la vida y fueron mi apoyo físico y emocional para poder llegar a este punto. Sus triunfos son mis triunfos y me permito compartir los míos con ellos también, y esta, no es la excepción.

Dedico este punto también a mi pareja, Alicia, porque me acompañó a lo largo de los últimos años de mi carrera y me apoyo en el lugar donde me he desarrollado como profesional. Ha estado ahí comprendiéndome en mis derrotas y festejando en mis triunfos. Me es imposible no considerarla parte de mi trayecto universitario y parte de mi vida. La Universidad de las fuerzas armadas tampoco puede quedar fuera de mi dedicatoria, es y ha sido el escenario de uno de los pasos más importantes en mi vida, así que solo me queda darle las gracias a esta gran universidad y todo lo que la involucra y conforma.

Bryan

Índice de contenidos

| | |
|--|----|
| Agradecimiento | 6 |
| Dedicatoria | 8 |
| Índice de contenidos | 9 |
| Índice de tablas | 15 |
| Índice de figuras | 17 |
| Resumen | 23 |
| Abstract | 24 |
| CAPÍTULO I | 25 |
| Generalidades | 25 |
| Antecedentes | 25 |
| Planteamiento del Problema | 27 |
| Justificación e Importancia | 27 |
| Objetivos | 28 |
| Objetivo general | 28 |
| Objetivos específicos | 28 |
| Alcance | 28 |
| CAPÍTULO II | 30 |
| Marco Teórico | 30 |
| Diseño generativo | 30 |
| Optimización topológica | 31 |
| Formulación del problema para optimización topológica de estructuras | 32 |
| Método de optimización topológica | 33 |
| Macroestructural o geométrica | 34 |

| | |
|---|----|
| | 10 |
| Criterio de optimización | 35 |
| Dinámica de Fluidos Computacional (CFD)..... | 36 |
| Aplicación CFD en ingeniería | 36 |
| Descripción general de las simulaciones de flujo de fluidos | 37 |
| Pre-proceso..... | 38 |
| Solución de Ecuaciones | 38 |
| Postproceso | 38 |
| Procedimiento para la solución | 39 |
| Tecnología aditiva..... | 41 |
| La impresión 3D y una nueva revolución | 42 |
| Parámetros para Manufactura..... | 43 |
| Modelo digital STL..... | 44 |
| CAPÍTULO III | 46 |
| Ingeniería Conceptual | 46 |
| Diseño Conceptual de cuadricóptero..... | 46 |
| Requisitos y restricciones del cuadricóptero | 47 |
| Materiales..... | 49 |
| Matriz de selección de material por propiedades mecánicas..... | 49 |
| Selección del modelo de Hélice | 50 |
| Impresión 3D por extrusión | 52 |
| Extrusión de materiales..... | 52 |
| Impresión 3D por SLA | 53 |

| | |
|--|----|
| CAPÍTULO IV..... | 55 |
| Ingeniería Básica..... | 55 |
| Diseño preliminar..... | 55 |
| Estudios de Carga..... | 56 |
| Estado de reposo..... | 56 |
| Estado de elevación | 56 |
| Estado de sustentación | 57 |
| Análisis estructural del modelo base..... | 57 |
| Material para el análisis estructural..... | 58 |
| Masa..... | 58 |
| Mallado del cuadricóptero | 59 |
| Análisis estático en estado de reposo..... | 61 |
| Análisis estático en estado de elevación..... | 63 |
| Análisis estático en estado de sustentación..... | 65 |
| Optimización topológica de la estructura en estado de reposo..... | 67 |
| Controles de fabricación..... | 67 |
| Resultados del análisis topológico en estado de reposo..... | 69 |
| Proceso de rediseño de la estructura..... | 71 |
| Comparación | 71 |
| Análisis estático de la estructura propuesta 1 – Estado de reposo..... | 72 |
| Estado de reposo..... | 72 |
| Estado de elevación | 74 |

| | |
|--|----|
| Estado de sustentación | 75 |
| Resumen de resultados del estudio estático del modelo de reposo – propuesta 1..... | 77 |
| Optimización topológica de la estructura en estado de elevación | 77 |
| Controles de fabricación | 78 |
| Resultados del análisis topológico en estado de elevación..... | 79 |
| Proceso de rediseño de la estructura | 81 |
| Comparación | 82 |
| Análisis estático de la de la estructura propuesta 2 – Estado de elevación..... | 83 |
| Estado de reposo..... | 83 |
| Estado de elevación | 84 |
| Estado de sustentación | 86 |
| Resumen de resultados del estudio estático del modelo de elevación – propuesta 2 | 87 |
| Optimización topológica de la estructura en estado de sustentación | 88 |
| Controles de fabricación | 88 |
| Resultados del análisis topológico en estado de sustentación..... | 89 |
| Proceso de rediseño de la estructura | 89 |
| Comparación | 90 |
| Análisis estático de la estructura propuesta 3 – Estado de sustentación | 91 |
| Estado de reposo..... | 91 |
| Estado de elevación | 92 |
| Estado de sustentación | 94 |

| | |
|---|-----|
| Resumen de resultados del estudio estático del modelo de sustentación – propuesta 3 ... | 96 |
| Resumen final de resultados de la optimización topológica..... | 96 |
| Selección del modelo final..... | 97 |
| Criterio de evaluación de la masa | 98 |
| Criterio de evaluación del esfuerzo máximo..... | 98 |
| Criterio de evaluación de la deformación | 99 |
| Criterio de evaluación del factor de seguridad | 100 |
| Modelo con mejor puntuación..... | 100 |
| Diseño generativo con “FUSION 360”..... | 101 |
| Diseño Generativo | 107 |
| Estados de carga | 111 |
| Reposo | 111 |
| Elevación | 112 |
| Sustentación | 113 |
| Interpretación de los diseños | 114 |
| Análisis estructural del modelo de diseño generativo | 116 |
| Estado de reposo..... | 116 |
| Estado de elevación | 118 |
| Estado de sustentación | 120 |
| Resumen de resultados del estudio estructural del modelo generativo..... | 121 |
| CAPÍTULO V..... | 122 |
| Ingeniería De Detalle..... | 122 |

| | |
|--|-----|
| Dinámica de Fluidos Computacional | 122 |
| Geometrías | 122 |
| Identificación de las zonas involucradas | 124 |
| Configuración de condiciones de estudio | 126 |
| Condiciones de los dominios | 129 |
| Condiciones de frontera..... | 129 |
| Identificación de zonas de contacto..... | 130 |
| Inicialización | 131 |
| Ejecución del cálculo | 131 |
| Resultados del análisis CFD | 132 |
| Cálculo simplificado del empuje | 135 |
| Prototipado | 139 |
| Ajustes en PRUSA SLICER..... | 139 |
| Impresión 3D de los modelos..... | 144 |
| Capítulo VI | 147 |
| Conclusiones y Recomendaciones | 147 |
| Conclusiones | 147 |
| Recomendaciones | 149 |
| BIBLIOGRAFÍA | 150 |
| ANEXOS | 152 |

Índice de tablas

| | |
|---|-----|
| Tabla 1. Elementos y pesos del cuadricóptero..... | 47 |
| Tabla 2. Matriz de selección del material | 49 |
| Tabla 3. Matriz de selección del modelo hélice..... | 51 |
| Tabla 4. Resumen de la simulación del cuadricóptero en los diferentes estados de funcionamiento..... | 67 |
| Tabla 5. Comparación del modelo original y rediseño | 72 |
| Tabla 6. Resumen del análisis estático del modelo de reposo | 77 |
| Tabla 7. Comparación de estructura del cuadricóptero segundo modelo | 82 |
| Tabla 8. Resumen del análisis estático del modelo de elevación | 88 |
| Tabla 9. Comparación de estructura del cuadricóptero tercer modelo..... | 91 |
| Tabla 10. Resumen optimización topológica tercer modelo | 96 |
| Tabla 11. Resumen de los análisis de optimización topológica | 96 |
| Tabla 12. Alternativas para seleccionar el modelo final | 97 |
| Tabla 13. Rango de valores para criterios de selección..... | 97 |
| Tabla 14. Matriz de criterios para seleccionar el modelo más óptimo..... | 98 |
| Tabla 15. Criterio de análisis de masa | 98 |
| Tabla 16. Valoración de la masa de cada geometría obtenida | 98 |
| Tabla 17. Esfuerzos máximos de los modelos obtenidos | 99 |
| Tabla 18. Valoraciones de los esfuerzos generados..... | 99 |
| Tabla 19. Valoraciones de los desplazamientos generados | 99 |
| Tabla 20. Factor de seguridad de los modelos obtenidos..... | 100 |
| Tabla 21. Valoraciones del factor de seguridad generado | 100 |
| Tabla 22. Selección del modelo geométrico final | 101 |
| Tabla 23. Resumen de los estados de carga analizados..... | 121 |
| Tabla 24. Proceso de análisis CFD | 124 |

| | |
|---|-----|
| Tabla 25. Configuración de zonas de contacto | 129 |
| Tabla 26. Análisis CFD contornos de simulación | 134 |
| Tabla 27. Comparación prueba de vuelo | 138 |

Índice de figuras

| | |
|---|----|
| Figura 1. Procesos de diseño tradicional y actual..... | 30 |
| Figura 2. Optimización de topología mediante distribución de material isotrópico | 31 |
| Figura 3. Formulación de problemas y parametrización del diseño..... | 32 |
| Figura 4. Clasificación de métodos comunes para optimización topológica..... | 33 |
| Figura 5. a) microestructura y b) macroestructura. | 35 |
| Figura 6. Elementos principales de un análisis CFD | 39 |
| Figura 7. a) Análisis de tecnología convencional b) Análisis tecnología aditiva | 42 |
| Figura 8. Impresión 3D estilo Voronoi..... | 43 |
| Figura 9. Modelo de tecnología aditiva, a) cuadrado, b) superficie triángulos, c) Múltiples triángulos | 44 |
| Figura 10. Ejemplo de cuadricóptero en forma de x | 46 |
| Figura 11. Tipo y tamaño de hélice..... | 50 |
| Figura 12. Hélice para el cuadricóptero | 51 |
| Figura 13. Ángulos y modelo de hélice para el cuadricóptero | 52 |
| Figura 14. Impresora 3D por extrusión | 53 |
| Figura 15. Impresora 3D (SLA) | 54 |
| Figura 16. Estructura del cuadricóptero | 55 |
| Figura 17. Modelo base | 57 |
| Figura 18. Vista frontal del modelo base..... | 57 |
| Figura 19. Propiedades mecánicas de ABS | 58 |
| Figura 20. Masa de la estructura del cuadricóptero..... | 59 |
| Figura 21. Mallado del cuadricóptero..... | 60 |
| Figura 22. Detalles de la malla obtenida..... | 60 |
| Figura 23. Esfuerzos de Von Mises obtenidos en estado de reposo | 61 |
| Figura 24. Desplazamientos obtenidos en estado de reposo | 62 |

| | |
|--|----|
| Figura 25. Factor de seguridad obtenido en estado de reposo | 62 |
| Figura 26. Esfuerzos de Von Mises obtenidos en el estado de elevación | 63 |
| Figura 27. Desplazamientos obtenidos en estado de elevación | 64 |
| Figura 28. Factor de seguridad obtenido en el estado de elevación | 64 |
| Figura 29. Esfuerzos de Von Mises obtenidos en estado de sustentación..... | 65 |
| Figura 30. Desplazamientos obtenidos en estado de sustentación | 66 |
| Figura 31. Factor de seguridad obtenido en el estado de sustentación | 66 |
| Figura 32. Restricciones para reducir la masa..... | 67 |
| Figura 33. Regiones y controles para topología de la estructura..... | 68 |
| Figura 34. Control de simetría 1/4..... | 68 |
| Figura 35. Proceso de optimización topológica vista isométrica..... | 69 |
| Figura 36. Zonas que se mantienen en el análisis de topología..... | 70 |
| Figura 37. Optimización topológica mallado aproximado de material retenido..... | 70 |
| Figura 38. Rediseño de la estructura del cuadricóptero | 71 |
| Figura 39. Masa de la estructura optimizada | 72 |
| Figura 40. Esfuerzos en rediseño del modelo de reposo - estado de reposo..... | 73 |
| Figura 41. Desplazamientos en rediseño del modelo de reposo - estado de reposo | 73 |
| Figura 42. Factor de seguridad en rediseño del modelo de reposo - estado de reposo..... | 74 |
| Figura 43. Esfuerzos en rediseño del modelo de reposo - estado de elevación | 74 |
| Figura 44. Desplazamientos en rediseño del modelo de reposo - estado de elevación | 75 |
| Figura 45. Factor de seguridad en rediseño del modelo de reposo - estado de elevación..... | 75 |
| Figura 46. Esfuerzos en rediseño del modelo de reposo - estado de sustentación | 76 |
| Figura 47. Desplazamientos en rediseño del modelo de reposo - estado de sustentación..... | 76 |
| Figura 48. Factor de seguridad en rediseño del modelo de reposo - estado de sustentación... | 77 |
| Figura 49. Aplicación de restricciones y cargas a la estructura | 78 |
| Figura 50. Restricciones y porcentaje de reducción de masa | 78 |

| | |
|--|----|
| Figura 51. Restricciones de aristas y bordes | 79 |
| Figura 52. Control de simetría 1/4..... | 79 |
| Figura 53. Optimización topológica en estado de elevación | 80 |
| Figura 54. Proceso de optimización topológica vista isométrica estado de elevación..... | 80 |
| Figura 55. Geometría obtenida de optimización topológica..... | 81 |
| Figura 56. Rediseño de geometría..... | 81 |
| Figura 57. Masa del nuevo modelo geométrico | 82 |
| Figura 58. Esfuerzos en rediseño del modelo de elevación - Estado de reposo | 83 |
| Figura 59. Desplazamientos en rediseño del modelo de elevación - Estado de reposo | 84 |
| Figura 60. Factor de seguridad en rediseño modelo de elevación - Estado de reposo..... | 84 |
| Figura 61. Esfuerzos en rediseño del modelo de elevación - Estado de elevación..... | 85 |
| Figura 62. Desplazamiento en rediseño del modelo de elevación - Estado de elevación | 85 |
| Figura 63. Factor de seguridad en rediseño del modelo de elevación - Estado de elevación... .. | 86 |
| Figura 64. Esfuerzos en rediseño del modelo de elevación - Estado de sustentación | 86 |
| Figura 65. Desplazamientos en rediseño del modelo de elevación - Estado de sustentación .. | 87 |
| Figura 66. Factor de seguridad en rediseño del modelo de elevación - Estado de sustentación | 87 |
| Figura 67. Asignación de cargas y sujeciones en la geometría estado de sustentación..... | 88 |
| Figura 68. Control de simetría - 1/4 | 89 |
| Figura 69. Resultado de optimización topológica - Estado de sustentación | 89 |
| Figura 70. Rediseño de la estructura - Estado de sustentación | 90 |
| Figura 71. Masa del nuevo modelo geométrico | 90 |
| Figura 72. Esfuerzos en rediseño del modelo de sustentación - Estado de reposo | 91 |
| Figura 73. Desplazamientos en rediseño del modelo de sustentación - Estado de reposo..... | 92 |
| Figura 74. Factor de seguridad en rediseño del modelo de sustentación - Estado de reposo .. | 92 |
| Figura 75. Esfuerzos en rediseño del modelo de sustentación - Estado de elevación | 93 |

| | |
|---|-----|
| Figura 76. Desplazamientos en rediseño del modelo de sustentación - Estado de elevación .. | 93 |
| Figura 77. Factor de seguridad en rediseño del modelo de sustentación - Estado de elevación | 94 |
| Figura 78. Esfuerzos en rediseño del modelo de sustentación - Estado de sustentación..... | 94 |
| Figura 79. Desplazamientos en rediseño del modelo de sustentación - Estado de sustentación | 95 |
| Figura 80. Factor de seguridad en rediseño del modelo de sustentación - Estado de sustentación..... | 95 |
| Figura 81. Geometría que mejor resultados presento – Propuesta 1 | 101 |
| Figura 82. Modelo original..... | 102 |
| Figura 83. Modelo base en el programa Fusión 360 | 102 |
| Figura 84. a) Bases para motores b) Apoyos del cuadricóptero c) Placa superior base control d) cuerpo principal..... | 103 |
| Figura 85. Límites geométricos para el diseño generativo | 104 |
| Figura 86. Sólido de obstáculos propuesta 1 | 104 |
| Figura 87. Sólido de obstáculo propuesta 2..... | 105 |
| Figura 88. Sólido de obstáculo propuesta 3..... | 105 |
| Figura 89. a) Vistas del cuadricóptero para el diseño generativo | 106 |
| Figura 90. Geometría que se mantiene para el diseño generativo | 107 |
| Figura 91. Geometría de obstáculo..... | 108 |
| Figura 92. Modelo inicial área de trabajo | 108 |
| Figura 93. Límites para el análisis generativo..... | 109 |
| Figura 94. Principales propiedades del plástico ABS | 109 |
| Figura 95. Selección de la orientación del modelo | 110 |
| Figura 96. Caso de cargas en reposo | 111 |
| Figura 97. Atributos de carga en reposo | 111 |

| | |
|---|-----|
| Figura 98. Caso de carga en elevación | 112 |
| Figura 99. Atributos de caso de carga en elevación | 112 |
| Figura 100. Caso de carga sustentación | 113 |
| Figura 101. Atributos de carga sustentación..... | 113 |
| Figura 102. Ejemplos de varios modelos generados por el programa..... | 114 |
| Figura 103. Modelo generativo vista 1 | 115 |
| Figura 104. Modelo generativo vista 2 | 115 |
| Figura 105. Masa de la estructura | 116 |
| Figura 106. Renderizado geometría resultante de diseño generativo | 116 |
| Figura 107. Esfuerzos en estado de reposo modelo generativo..... | 117 |
| Figura 108. Desplazamientos en estado de reposo modelo generativo | 117 |
| Figura 109. Factor de seguridad en estado de reposo modelo generativo..... | 118 |
| Figura 110. Esfuerzos en estado de elevación modelo generativo | 118 |
| Figura 111. Desplazamientos en estado de elevación modelo generativo | 119 |
| Figura 112. Factor de seguridad en estado de elevación modelo generativo | 119 |
| Figura 113. Esfuerzos en estado de sustentación modelo generativo | 120 |
| Figura 114. Desplazamientos estado de sustentación modelo generativo | 120 |
| Figura 115. Factor de seguridad estado de sustentación modelo generativo | 121 |
| Figura 116. Sección de la estructura para el análisis por CDF | 122 |
| Figura 117. Dominio dinámico | 123 |
| Figura 118. Domino estático | 123 |
| Figura 119. Mallado de los dominios estático y dinámico..... | 126 |
| Figura 120. Ventana de trabajo Ansys Fluent..... | 126 |
| Figura 121. Algoritmo segregado basado en la presión | 127 |
| Figura 122. Configuración de parámetros..... | 128 |
| Figura 123. Configuración del material | 128 |

| | |
|---|-----|
| Figura 124. Condiciones de dominio rotatorio | 129 |
| Figura 125. Regiones en contacto | 130 |
| Figura 126. Proceso para inicio de solución | 131 |
| Figura 127. Ejecución de cálculo | 132 |
| Figura 128. Contorno de presión hélice vista superior..... | 132 |
| Figura 129. Contorno de presión hélice vista inferior..... | 133 |
| Figura 130. Líneas de corriente | 133 |
| Figura 131. Volúmenes renderizados | 134 |
| Figura 132. Campo vectorial de velocidades | 135 |
| Figura 133. Impresora modelo ENDER 3 PRO..... | 139 |
| Figura 134. Cambio de orientación del modelo optimizado topológicamente..... | 140 |
| Figura 135. Cambio de orientación del modelo optimizado generativo | 140 |
| Figura 136. Configuración de impresión | 141 |
| Figura 137. Configuración de temperatura | 141 |
| Figura 138. Configuración de impresión diámetro y boquilla | 142 |
| Figura 139. Simulación de impresión 3D modelo diseño generativo | 142 |
| Figura 140. Simulación impresión 3D modelo optimización topológica | 143 |
| Figura 141. Simulación impresión secciones críticas..... | 143 |
| Figura 142. Impresión 3D de la estructura del modelo Generativo..... | 144 |
| Figura 143. Estructura modelo generativo – renderizados | 144 |
| Figura 144. Resultado de impresión 3d modelo generativo..... | 145 |
| Figura 145. Impresión 3D del modelo de optimización topológica..... | 145 |
| Figura 146. Estructura modelo topológico - renderizados | 146 |
| Figura 147. Resultado impresión 3d modelo topológico | 146 |

Resumen

El presente proyecto es un estudio comparativo de las herramientas de optimización topológica que hace referencia a la búsqueda de una distribución óptima del material dentro del dominio de diseño o volumen finito de acuerdo a una función objetivo, de tal forma de maximizar o minimizar características del modelo bajo ciertas restricciones y cargas correspondientes manteniendo las funcionalidades mecánicas del componente.

Mientras que con el diseño generativo se puede crear modelos adaptables, restringidos por limitaciones de diseño basados en algoritmos marcados por parámetros introducidos en el software, dejando atrás formas más comunes y desarrollando una geometría inteligente e innovadora.

Como métodos computacionales a usar están los softwares SOLIDWORKS, FUSION 360 y ANSYS para el análisis de optimización topológica y el uso de la dinámica de los fluidos computacionales utilizando el paquete Fluent para determinar las fuerzas de sustentación previo a la construcción de la estructura del mencionado cuadricóptero usando tecnologías de fabricación aditiva de prototipado rápido para construir modelos de geometría compleja como es la impresión 3D.

Palabras clave:

- **DISEÑO GENERATIVO**
- **OPTIMIZACIÓN TOPOLÓGICA**
- **DINÁMICA DE FLUIDOS COMPUTACIONALES**

Abstract

This project is a comparative study of topological optimization tools that refers to the search for an optimal distribution of the material within the design domain or finite volume of according to an objective function, in such a way as to maximize or minimize characteristics of the model under certain restrictions and corresponding loads, maintaining the mechanical functionalities of the component.

While with the generative design in which adaptable models can be created, restricted by design limitations based on algorithms controlled by parameters introduced in the software, leaving behind more common forms and developing an intelligent and innovative geometry.

The computational methods to be used are SOLIDWORKS, FUSION 360 and ANSYS software for topological optimization analysis, and the use of computational fluid dynamics using the Fluent package to determine the lift forces prior to the construction of the structure of the quadcopter prototype using additive manufacturing technologies to build complex geometry models such as 3D printing.

Keywords:

- **GENERATIVE DESIGN**
- **TOPOLOGICAL OPTIMIZATION**
- **COMPUTATIONAL FLUID DYNAMICS**

CAPÍTULO I

Generalidades

Antecedentes

El sector industrial siempre está innovando y mejorando procesos de manufactura de piezas, máquinas y estructuras adaptándose a nuevas técnicas de diseño de elementos mecánicos en los últimos años el interés de ingenieros por obtener modelos óptimos ha permitido que se implemente la técnica de optimización topológica que es un método numérico que permite la reducción de peso, costos de fabricación, ahorro de energía, etc. Para esto se considera el espacio de diseño las cargas, restricciones y sujeciones para así redistribuir la masa del material dentro de los límites permitidos para su correcto funcionamiento para ello se ha recopilado varias investigaciones donde aplican este método.

En investigaciones realizadas se encontró a Remache et al., (2019) quienes en su investigación desarrollan un estudio sobre el chasis de una motocicleta de competencia y proponen la optimización topológica del bastidor utilizando metodología de tipo experimental para la obtención de resultados bajo las condiciones de funcionamiento de la motocicleta. Además, el chasis fue rediseñado eliminando masa mediante el criterio de distribución de esfuerzos esto permite eliminar material en un 67,6% sin afectar las propiedades mecánicas del material, tampoco se afecta la resistencia del chasis el factor de seguridad que se obtuvo es de 1,41 lo que se mantienen dentro de las condiciones de diseño (Remache et al., 2019).

Así mismo Córdova, (2020) realiza la optimización topológica de un asiento de autobús interprovincial y aplicando la metodología experimental encuentra el peso óptimo de la estructura que cumple con parámetros establecidos en normativas de esta manera se reduce el peso en un 35% y se refleja en un ahorro de combustible mejorando el rendimiento del autobús interprovincial.

También Mina et al., (2020) investigaron la aplicación de optimización topológica en ingeniería mecánica y realizan este estudio con el método más común de optimización para reducir el material isotrópico sólido con penalización (SIMP- Solid Isotropic Material with Penalty). Que permite una distribución óptima dentro del área de diseño, la optimización topológica se realizó en una caja de velocidades donde se reduce el peso en un 20% y se obtuvo una geometría similar y que mantiene sus propiedades mecánicas además es fácil de ser fabricada con técnicas de manufactura aditiva (Mina et al., 2020).

Además, Foronda, (2020) propone un estudio para optimización topológica de turbomáquinas mediante la interacción de fluido- estructura y seleccionando el tipo de elementos finito, grados de libertad, funciones de forma, condiciones de frontera se reduce considerablemente el peso del rotor, tiempos y costos de diseño. Es importante indicar que el diseño del rotor involucra un modelamiento de varios fenómenos que incluyen parámetros de la multifísica que fueron evaluados y ajustados topológicamente para obtener un desempeño óptimo (Foronda, 2020).

En Ecuador esta tecnología es nueva por lo que no existe empresas dedicadas a realizar este tipo de proyectos por lo que es necesario difundir este tipo de investigación para que se empiece a manufacturar nuevo prototipos mediante optimización topológica de esta manera cambiar los modelos tradicionales de fabricación de elementos mecánicos, finalmente también se debe cambiar la forma de pensar de los ingenieros motivándolos a demostrar que estos tipos de análisis son confiables y funcionales siempre que se cumpla con los parámetros de diseño de cada elemento a optimizar.

Planteamiento del Problema

El mundo avanza de forma rápida en todos los ámbitos de la industria mecánica, automotriz, aeroespacial por lo que los ingenieros se plantean problemas más difíciles en las empresas siendo más creativos e innovadores, por tal motivo es importante tener diseños o modelos que funcionen en óptimas condiciones, es aquí donde nace el problema pues se debe encontrar una topología que tenga rigidez con restricción en volumen de material, para esto se parte de un dominio donde se condiciona cargas o restricciones que soporta el modelo a optimizar. Uno de los problemas de ingeniería está caracterizado por modelos matemáticos abstractos en los cuales intervienen varios parámetros que aportan a predecir los fallos en los sistemas de un material específico por lo que se pretende aplicar un método para reducir el peso del cuadricóptero, bajar su costo y mantener sus propiedades mecánicas en general.

Justificación e Importancia

Este proyecto de investigación tiene como propósito la optimización topológica de un cuadricóptero mediante el uso de nuevas herramientas y programas de simulación que aplican el método de los elementos finitos que permiten determinar los esfuerzos, desplazamientos y posibles fallas de los elementos, con esta tecnología se logra obtener un rediseño del cuadricóptero innovado reduciendo el peso, costo y procesos de manufactura de estos elementos, así también como la búsqueda de una distribución óptima del material dentro del dominio de diseño o volumen finito logrando maximizar o minimizar características del modelo bajo ciertas restricciones y cargas correspondientes manteniendo las funcionalidades mecánicas del componente.

Objetivos

Objetivo general

Comparativa entre la optimización topológica y el diseño generativo en una aplicación estructural.

Objetivos específicos

- Obtener la interpretación de la estructura usando herramientas de optimización computacionales.
- Valorar la fuerza de sustentación producida por la hélice aprovechando la dinámica de fluidos computacionales.
- Construcción del prototipo mediante tecnología aditiva.

Alcance

Desarrollar la Ingeniería conceptual, básica y de detalle que permita la obtención de un modelo adaptable restringidos por limitaciones de diseño, usando software de ingeniería mediante métodos computacionales y tecnologías de fabricación aditiva de prototipado rápido para construir modelos de geometría compleja como es la impresión 3D.

La construcción únicamente involucra la estructura del prototipo optimizado, sin componente electrónico de control, los cuales pueden ser implementados en un trabajo de titulación posterior.

Para la cual en el apartado de Ingeniería Conceptual se realizará:

- Diseño Conceptual de cuadricóptero
- Requisitos y restricciones del cuadricóptero
- Materiales
- Selección hélice

En el apartado de Ingeniería Básica:

- Diseño preliminar
- Análisis estructural diseño preliminar
- Optimización topológica
- Análisis estructural de los rediseños de optimización topológica
- Selección del modelo final de los rediseños de optimización topológica
- Diseño Generativo
- Análisis estructural del diseño generativo

En el apartado de Ingeniería de Detalle:

- Dinámica de Fluidos computacional CFD
- Prototipado por tecnología aditiva

Para lo cual se realizarán los siguientes entregables:

- Memoria del proyecto “Diseño, análisis y construcción por medio de impresión 3D de la estructura de un cuadricóptero utilizando las herramientas de diseño generativo, optimización topológica y dinámica de fluidos computacionales”.
- Prototipos finales generados del cuadricóptero

CAPÍTULO II

Marco Teórico

Diseño generativo

Es una herramienta innovadora, una nueva forma de abordar la forma en que se construye y crea el mundo que nos rodea. El diseño regenerativo es un método de proceso de diseño basado en la teoría de sistemas. El término generación describe el proceso de restaurar, renovar sus propias fuentes de energía y materiales. El diseño generativo permite la creación de piezas de una forma inédita, ya que utilizando una geometría determinada y unos parámetros indicados (la fuerza sobre la pieza, las restricciones de movimiento y el peso final de la pieza requerida, etc.), se optimizará la herramienta para crear y cumplir con la geometría especificada de la nueva geometría requerida (Huacasi, 2021, pp. 6–7).

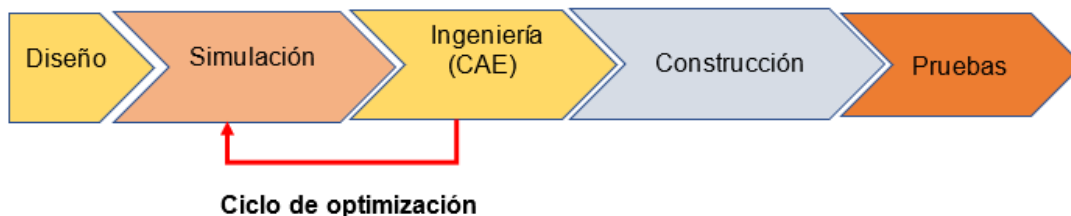
Figura 1.

Procesos de diseño tradicional y actual

Proceso tradicional



Nuevo proceso de diseño



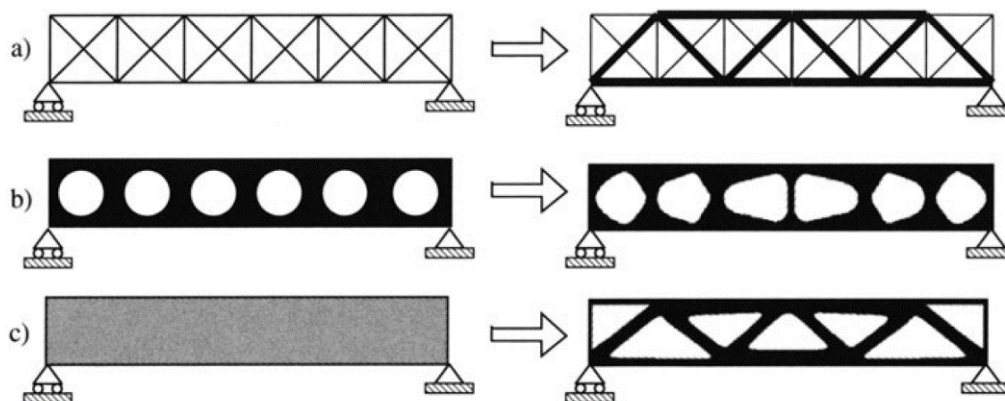
Nota. Estos procesos permiten obtener nuevos modelos que cumplen con los requisitos para los cuales deben funcionar en óptimas condiciones tomado de (Huacasi, 2021, p. 8)

Optimización topológica

El diseño de piezas mecánicas tiene como objetivo encontrar la configuración óptima de un cuerpo elástico lineal de acuerdo a los requerimientos funcionales. Esta configuración incluye la topología, la forma y el tamaño del componente. La optimización del diseño puede combinar técnicas de optimización con métodos de elementos finitos desarrollados para ayudar a los diseñadores a lograr fácilmente una configuración óptima y se divide en tres ramas: paramétrica, forma geométrica y topológica. (Narváez et al., 2007, p. 2).

Figura 2.

Optimización de topología mediante distribución de material isotrópico



(Bendsoe & Sigmund, 2004, p. 2)(Bendsoe & Sigmund, 2004, p. 2)(Bendsoe & Sigmund, 2004, p. 2)(Bendsoe & Sigmund, 2004, p. 2)**Nota.** a) Optimización del dimensionamiento de una estructura de celosía, b) optimización de forma y c) optimización de topología. Los problemas se muestran en el lado izquierdo y las soluciones óptimas se muestran en la derecha tomado de (Bendsoe & Sigmund, 2004, p. 2).

La optimización paramétrica, o conocida como optimización de tamaño, tiene como objetivo encontrar dimensiones óptimas del cuerpo, como el espesor, longitud, radio de redondeo o superficie, sección transversal, etc. En la optimización de forma, el objetivo es obtener una forma óptima donde los parámetros de los límites del cuerpo se determinan mediante curvas, spline y nurbs. Finalmente, la optimización topológica, se esfuerza por lograr una topología óptima. Los tres tipos de optimización. De los tres métodos descritos, la

optimización topológica es generalmente la más interesante desde el punto de vista técnico para el ingeniero de diseño, porque la estructura optimizada ya contiene información importante para forma y tamaño (Narváez et al., 2007, p. 2)

Formulación del problema para optimización topológica de estructuras

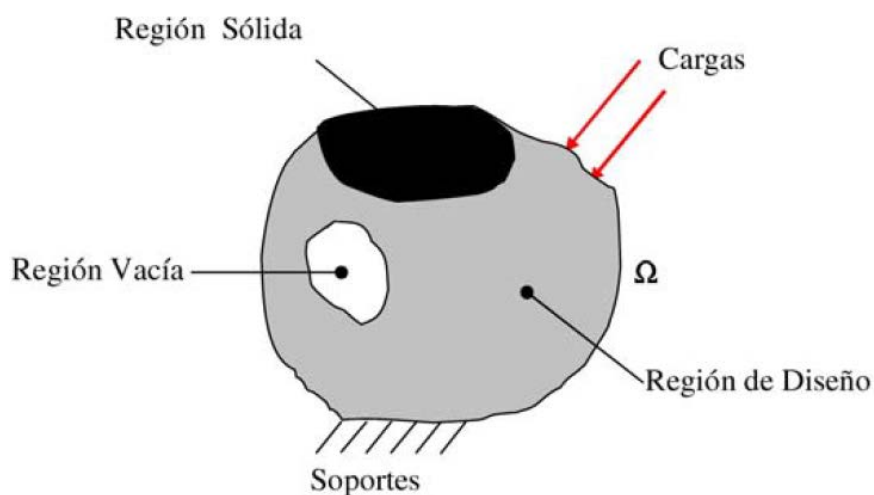
El problema fundamental del diseño de optimización estructural se muestra en la Figura 3: Se desea diseñar un cuerpo compuesto por un material isotrópico elástico lineal, contenido en un dominio de diseño continuo Ω , elegido de manera que permita la definición de los apoyos estructurales y las cargas aplicadas.

El objetivo es encontrar la máxima rigidez posible bajo condiciones de carga definidas utilizando un número limitado de materiales. En general, el objetivo de este enfoque es generar agujeros en el dominio de diseño a través de un procedimiento heurístico e iterativo, donde el material permanece y se elimina de las regiones de alta energía de deformación. Bajo.

despreciable (Narváez et al., 2007, p. 2)

Figura 3.

Formulación de problemas y parametrización del diseño



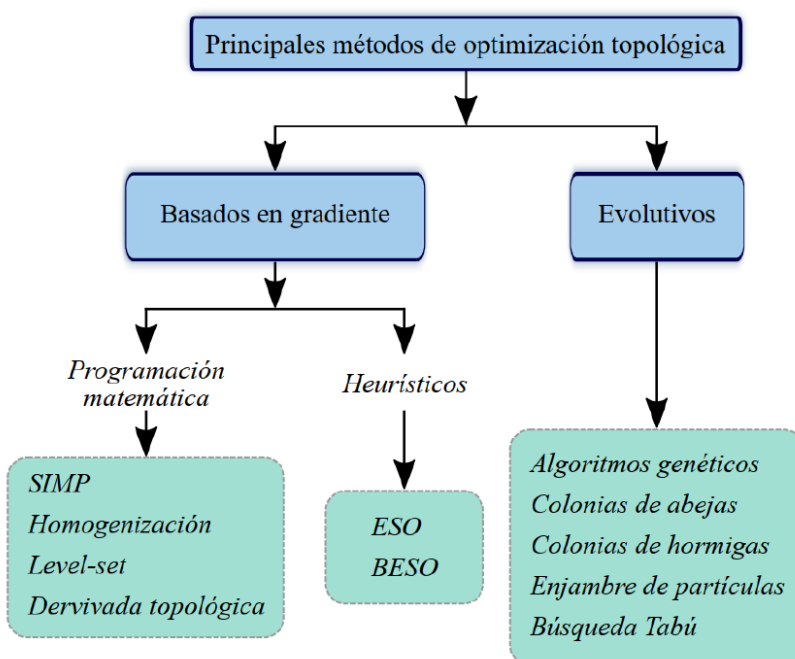
Nota. El problema generalizado del diseño de formas de encontrar el material óptimo distribuido en un dominio bidimensional; tomado de (Narváez et al., 2007, p. 3).

Método de optimización topológica

Enfoque SIMP para la optimización topológica: La optimización topológica es el tipo más común de optimización estructural. Se utiliza en las etapas iniciales de diseño para predecir la distribución óptima de materiales dentro de un espacio inicial de la estructura, teniendo en cuenta las especificaciones funcionales y las limitaciones de fabricación. (Mina et al., 2020, p. 3).

Figura 4.

Clasificación de métodos comunes para optimización topológica



Nota. Esquema de los principales métodos de optimización topológica tomado de (Foronda, 2020, p. 77).

El enfoque tradicional para la optimización topológica consiste en individualizar dominios de malla de elementos finitos denominadas microestructuras sólidas isotrópicas. Cada elemento se llena con material para las áreas que requieren material o se vacía con material para las áreas donde se puede eliminar el material (lo que representa vacíos).

El material se distribuye en el dominio de diseño, por lo que es importante saber la densidad del material ρ (Mina et al., 2020, p. 3).

$\rho_e = 1$, donde se requiere material (negro)
 $\rho_e = 0$, donde se elimina material (blanco)

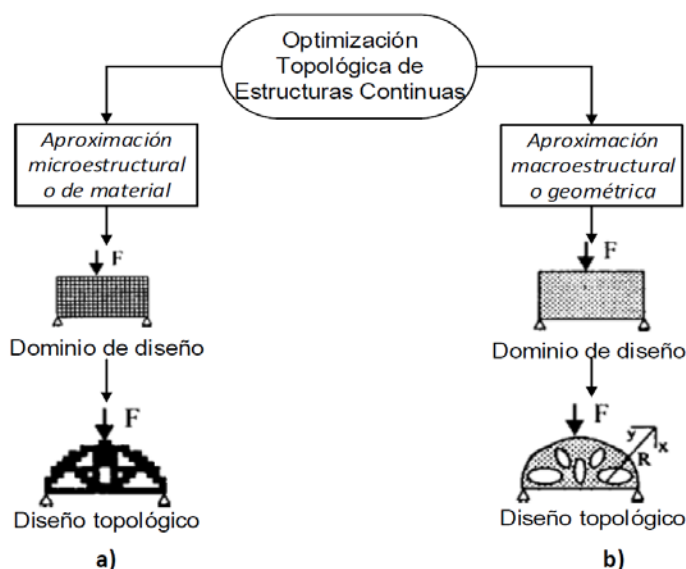
Asimismo, los métodos de elementos finitos son parte de un conjunto más grande basado en gradientes, porque en cada iteración del algoritmo TOM, utilizan análisis de sensibilidad para actualizar las variables de diseño para maximizar la mejora. Las heurísticas de muerte súbita o de destrucción total también se incluyen en esta categoría, como la Optimización estructural evolutiva (ESO) y la Optimización estructural evolutiva bidireccional (BESO), donde se utiliza una métrica de rendimiento para eliminar elementos finitos con material en iteraciones anteriores e introducir otras regiones que tenían vacíos (Foronda, 2020, p. 76). En la figura 4 se presenta los métodos para optimización topológica.

Macroestructural o geométrica

Este método implica un proceso iterativo de localización de nuevos agujeros o "burbujas" en puntos específicos del dominio topológico. Con cada iteración los agujeros y contornos del cuerpo cambian porque son sometidos a optimización de forma como indica la figura 3, que presenta una topología de estructura continua del material, además se muestran varios modelos con cambio de forma del material (Ramírez, 2013, p. 49).

Figura 5.

a) *microestructura* y b) *macroestructura*.



Nota. Optimización mediante topológica estructural continua con enfoque de microestructura o de material tomado de (Ramírez, 2013, p. 49)

Criterio de optimización

Los Criterios de Optimización (OC) proporcionan una solución a un problema de optimización particular, guiando la solución mediante la aplicación de criterios apropiados conocidos (o considerados) al problema (Rozvany, 1989). Algunos criterios de optimización tienen un significado físico bien definido, como un diseño FS totalmente tensionado (tensión total) en el que cada miembro estructural está sujeto a la tensión máxima en al menos una condición de carga específica. El método FS es un diseño de robustez optimizado con propiedades de componentes variables. (Mariano, 2006, p. 7).

El método o algoritmo FS que proponen por Hinton y Sienz, (1995), se explica a continuación:

1. Se divide la estructura en un número elevado de elementos finitos.
2. Definir los parámetros y características para la optimización.
3. Se analiza la estructura utilizando el método de los elementos finitos.

4. Ubicar cada elemento de acuerdo a su nivel de tensión.
5. Eliminar los elementos finitos con valor mínimo de tensión
6. Analizar la convergencia de malla (fracción de volumen), finalizar.
7. Si el valor del incremento es alto regresar al paso 3 (Mariano, 2006, p. 7).

Dinámica de Fluidos Computacional (CFD)

La dinámica de las computadoras o CFD (de la dinámica de fluidos informáticos) es el área de conocimiento relacionada con la simulación de flujo, transferencia de calor y fenómenos relacionados, como combustión, reacciones químicas, aero acústica, etc. El método CFD se deriva de la combinación de la mecánica de los fluidos y cálculo numérico. Las ecuaciones de gestión de flujo de fluidos pueden resolverse por diferentes métodos numéricos.

La ecuación principal de fluidodinámica computacional explica las variables de interés y está expresada por.

$$\frac{\delta}{\delta t} \int_V \rho \phi dV + \oint_A \rho \phi dV \cdot dA = \oint_A \Gamma_\phi \nabla_\phi \cdot dA + \int_V S_\phi dV$$

Donde el primer término se conoce como tiempo, el segundo es advección, la tercera difusión y por último fuente de estos términos para representar las ecuaciones de conservación se evalúan tres variables

Aplicación CFD en ingeniería

La dinámica de fluidos computacional se usa ampliamente en varios sectores de la industria y respalda el diseño y la fabricación de cientos de productos, como aviones, automóviles y barcos, así como varios tipos de equipos industriales. Los fluidos computacionales se pueden utilizar desde la etapa de concepto de un proyecto, ayudando a determinar la mejor factibilidad para un producto y solución, hasta la etapa de producción, permitiendo representar diferentes escenarios.

Descripción general de las simulaciones de flujo de fluidos

La simulación numérica del flujo de fluido sigue los pasos establecidos.

(Kajishima & Taira, 2017, p. 2)(Kajishima & Taira, 2017, p. 2)(Kajishima & Taira, 2017, p. 2)(Kajishima & Taira, 2017, p. 2)Decide resolver las ecuaciones de Navier-Stokes completas, la aproximación no viscosa, o cualquier otra aproximación para reproducir la física de flujo de interés. Escoge un modelo de turbulencia y una ecuación constitutiva no newtoniana si es necesario. Establecido en estas elecciones, las ecuaciones diferenciales parciales que gobiernan a ser resueltas en él se obtienen la simulación (Kajishima & Taira, 2017, p. 2).

(Kajishima & Taira, 2017, p. 2)(Kajishima & Taira, 2017, p. 2)(Kajishima & Taira, 2017, p. 2)(Kajishima & Taira, 2017, p. 2)Discretiza las ecuaciones que gobiernan con la diferencia finita, el volumen o el elemento, método y elige la cuadrícula adecuada (discretización espacial). Del correspondiente método se derivan las ecuaciones algebraicas a resolver. Entonces podemos decidir sobre el algoritmo numérico para resolver estas ecuaciones y desarrollar un programa de computadora. En algunos casos, el programa se puede escribir para aprovechar específicamente las características del hardware informático disponible (Kajishima & Taira, 2017, p. 2).

(Kajishima & Taira, 2017, p. 2)(Kajishima & Taira, 2017, p. 2)(Kajishima & Taira, 2017, p. 2)(Kajishima & Taira, 2017, p. 2)La simulación numérica del flujo de fluido puede generar una gran cantidad de valores numéricos como la solución. Comprender tal solución es difícil con números puros. Por lo tanto, se utilizan gráficos y visualizaciones con gráficos por computadora y animaciones para ayudar al análisis de los resultados de la simulación(Kajishima & Taira, 2017, p. 2).

Pre-proceso

Este es básicamente un paso para configurar los datos de entrada en el programa en el caso de un usuario de software comercial, incluye:

Definir la geometría o dominio computacional, construir la malla apropiada, definir los fenómenos físicos a modelar, definir las propiedades físicas del entorno y definir las condiciones iniciales y de contorno del elemento. Los usuarios de software comercial suelen necesitar semanas o meses de formación para completar este tipo de análisis.

Solución de Ecuaciones

Esta es la etapa principal del CFD y el corazón del software. Genere soluciones numéricas al problema ajustando ecuaciones que se discretizan y linealizan para obtener un sistema final de ecuaciones algebraicas que se resuelven iterativamente para obtener un campo vectorial hidrodinámico.

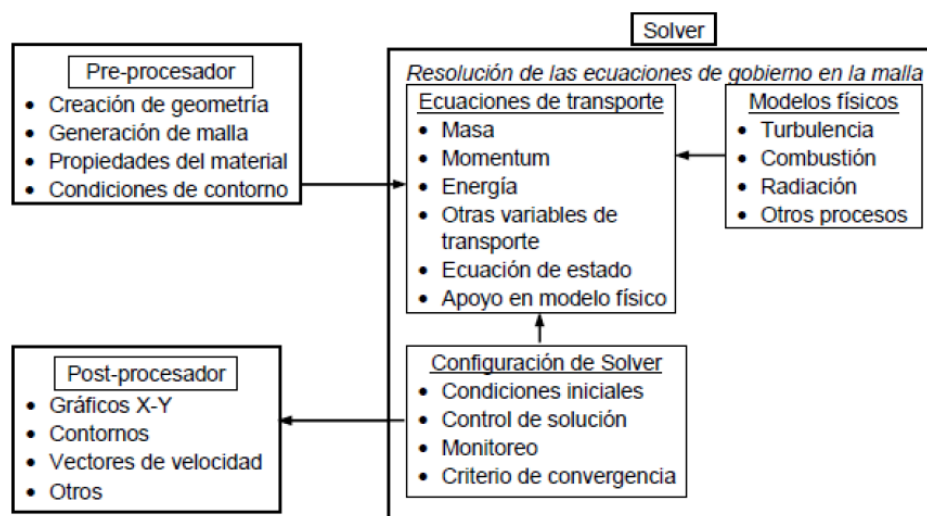
Postproceso

Para terminar el análisis de resultados es importante para obtener las gráficas de las variables que dominan el flujo, además se obtienen mapas de contornos, velocidades, presión, etc. De esta manera se obtiene resultados fiables pues la calidad de información obtenida en un proceso de simulación igual al comportamiento real (Maurad, 2017, p. 18)

Es recomendable validar el modelo numérico con un modelo físico, ya que la discretización utilizada y las simplificaciones que tienen los algoritmos pueden dar lugar a diferencias entre el resultado final y las observaciones experimentales (Maurad, 2017, p. 18)

Figura 6.

Elementos principales de un análisis CFD



Nota. Esquema para desarrollar un estudio mediante análisis computacional CFD tomado de (Maurad, 2017, p. 18)

Procedimiento para la solución

Seleccione el dominio computacional y cree una malla o red de nodos. El dominio se subdivide en tantos elementos como sean necesarios para el análisis, y estos elementos se denominan celdas. Para un dominio 2D, una celda es un área y para un dominio 3D, una celda es un bloque. Cada celda se puede considerar como un pequeño volumen de control, en el que se resuelven diferentes versiones de las ecuaciones de comportamiento y transporte del fluido. La calidad de la solución depende en gran medida de la calidad de la malla, tamaño y tipo de elemento de malla. Por lo tanto, antes de realizar el análisis, es recomendable asegurarse de que la malla sea de alta calidad. (Rodríguez, 2020)

Especifique las condiciones de contorno en cada cara (2D) o superficie (3D) del dominio calculado este parámetro se obtiene en base a recomendaciones del programa.

Determinar el tipo de líquido (agua, aire, gasolina, etc.) y las características del líquido (temperatura, densidad, viscosidad, etc.). La mayoría de los paquetes de software CFD incluyen una base de datos integrada de los fluidos de trabajo más populares. Se seleccionan

los parámetros numéricos y los algoritmos de solución. Estos son específicos para cada paquetería CFD.

Tome una primera suposición sobre la variable de campo de flujo para cada malla. Estas condiciones iniciales pueden o no ser verdaderas, pero son necesarias como punto de partida para que la iteración continúe. Para calcular el flujo constante, las condiciones iniciales deben ser verdaderas (Rodríguez, 2020).

Desde el inicio, las formas discretas de las ecuaciones de transporte y comportamiento se resuelven iterativamente, generalmente en el centro de cada celda. Si la ecuación de transporte que representa el transporte de cantidad de movimiento lineal en el dominio computacional es trasladar todos los elementos de la ecuación a un lado de la ecuación para obtener ceros en el otro lado de la ecuación, entonces la solución será "correcta" después de sumar para cada celda del rango, estos términos, llamados residuos, se convierten en cero sin embargo, esta suma nunca es igual a cero, sino que disminuye a medida que se itere.

Los residuos se pueden considerar como una medida de cuánto se desvía la solución de una ecuación el comportamiento o transporte dada de la solución exacta, y los valores medios residuales asociados con cada ecuación de comportamiento o transporte. La transición debe monitorearse para ayudar a determinar cuándo las ecuaciones convergen a la solución. A veces se necesitan cientos o incluso miles de iteraciones para que la solución converja a la solución final, y el resto se puede reducir en órdenes de magnitud. (Rodríguez, 2020).

Cuando converge la solución, las variables de campo de flujo como la velocidad y la presión se trazan y analizan de manera gráfica. La mayoría de las paqueterías CFD cuenta con post procesadores, diseñados para analizar el campo de flujo de manera gráfica y rápida, así como generar animaciones del fenómeno que se analiza (Rodríguez, 2020).

Las propiedades del campo de fluido global, como la caída de presión y las propiedades integrales, como la elevación y el arrastre, y el par del cuerpo, se calculan a partir de soluciones convergentes. (Rodríguez, 2020).

Tecnología aditiva

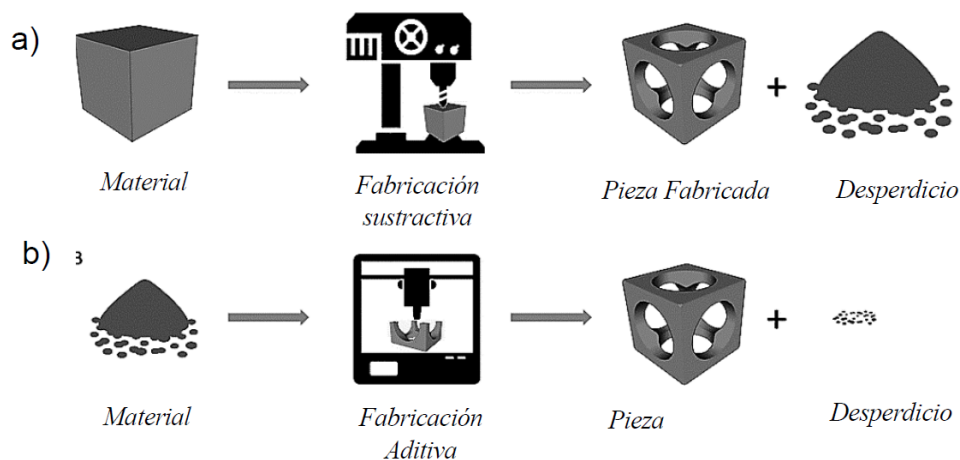
En el mundo técnico y más específicamente en el mundo de la producción, una de las consecuencias que he hecho con el desarrollo de las tecnologías de la información y la comunicación (IT) es CAD (palabra en inglés: soporte de computadora de soporte de soporte). CAD ha hecho posible mostrar un objeto tridimensional en la pantalla y con ella girar y traer colores realistas (Asier, 2019, p. 17).

Dejar atrás la explicación geométrica de los objetos, por plantas, alturas y perfiles, y para superar el mundo real se ha visto en la pantalla, las impresoras grandes en el formato, como en los procesadores de escritura de campo y las máquinas de escritura, se reanudan parches planos y copadoras. En ese momento, se encontraron los conceptos básicos de la impresión 3D, teníamos un modelo matemático capaz de determinar la geometría tridimensional de un objeto a través de la computadora (Asier, 2019, p. 17).

Con la aparición de sistemas de CAM (Palabras en inglés: producción de soporte informático) y a través de la programación ISO (palabras en inglés: organización internacional de normalización), puede introducir estos objetos numéricos de un bloque de materiales, aunque los límites de su propia tecnología de congelación. Es solo una cuestión de tiempo que alguien ve la capacidad de desarrollar un sistema de producción basado en la adición de equipos en lugar de excepto desde un bloqueo (Asier, 2019, p. 18).

Figura 7.

a) *Análisis de tecnología convencional* b) *Análisis tecnología aditiva*



Nota. en la fabricación de un elemento en ocasiones se precisa de la unión de varias piezas para conformar el producto tomado de (Asier, 2019)

La impresión 3D y una nueva revolución

La impresión 3D y su importancia en el mundo industrial actual avanza de forma acelerada según Lipson (2014) comenta:

“Todos los días un nuevo dispositivo se lanza, un nuevo material es creado y nuevas aplicaciones demostradas. Aún así, muchos analistas se preguntan ¿Es la impresión 3D meramente una moda, o está aquí para quedarse?” (Lipson, 2014).

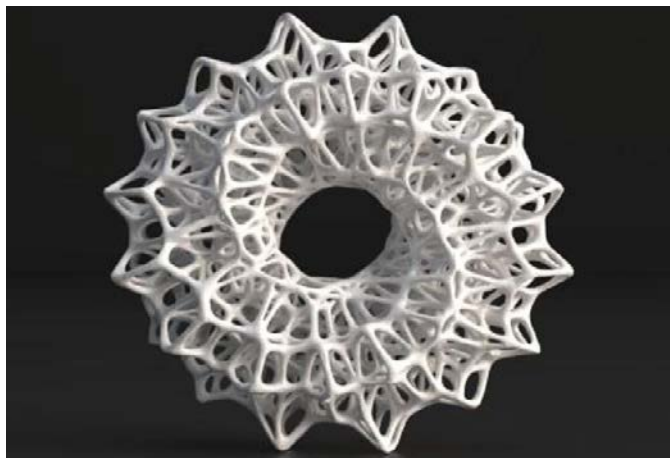
En el artículo Seepersad y Conner (2014), establecen el concepto que muchos analistas ya esbozaban, una revolución industrial, un cambio de paradigma, cambiando no sólo el cómo pensamos y producimos lo que conocemos hoy en día, sino que además lo que conocemos, la manufactura aditiva (AM) está cambiando no sólo la forma en que hacemos las cosas, sino que además las cosas hacemos (Seepersad & Conner, 2014).

Así el rol que cumple la impresión 3D hoy en día no solo tiene la posibilidad de cubrir un porcentaje de la industria de manufactura tradicional, sino que más bien está marcando un camino totalmente nuevo, así como en una primera y una segunda revolución industrial ocurrió,

“Si miras hacia atrás en anteriores revoluciones industriales, se ve un factor común, en todas las revoluciones industriales, un importante factor de costo desapareció” (Rosen & Gibson, 2015, p. 29).

Figura 8.

Impresión 3D estilo Voronoi



Nota. Factor importante es la complejidad de los objetos producidos, que por métodos tradicionales serían de alto costo o virtualmente imposibles de realizar tomado de (Frugone, 2017, p. 18)

Parámetros para Manufactura

La tecnología FDM debe procesar la información geométrica y convertirla en rutas e instrucciones de máquina. El proceso comienza con un modelo sólido 3D del objeto que se construirá en formato STL y luego se convertirá para anotar a través del cálculo de capas. Esta representación del modelo en capas es utilizada para generar las trayectorias de posición que seguirá el cabezal y demás comandos necesarios para que la máquina deposite los filamentos con las condiciones requeridas por la tecnología. En este documento, las condiciones descritas se han desglosado en parámetros predefinidos y parámetros de producción para cada clase de acuerdo con las capacidades disponibles para la máquina Fortus y el programa informático dedicado Insight versión 8.1.(Ortega, 2014, p. 30)

Los siguientes parámetros de proceso predefinidos que se tienen en cuenta en los fenómenos físicos relacionados con el proceso y no se pueden modificar en Insight (Ortega, 2014, p. 30)

Parámetros del sistema.

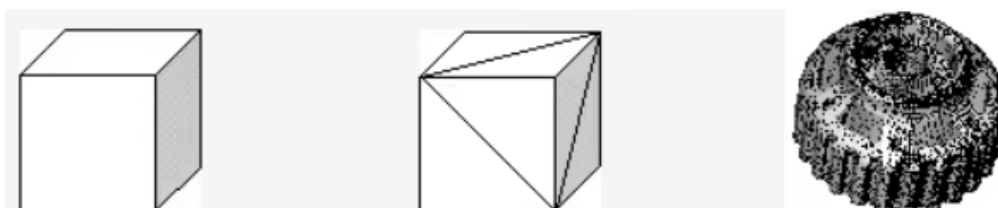
- Evaluación de temperatura para la extrusión.
- Verificar la temperatura de la cámara.
- Velocidad para la deposición.

Modelo digital STL

El formato de archivo STL es el formato de transferencia de datos estándar de la industria para la creación rápida de prototipos. Este también es el formato a utilizar al interactuar con Quickparts. Este formato se aproxima a la superficie de un patrón sólido con triángulos. Para un modelo simple, como el cuadrado a, sus superficies se pueden aproximar mediante doce triángulos, como se muestra en b. Cuanto más compleja es la superficie, más se debe formar múltiples triángulos, como se muestra en c. (3D SYSTEMS, 2020)

Figura 9.

Modelo de tecnología aditiva, a) cuadrado, b) superficie triángulos, c) Múltiples triángulos



Nota. Modelo CAD en archivo STL para tecnología aditiva tomado de (3D SYSTEMS, 2020)

Todos los sistemas CAD actuales pueden crear archivos STL. Para los usuarios, el proceso suele ser tan simple como elegir un archivo, guardar como y STL. Estos son los pasos para crear archivos STL de alta calidad utilizando muchos de los sistemas CAD líderes en la actualidad. De cualquier manera, debe exportar el archivo STL como archivo binario. Esto ahorra tiempo y reduce el tamaño del archivo (3D SYSTEMS, 2020).

Cambiar algunas opciones, como ajustar la tolerancia o controlar el ángulo, generalmente cambia la resolución de un archivo STL. Cuanto más grande sea el archivo STL, más triángulos se crearán en la superficie del modelo. Para geometrías simples (con algunas curvas), el archivo puede ser tan pequeño como unos pocos cientos de kilobytes. Para modelos complejos, archivos de 1 a 5 MB harán que las piezas sean de alta calidad. Para muchas geometrías, no se necesitan archivos de más de 5 MB y, por lo general, lleva más tiempo obtener una cotización y recibir sus piezas. Además, para la mayoría de los materiales y procesos de RP, el espesor mínimo es 0.020 (3D SYSTEMS, 2020).

Con una medida menor que ésta, las propiedades no se pueden generar. Revise sus modelos y realice los cambios necesarios en las funciones importantes. La excepción es el SLA de alta precisión, que puede producir propiedades de hasta 0.010, y el material flexográfico SLS, que requiere un espesor de 0.040 para producir propiedades (3D SYSTEMS, 2020).

CAPÍTULO III

Ingeniería Conceptual

Diseño Conceptual de cuadricóptero

Los cuadricópteros tienen una configuración común similar en aviones multirotores. Es un modelo con 4 hélices que están en el mismo plano entre sí, y son impulsadas por 4 motores de CC sin escobillas y se encuentran ubicados en el extremo del brazo.

La configuración del cuadricóptero se basa en la conocida forma en “X”; por lo tanto, sus rotores se ubican, el par, en una misma línea recta desde un punto de vista superior formando así las dos líneas sobre las que se ubican los rotores una forma de “X”. El diseño del cuadricóptero propone que la ubicación de las hélices esté por encima del marco (estructura) del dron.

Figura 10.

Ejemplo de cuadricóptero en forma de x



Nota. Modelo BAYANGTOYS X22 - Cámara de fotos GPS WiFi FPV con 3 ejes Gimbal 1080P RC Drone Quadcopter RTF - Gimbal de 3 ejes tomado de (Amazon, 2020)

Requisitos y restricciones del cuadricóptero

El marco (estructura) del cuadricóptero debe ajustarse al peso necesario para que el empuje generado por el conjunto de los motores y hélices sea suficiente para elevar, además se debe tomar en cuenta el peso de los motores, hélices, batería, placa de control y cables.

Al no poder optimizar el peso de estos elementos mencionados el objetivo de optimización topológica toma relevancia en la estructura del dron y se evalúa el peso del conjunto (estructura y componentes) por lo que se realizará un análisis de resistencia de la estructura mediante el método de elementos finitos para definir un nuevo diseño. Para determinar la fuerza de empuje total del cuadricóptero se toma en cuenta los elementos necesarios para el correcto funcionamiento, en la Tabla 1 se indican los componentes necesarios para el análisis del peso de cada elemento.

Tabla 1.

Elementos y pesos del cuadricóptero

| N° | Elemento | Cantidad | Peso unitario [g] | Peso total [g] |
|----|------------------------------------|------------|-------------------|----------------|
| 1 | Motor Hobbypower 8520 | 4 unidades | 7 | 28 |
| 2 | Eachine 2.5 in ABS Blade Propeller | 4 unidades | 0.4 | 1.6 |
| 3 | SP F3 EVO Flight Controller | 1 unidad | 3 | 3 |
| 4 | Flysky X6B Receiver | 1 unidad | 4.5 | 4.5 |
| 5 | AKZYTUE 3.7V 650mAh Lipo battery | 1 unidad | 18 | 18 |
| 6 | 800TVL FPV Micro AIO Camera | 1 unidad | 3.4 | 3.4 |
| 7 | QWINOUT 5 V Buzzer | 1 unidad | 0.7 | 0.7 |
| | | | TOTAL | 59.2 |

Nota. Datos tomados de la ficha técnica del cuadricóptero

Por lo tanto, el peso parcial $W_p = 59.2 (g)$

Para determinar el empuje total del cuadricóptero se utiliza la siguiente ecuación

$$E_{mpT} = N. \text{ de motores} \times \text{empuje} \quad [1]$$

Donde:

E_{mpT} = empuje total

N= número de motores

El valor del empuje para este análisis es de 38 (gf) por lo tanto se obtiene:

$$E_{mpT} = 4 \times 38 \text{ (gf)} = 152 \text{ (gf)}$$

El principal criterio de diseño para un cuadricóptero es determinar que el empuje producido por los motores y las hélices sea de al menos el 1.5 veces mayor al peso total del dron. Bajo esta condición es importante evaluar el peso del marco (estructura) del dron de ajustarse al peso de los elementos y del empuje necesario esto se determina en la siguiente ecuación.

$$W_e = \frac{1}{1.5} E_{mpT} - W_p \quad [2]$$

Donde:

W_e = Peso de la estructura del cuadricóptero

W_p = Peso parcial

$$W_e = 42,133 \text{ [gf]}$$

Además, es importante determinar el peso crítico del cuadricóptero

$$W_{cr} = E_{mpT} - W_p$$

$$W_{cr} = 92.8 \text{ [gf]}$$

Finalmente, con los datos obtenidos se determina que el peso ideal es de 42,133 [gf] y el peso crítico es de $W_{cr} = 92.8$ [gf]. Esta información es importante para el análisis de resistencia de la estructura por el método de los elementos finitos.

Materiales

En la última década, los avances tecnológicos y el desarrollo de los materiales correspondientes han afectado en gran medida la forma en que los ingenieros, diseñadores y fabricantes ven y confían en la impresión 3D por extrusión, durante el desarrollo y la producción. Cada método de fabricación aditiva tiene un método de conversión de material especial, que puede ser mediante calor, luz u otra energía. Hay cuatro tipos principales de materiales que corresponden a tecnologías específicas: fotopolímeros, termoplásticos en polvo, termoplásticos de filamentos y metales.

Matriz de selección de material por propiedades mecánicas

Tabla 2.

Matriz de selección del material

| Criterios | PETG poliéster glicolizado | Nylon | ABS (Acrylonitrilo butadieno estireno) | PEEK poliéster éter cetona |
|------------------------------|-----------------------------------|------------------------|---|-----------------------------------|
| Costos | 38,29 (dólares /kg) | 30 (dólares /kg) | 22,40 (dólares /kg) | 395,90 (dólares /kg) |
| Velocidad de impresión | 40-60 mm/s | 30-60 mm/s | 40-60 mm/s | 500 mm/s |
| Resistencia al impacto | 105 KJ/m ² | 3,8 KJ/m ² | 10-20 KJ/m ² | Baja |
| Resistencia a tracción | 50 MPa | 102 MPa | 27.6 - 55.2 MPa | 90-100 MPa |
| Adhesión de capa (isotropía) | Alta | Excelente | Excelente | Excelente |
| Densidad | 1,27 g/cm ³ | 1,14 g/cm ³ | 1.01-1.05 g/cm ³ | 1,32 g / cm ³ |

Nota. Propiedades de los materiales tomado de (Abax, 2019)

Después de analizar las diferentes alternativas de los materiales que se pueden utilizar en la impresión de la estructura se seleccionó el material ABS ya que el método para la construcción de la estructura del cuadricóptero es mediante manufactura aditiva específicamente mediante impresión 3D por extrusión. Por lo tanto, el material con el que se producirá la estructura es “ABS (Acrylonitrile Butadiene Styrene)” cuyas propiedades mecánicas son las siguientes:

Módulo de elasticidad: 2000 [MPa]

Coefficiente de Poisson: 0.394

Módulo de corte: 318.9 [MPa]

Densidad: 1020 [kg/m³]

Límite de tracción: 30 [MPa]

Límite elástico: 25.26 [MPa]

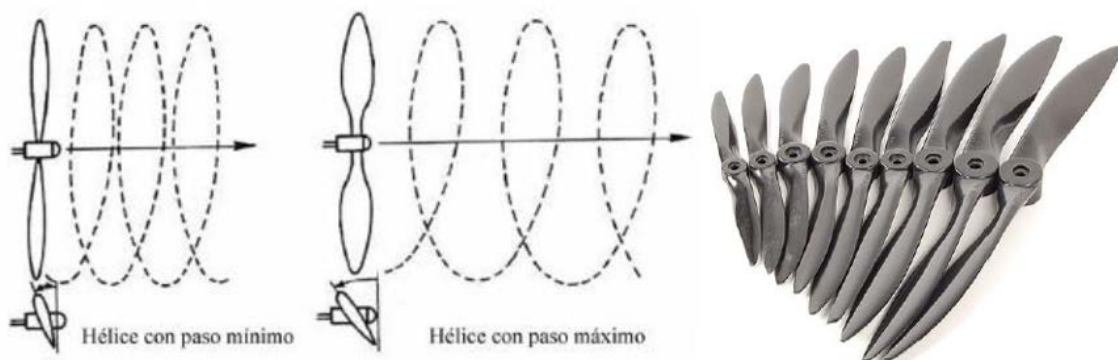
Selección del modelo de Hélice

La hélice es uno de los componentes más importantes de un dron, porque el empuje de cada sistema de propulsión depende de ellos, y para el mismo motor seleccionado, su eficiencia puede variar según la hélice seleccionada. Los parámetros de las hélices es que existen dos parámetros que indican su comportamiento de vuelo (Ruipérez, 2016, p. 35)

- La longitud de la hélice, o la distancia entre las puntas.
- El tamaño de hélice más grande producirá más empuje, y soportará más cargas.
- El paso de la hélice representa la distancia teórica que recorre la hélice a lo largo de una revolución completa del eje de rotación, y es la capacidad de la hélice para mover aire y generar empuje.

Figura 11.

Tipo y tamaño de hélice



Nota. Ejemplo de hélice tomado de (Ruipérez, 2016, p. 35)

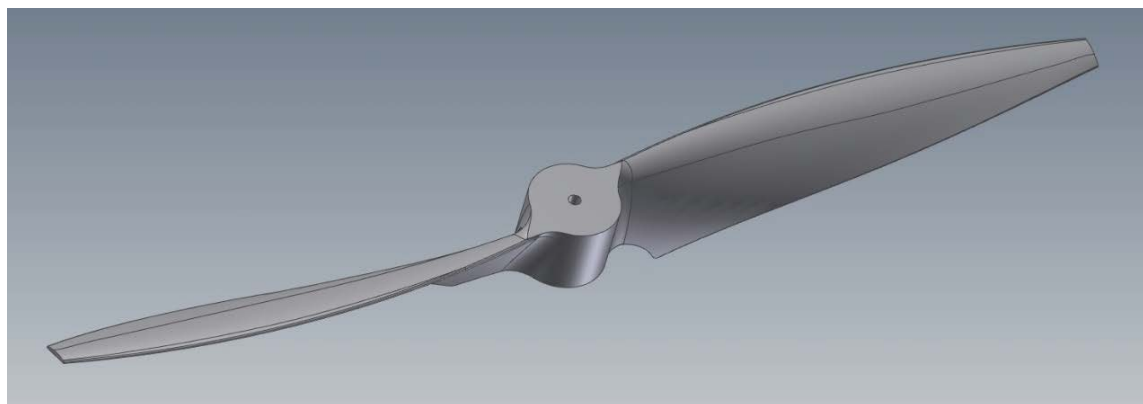
Tabla 3. *Matriz de selección del modelo hélice.*

| Criterios | Eachine 2511 ABS Blade Propeller | Eachine 6045 Blade Propeller | Gemfan 5030 Blade Propeller |
|------------------|---|-------------------------------------|------------------------------------|
| Costos | 1,85 (dólares/2eaa) | 3,75 (dólares/2ea) | 10,83 (dólares/2ea) |
| Dimensión | 2.5 inch | 6.0 inch | 5.0 inch |
| Pitch | 1.1 inch | 4.5 inch | 3.0 inch |
| Material | ABS | ABS | Fibra de Carbono |
| Peso | 0,40 g | 1,20 g | 2,53 g |

Para el presente proyecto se ha realizado un análisis de los parámetros y funcionamiento de la hélice por lo tanto para su elección se evaluó las ventajas y desventajas de los mismos. Finalmente, se ha decidido por el siguiente modelo de la hélice Eachine 2511 ABS Blade Propeller, ver figura 12.

Figura 12.

Hélice para el cuadricóptero

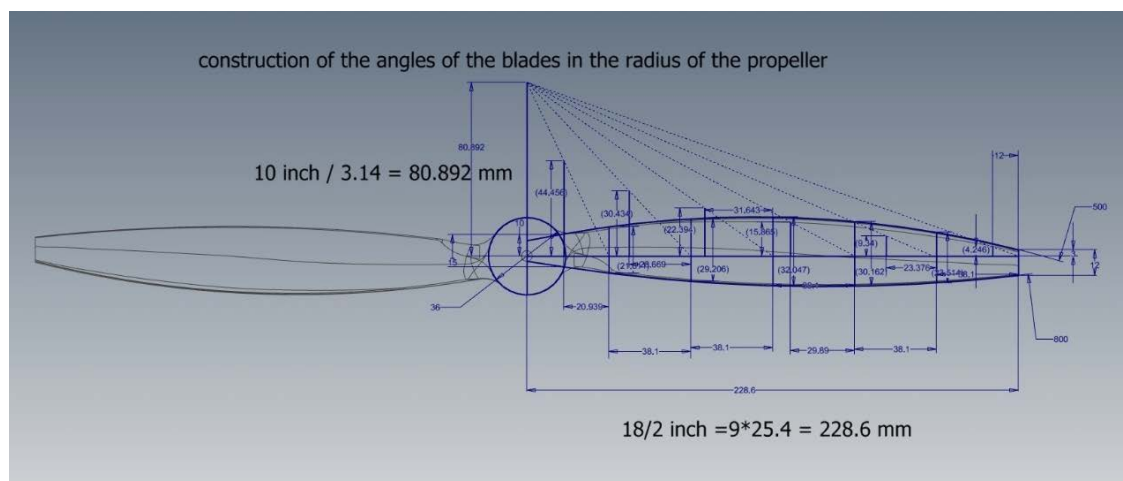


El cuadricóptero está dentro de los multicóptero o multirotores, helicóptero con más de 2 rotores por lo general 4 rotores en posición ortogonal y el ángulo de ataque de las hélices es

fijo lo que produce un cambio en el empuje de las hélices generando el movimiento por tal razón se escoge la hélice con los ángulos de ataque que se muestran en la figura 13.

Figura 13.

Ángulos y modelo de hélice para el cuadricóptero



Impresión 3D por extrusión

la historia de la impresión 3D no es reciente, podemos remontarnos más o menos a 1984 , año en que Charles Hull, cofundador de la empresa americana 3D Systems, desarrolló su primera impresora 3D en formato estereoscópico o SLS (tecnología de láser selectivo sintético), cómo las empresas de todo tipo comienzan a obtener acceso a sus prototipos de productos de forma rápida pero no barata, un cambio significativo en la forma en que se desarrollan las piezas pequeñas durante la preimpresión en realidad, la impresión 3D aún está en sus inicios, pero no se usa en principalmente porque la estereolitografía es un proceso relativamente complejo en el que también se necesita luz ultravioleta para que se solidifique la mezcla líquida (Moreno, 2014, p. 16)

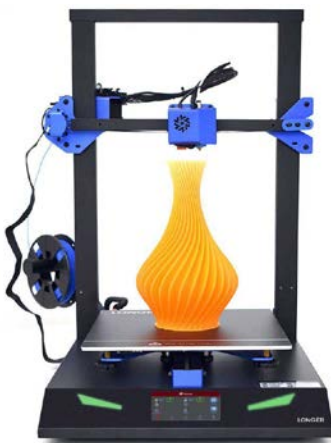
Extrusión de materiales

La extrusión de material es un proceso de impresión 3D en el que los filamentos de un material termoplástico sólido se empujan a través de una boquilla calentada, derritiéndolos en el proceso. La impresora coloca el material a lo largo de una ruta definida en la placa de

construcción donde la fibra se enfría y se solidifica para formar un objeto sólido. (Tresde, 2021b)

Figura 14.

Impresora 3D por extrusión



Nota. Impresora 3D de tecnología FDM. Cuenta con plataforma térmica, lo cual permite imprimir con una gran variedad de materiales. Volumen de impresión de 300x300x400mm tomado de (Tresde, 2021a)
Impresión 3D por SLA

La impresión 3D de estereolitografía (SLA) se ha vuelto muy popular debido a su capacidad para producir piezas y prototipos precisos, isotrópicos y sin fugas utilizando una variedad de materiales avanzados para crear piezas con precisión y un acabado superficial suave (Formlabs, 2020).

En esta guía, se aprenderá cómo funciona la impresión SLA, por qué miles de profesionales utilizan el proceso hoy en día y qué necesita saber para aprovechar la impresión 3D.

Los avances en la impresión 3D están cambiando constantemente la forma en que las empresas abordan la creación de prototipos y la fabricación. A medida que la tecnología se vuelve más disponible y asequible, y los materiales evolucionan para satisfacer las necesidades y oportunidades del mercado, más diseñadores, ingenieros y otros profesionales integran la impresión 3D en el flujo de trabajo con múltiples ciclos de desarrollo. (Formlabs, 2020).

Figura 15.

Impresora 3D (SLA)



La impresión 3D ayuda a los profesionales de diferentes industrias a reducir los costos de subcontratación, realizar iteraciones más rápidas y mejorar los procesos de fabricación e incluso acceder a modelos de negocio completamente nuevos (Formlabs, 2020).

En particular, la impresión 3D en estereoscópico (SLA) ha cambiado. Al principio, las impresoras 3D de plástico convencionales eran voluminosas y caras. Además, solo pueden ser operados por técnicos profesionales, lo que requiere costosos contratos de mantenimiento. Las impresoras de escritorio de formato pequeño de la actualidad ofrecen impresiones de calidad industrial con una versatilidad inigualable a un precio más asequible (Formlabs, 2020).

CAPÍTULO IV

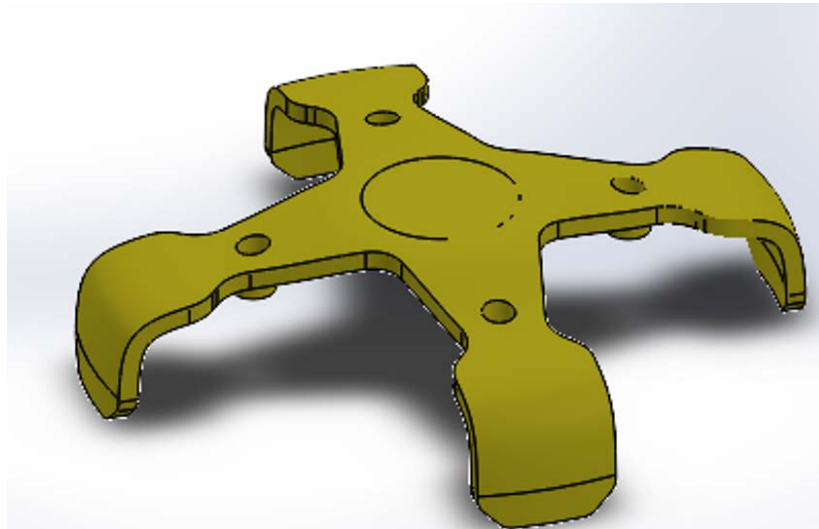
Ingeniería Básica

Diseño preliminar

Par definir el espacio y límites en el que trabaja la estructura del cuadricóptero es importante dimensionar el modelo que va se impreso en 3D por lo que se necesita una cama de impresión promedio de 200x200 (mm), las medidas deben cumplirse para los puntos de apoyo, posición de motores, soportes de control y ubicación de las hélices que serán ensamblados para formar el cuadricóptero en la figura 16, se muestra la estructura del cuadricóptero que servirá para los respectivos análisis de resistencia a cargas de trabajo y de acuerdo a las necesidades se optimizará este elemento.

Figura 16.

Estructura del cuadricóptero



Nota. Estructura del cuadricóptero a evaluar para optimización topológica

Las imágenes muestran formas referenciales y restricciones que no deben cambiar al momento de optimizar y deben mantener su geometría son:

- Cama para impresión 3D: 200x200 [mm].
- Longitud hélice: 63.5 [mm].

- Diámetro motor: 8.5 [mm].
- Altura del motor: 20 [mm].

Estudios de Carga

Todos los estudios tienen base en tres estudios de cargas distintos, mismos que sugieren un estado de reposo del dron, un estado de elevación y un estado de sustentación. Los estados de carga se componen de los siguientes parámetros:

Estado de reposo

En el estado de reposo, la estructura del cuadricóptero se ve sujeta exclusivamente a la fuerza de gravedad y la del peso de los componentes ubicados en el centro de la estructura. En la zona establecida para el control. Los apoyos son las zonas en contacto con el suelo, para las restricciones de movimiento se fija (restricción en todas las direcciones) una pata del modelo y las otras tres se restringe su movimiento en el eje perpendicular al suelo. Dando así los grados de libertad correspondientes al estudio.

Estado de elevación

En el estado de elevación, la estructura del cuadricóptero se ve sujeta a la fuerza de gravedad, al peso de los componentes y al empuje que generan los rotores y hélices.

Por motivos de estudio, el mismo se lo realizará bajo condiciones de comportamiento estático más no dinámico.

Por lo tanto, se toma en cuenta el siguiente criterio donde la fuerza que predomina es la de empuje proveniente del conjunto motor – hélice.

Se fija la base (la parte superior de la estructura) donde van los elementos de control y se establece la fuerza de empuje sobre los soportes de los motores simulando el empuje. Como se puede deducir este estado de carga hace símil al momento exacto cuando el dron deja el estado de reposo, es decir, presencia de un movimiento inminente. Siendo este el momento más crítico (estructuralmente) en el trayecto de elevación.

Estado de sustentación

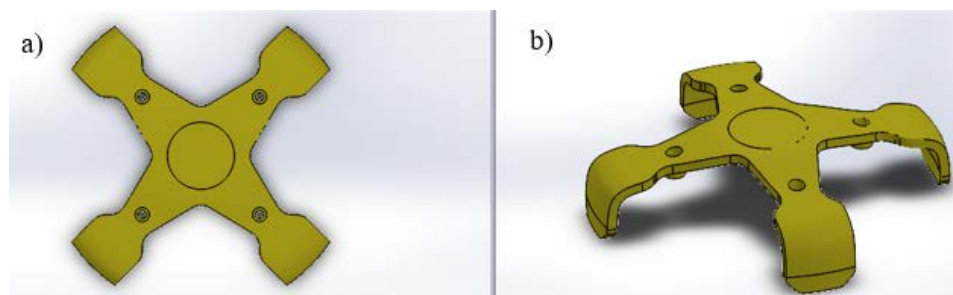
En el estado de sustentación, la estructura del cuadricóptero se ve sujeta exclusivamente a la fuerza de gravedad y el peso de los componentes. Este comportamiento (o configuración de cargas) se basa en el comportamiento de los aviones cuando se realiza su estudio estructural de vuelo, en el cual se establece como geometría fija las alas una vez que el empuje y el peso se han igualado, posteriormente se consideran únicamente las cargas de peso. En el presente estudio se fijarán los soportes de los motores. (Gutiérrez, E., 2017)(Kurtoglu, C., 2020).

Análisis estructural del modelo base

Para este análisis se utiliza el método de los elementos finitos por lo que se empieza definiendo las sujeciones y cargas que actúan sobre la estructura del cuadricóptero según el estado de carga que se establezca. El modelo base que se someterá a los estudios estáticos y optimizaciones topológicas se lo muestra en las figuras 17 y 18.

Figura 17.

Modelo base



Nota. (a) Vista superior del modelo base, (b) vista isométrica del modelo base.

Figura 18.

Vista frontal del modelo base



Material para el análisis estructural

El material seleccionado para este elemento es ABS (Acrilonitrilo butadieno estireno) tal y como se lo estableció previamente en la matriz de selección (ver Tabla 2.), cuyas propiedades mecánicas son fijadas en el programa de simulación computacional en la figura 19 se detallan las principales propiedades mecánicas del material.

Figura 19.

Propiedades mecánicas de ABS

| Propiedad | Valor | Unidades |
|--|--------|-------------------|
| Módulo elástico | 2000 | N/mm ² |
| Coefficiente de Poisson | 0.394 | N/D |
| Módulo cortante | 318.9 | N/mm ² |
| Densidad de masa | 1020 | kg/m ³ |
| Límite de tracción | 30 | N/mm ² |
| Límite de compresión | | N/mm ² |
| Límite elástico | | N/mm ² |
| Coefficiente de expansión térmica | | /K |
| Conductividad térmica | 0.2256 | W/(m·K) |
| Calor específico | 1386 | J/(kg·K) |
| Cociente de amortiguamiento del material | | N/D |

Nota. Las propiedades mecánicas del material se obtuvieron de la ficha técnica del proveedor

Masa

Se procede a verificar el valor de masa que posee el modelo propuesto para tenerlo como referencia en los estudios posteriores de optimización y hacer una comparación para calcular el porcentaje de ahorro de masa logrado. En la figura 20 se puede observar el valor de masa del modelo base propuesto mismo que indica un valor de 71.29 gramos.

Figura 20.*Masa de la estructura del cuadricóptero*

| |
|---|
| Propiedades de masa de Modelo Dron 180 x 180 mm Configuración: Predeterminado Sistema de coordenadas: -- predeterminado -- Densidad = 0.00 gramos por milímetro cúbico Masa = 71.29 gramos Volumen = 69890.02 milímetros cúbicos Área de superficie = 34407.85 milímetros cuadrados |
|---|

Nota. El valor obtenido de la masa está dentro del rango de trabajo del cuadricóptero.

Mallado del cuadricóptero

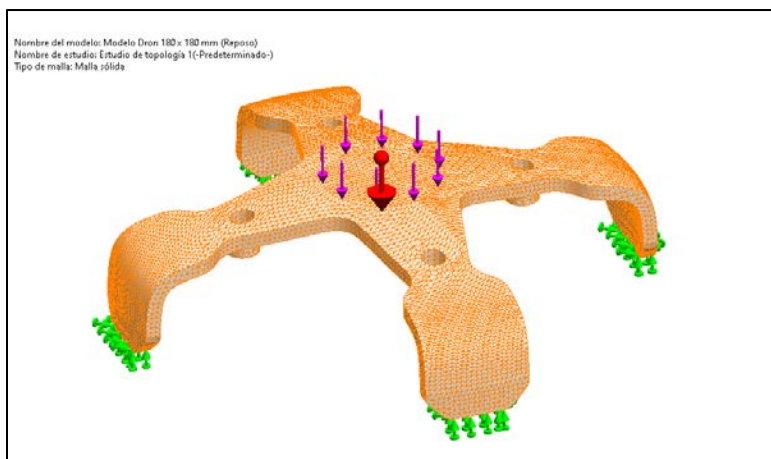
Para obtener los resultados lo más cercanos a la realidad es importante y es importante en el análisis de diseño. El programa crea automáticamente una cuadrícula compacta de elementos sólidos, estructurales y de paquete.

La cuadrícula sólida es adecuada para modelos 3D grandes o complejos. Los elementos de carcasa son adecuados para piezas delgadas (p. Ej. Chapas metálicas). El elemento de viga coincide con el elemento estructural. La precisión y el análisis de resultados depende de la calidad de la malla en la figura 21 se presenta la malla del cuadricóptero seleccionada para este estudio. Los estudios estáticos a realizar en el presente trabajo de investigación usando Solidworks, se los realizarán con el método estándar del programa mismo método que no usa solución adaptativa tipo – “p”, mismo que permite monitorear la convergencia sin embargo no es compatible con la opción de “grandes desplazamientos”. El criterio de convergencia del método estándar del programa está implícito en su programación, algo a lo que no se tiene acceso. Una guía que se usó como comprobación de convergencia fue mediante el control del mallado y comparación en la variación de resultados. Esta variación se consideró aceptable ya que en su máximo valor fue del 8%. Al ser valores bajos los de las

cargas a aplicar y consecuentemente los esfuerzos producidos; como conclusión práctica se consideraron confiables los resultados arrojados por el programa.

Figura 21.

Mallado del cuadricóptero



Nota. El tamaño de la malla es de 1,8 mm con una calidad de elementos lineales de bajo orden.

En la figura 18 se muestra los detalles de la malla establecidos para la simulación del cuadricóptero.

Figura 22.

Detalles de la malla obtenida

| Malla Detalles | |
|--|---|
| Nombre de estudio | Estudio de topología 1 (-Predeterminado-) |
| Tipo de malla | Malla sólida |
| Mallador utilizado | Malla estándar |
| Transición automática | Desactivar |
| Incluir bucles automáticos de malla | Desactivar |
| Puntos jacobianos para malla de alta calidad | 16 puntos |
| Tamaño de elemento | 1,80614 mm |
| Tolerancia | 0,090307 mm |
| Calidad de malla | Elementos lineales de bajo orden |
| Número total de nodos | 19444 |
| Número total de elementos | 82386 |
| Cociente máximo de aspecto | 11,995 |
| Porcentaje de elementos con cociente de aspecto < 3 | 96,8 |
| Porcentaje de elementos con cociente de aspecto > 10 | 0,00364 |
| Tiempo para completar la malla (hh:mm:ss) | 00:00:20 |
| Nombre de computadora | |

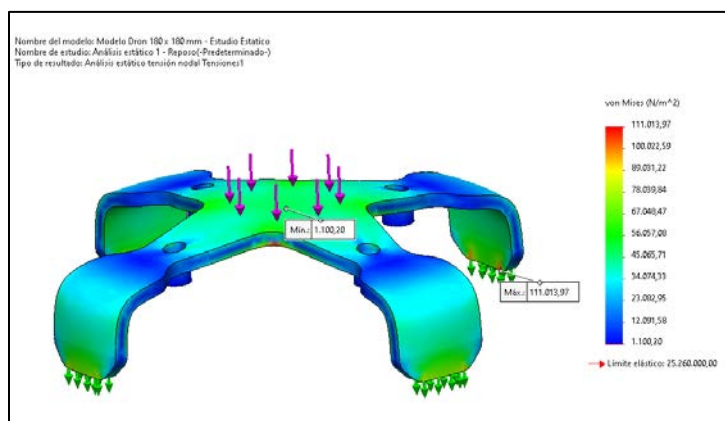
Nota. Los valores obtenidos en cada ítem demuestran que se obtiene una malla de buena calidad.

Análisis estático en estado de reposo

La realización de simulación estable donde se encuentran los esfuerzos máximos generados por las cargas que soporta el cuadricóptero así como también presenta los esfuerzos mínimos es importante verificar estos valores para evitar roturas o algún tipo de falla del material en la figura 23, se muestra los esfuerzos mediante una barra de colores donde el color azul representa los esfuerzos o zonas con valores mínimos y el color rojo representa los esfuerzos máximos o zonas críticas de la geometría analizada.

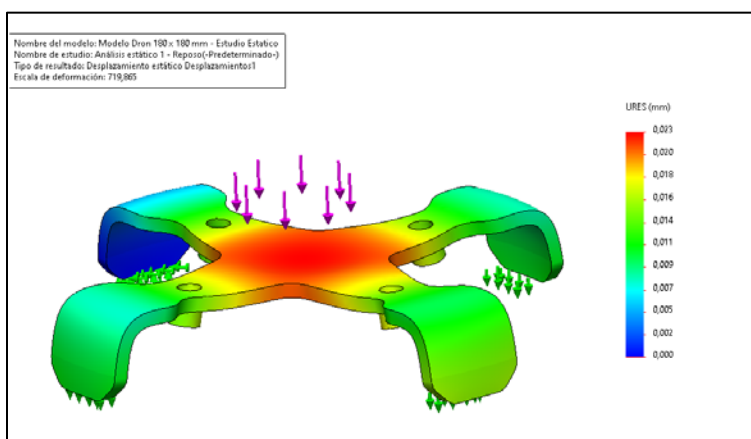
Figura 23.

Esfuerzos de Von Mises obtenidos en estado de reposo



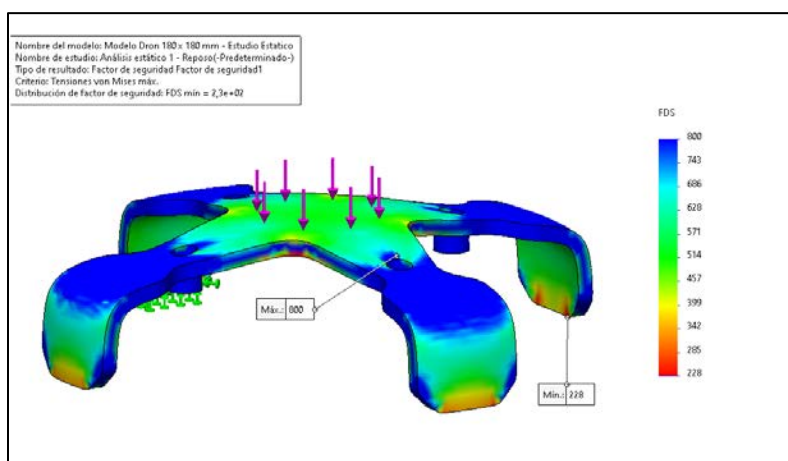
Nota. Los esfuerzos generados en estado de reposo permiten determinar las zonas de la geometría para realizar optimización topológica.

Los desplazamientos obtenidos en la simulación para el estado de reposo demuestran que el centro del cuadricóptero es el que más desplazamiento tiene con un valor de 0,023 mm que no afecta en la configuración de la geometría y después de aplicada la carga recupera su forma original.

Figura 24.*Desplazamientos obtenidos en estado de reposo*

Nota. El color rojo representa el desplazamiento máximo en la estructura del cuadricóptero.

El programa usado tiene la opción de mapear el sólido marcando las zonas con el factor de seguridad, mismo que lo calcula con la relación $FS = \sigma_{limit} / \sigma_{vonMises}$ siendo esta una herramienta muy útil para identificar zonas que llamen la atención y pudieran requerir alguna corrección. Procurando que este valor sea mayor a 1 en la Figura 25 se observa su cumplimiento con un valor de mínimo de 228. Indicando que resiste bien la carga impuesta.

Figura 25.*Factor de seguridad obtenido en estado de reposo*

Nota. El término factor de seguridad no es más que la división entre el límite elástico dado por la curva del material y el esfuerzo calculado dado por las condiciones a las que está sometido nuestro diseño.

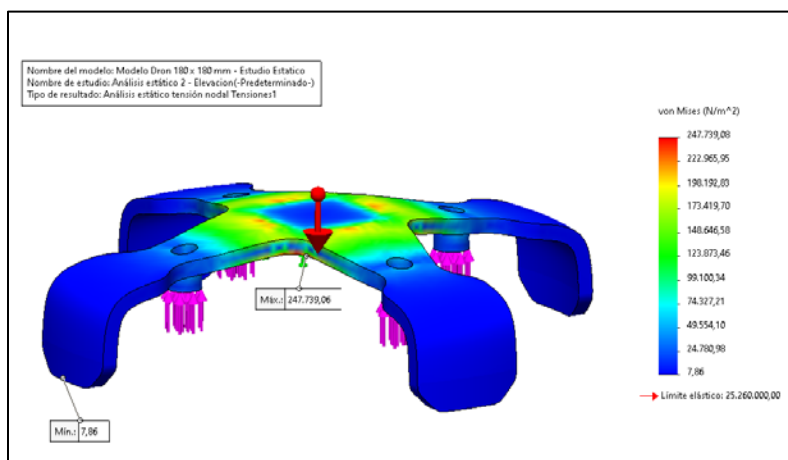
Análisis estático en estado de elevación

La altitud del dron es siempre un movimiento de aceleración, porque para que suba debe haber una fuerza vertical que exceda su peso, lo que crea una fuerza vertical, una fuerza en el suelo, y la masa se somete a una aceleración. Lo mismo ocurre con los otros movimientos para que el cuadricóptero permanezca estable sin moverse, la fuerza vertical debe ser igual al peso del dron.

El peso total se distribuye entre las cuatro hélices, que cambiamos de dos en dos para controlar el dron con este antecedente se aplica las cargas para comprobar el comportamiento de la estructura del cuadricóptero en la figura se presenta los esfuerzos para el estado de elevación del cuadricóptero.

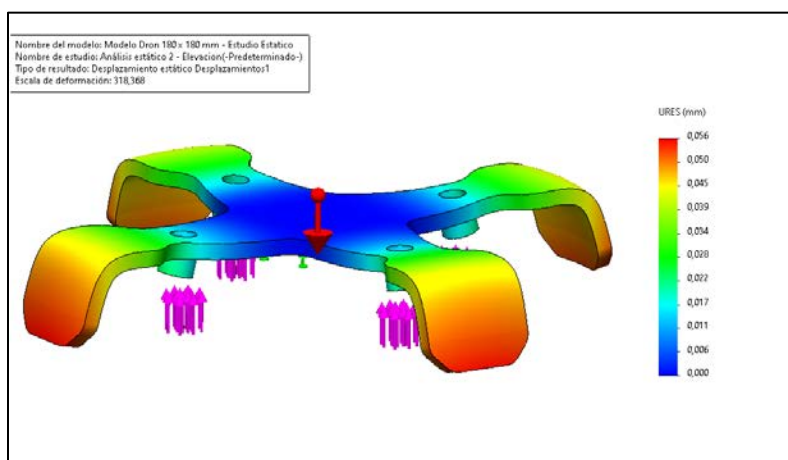
Figura 26.

Esfuerzos de Von Mises obtenidos en el estado de elevación



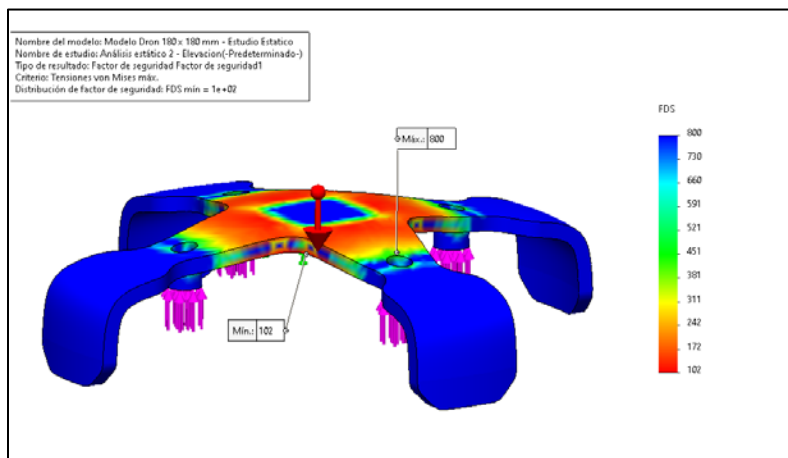
Nota. El esfuerzo máximo en el estado de elevación es alto sin embargo no supera el límite elástico del material.

El desplazamiento en este análisis se muestra en la figura 27 donde se duplica este valor en comparación con el estado de reposo además no existe una deformación que sobrepasa los límites de resistencia del material por lo que después de aplicar la carga recuperan su estado natural sin sufrir daños o fallas en la estructura del cuadricóptero.

Figura 27.*Desplazamientos obtenidos en estado de elevación*

Nota. Los desplazamientos generados se presentan con mayor frecuencia en los extremos del cuadricóptero.

Al igual que en el estado de reposo el valor mínimo obtenido es alto, en este caso 102 (ver figura 28). Esto podría incitar a pensar que el modelo está excesivamente sobredimensionado para las cargas que se establecieron previamente, sin embargo, el “modelo base” se diseñó con un ajustado margen de holgura respecto a espacio que ocupan las hélices, mismas que se ajustan al motor seleccionado, y, dicha configuración es la que otorga el valor de empuje que fundamentó los cálculos previos en los que se basa todo el diseño.

Figura 28. *Factor de seguridad obtenido en el estado de elevación*

Nota. El factor de seguridad garantiza que el modelo resiste o no a las cargas de funcionamiento.

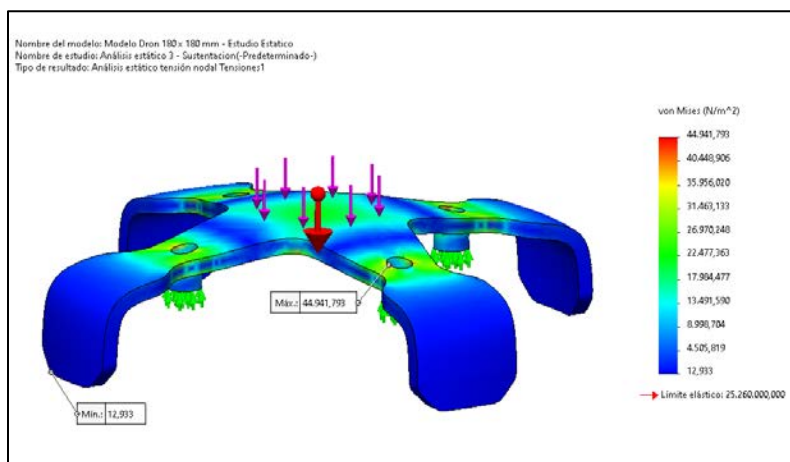
Análisis estático en estado de sustentación

La sustentación es la fuerza ejercida sobre un cuerpo que se mueve a través de un fluido, en una dirección perpendicular a la dirección de la corriente incidente y su aplicación más conocida es el ala del cuadricóptero, que es una superficie creada por el perfil del ala.

Por lo tanto, se modifica la aplicación de la fuerza que se necesita para el funcionamiento del cuadricóptero en la figura 29 se presenta el esfuerzo de Von Mises determinando las zonas críticas que soporta el material sin embargo no sobrepasa el valor del límite elástico del material este parámetro es importante porque define las áreas que no deben eliminarse y se deben restringir al momento de realizar el análisis topológico de la estructura del cuadricóptero.

Figura 29.

Esfuerzos de Von Mises obtenidos en estado de sustentación

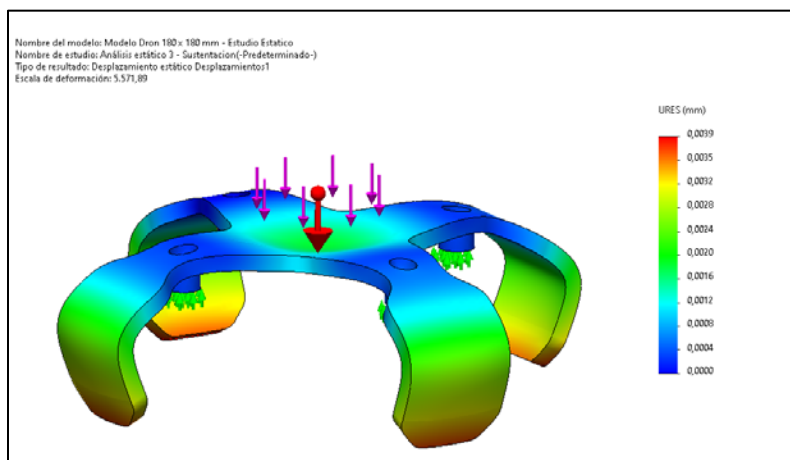


Nota. La zona central de la estructura es la que presenta los esfuerzos que deben ser analizados para el estudio de topología de la estructura.

Los desplazamientos que se generan en el estado de sustentación son inferiores en comparación con el estado en reposo del cuadricóptero, pero no sufre desplazamientos que afecten el correcto funcionamiento de la estructura porque la solución de un pequeño desplazamiento supone que la rigidez cambia durante la carga, a diferencia de la solución de gran desplazamiento donde cambia la rigidez y no recupera su estado natural.

Figura 30.

Desplazamientos obtenidos en estado de sustentación

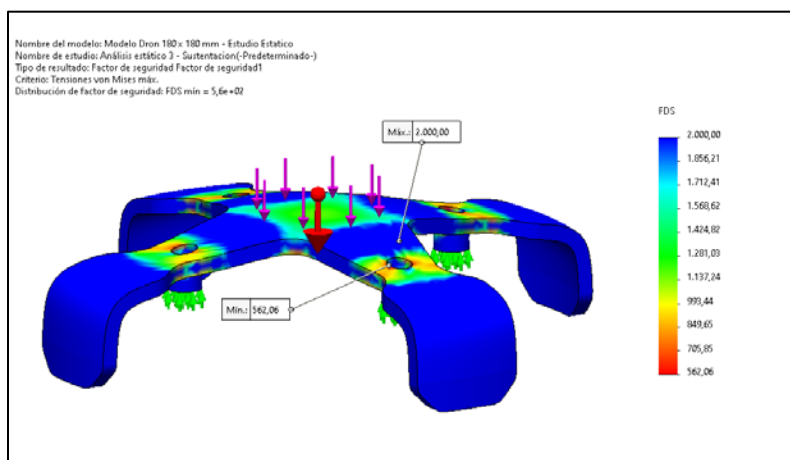


Nota. Es importante tener en cuenta los desplazamientos para realizar el análisis topológico.

Para terminar los análisis de los estudios estáticos del “modelo base” se obtiene el factor de seguridad en el estado de sustentación donde se eleva considerablemente con un valor de 562,06 como indica la figura 31. Al diseñarse el “modelo base” considerando aspectos netamente geométricos inicialmente, ahora se puede concluir que soporta este estado al igual que los anteriores, con demasía. Posteriormente se concluirán las razones por las que no se considera un rediseño en esta etapa.

Figura 31.

Factor de seguridad obtenido en el estado de sustentación



Nota. La estructura resiste y está lista para continuar con el análisis de topología del cuadricóptero

En consecución se presenta en la tabla 3 los valores ya indicados en los diferentes estados de funcionamiento del cuadricóptero como son los esfuerzos y desplazamientos máximos, así como el factor de seguridad que validan el comportamiento de la estructura porque este análisis es el punto de partida para obtener la optimización topológica.

Tabla 4.

Resumen de la simulación del cuadricóptero en los diferentes estados de funcionamiento

| Estado de funcionamiento | Esfuerzo máximo [Pa] | Desplazamiento máximo [mm] | Factor de seguridad mínimo |
|--------------------------|----------------------|----------------------------|----------------------------|
| Reposo | 111013.97 | 0.023 | 228 |
| Elevación | 247739.08 | 0.056 | 102 |
| Sustentación | 44941.793 | 0.039 | 562.06 |
| Masa | | 71.29 [g] | |

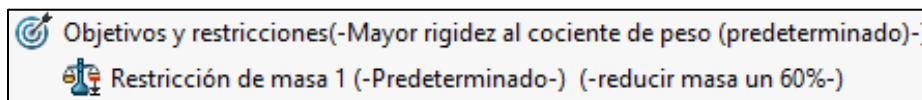
Optimización topológica de la estructura en estado de reposo

Para este estado se fijan los apoyos de la estructura restringiendo así el movimiento en el eje y , para evitar un problema de simulación se restringe el movimiento de un solo apoyo en todos los ejes. Posteriormente se establece la carga en la placa de control misma que tendrá un valor de 0.581[N].

Se establece la restricción en el objetivo del estudio que sirve para configurar los parámetros de áreas y zonas que presentan los esfuerzos y desplazamientos máximos para reducir la masa de la estructura por lo tanto se propone reducir hasta en un 60% la masa inicial de la estructura como se indica en la figura 32.

Figura 32.

Restricciones para reducir la masa



Nota. Se evalúa las restricciones de masa para optimización topológica

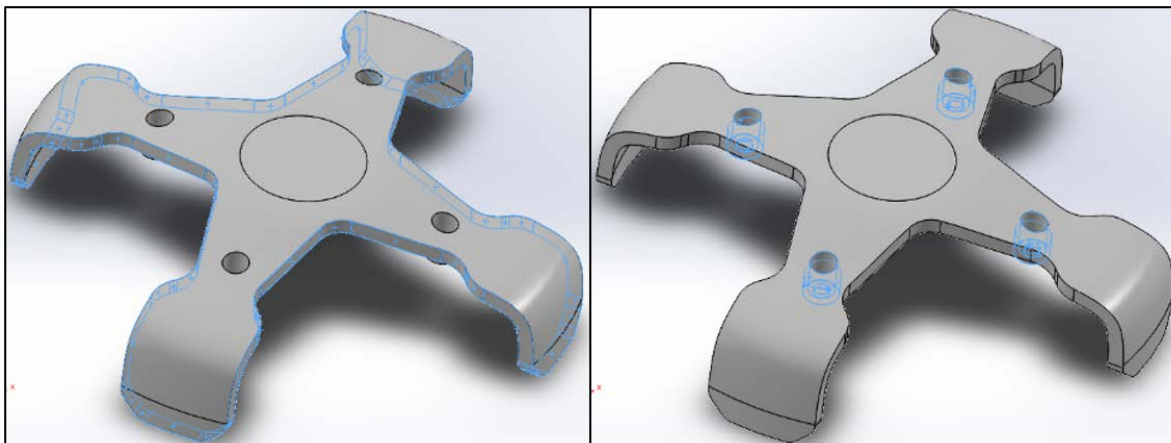
Controles de fabricación

Las zonas de exclusión dentro del estudio están conformadas por los soportes de los motores y los bordes de la estructura. Esta segunda exclusión tiene el propósito de forzar la

simulación para que el material eliminado sea en los interiores de la estructura y así conservar adicionalmente en alguna medida el diseño original.

Figura 33.

Regiones y controles para topología de la estructura

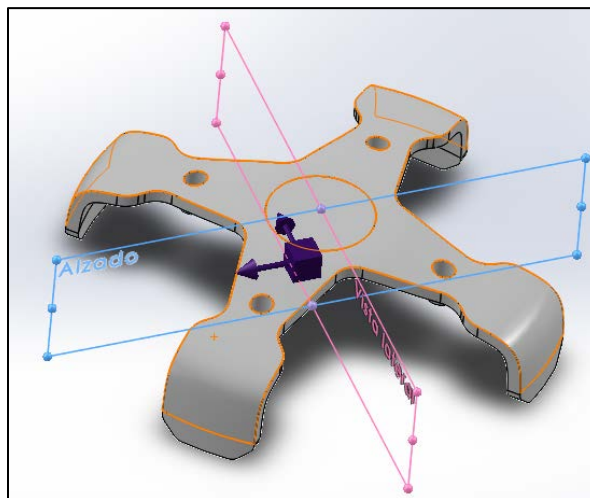


Nota. a) Bordes o aristas que deben conservarse. b) Bases o soportes de motores que no se eliminan.

Adicionalmente para facilitar el estudio y obtener un mejor resultado se agrega un control de simetría que simula la división del modelo en cuatro partes para que el resultado de la optimización muestre el material eliminado de forma simétrica en las cuatro derivaciones del cuadricóptero ver figura 34.

Figura 34.

Control de simetría 1/4



Nota. Este proceso permite obtener una mejor distribución para quitar el exceso de material.

Resultados del análisis topológico en estado de reposo

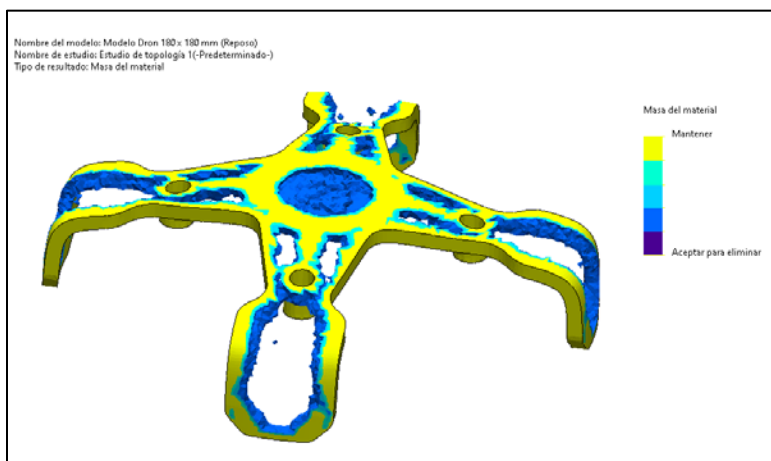
Luego de realizar la simulación se obtiene las regiones donde se puede eliminar el material para aligerar el peso de la estructura del cuadricóptero, este proceso se realiza de dos formas; una con diferenciación de las zonas que aplican para retirar material y las que indican la conservación del mismo, mientras que el otro método presenta una forma de un mallado aproximado del material retenido.

El resultado arroja una masa calculada del modelo de 28,52 gramos que representa un 40% de la masa inicial (71.29 [g]). Objetivo establecido (40% de ahorro) arbitrariamente luego de algunas pruebas (estudios) previas. Al establecer el objetivo se procura que el porcentaje de ahorro de masa no afecte la lógica ni la funcionalidad de la estructura inicial.

En la figura 35 se muestra el proceso de optimización de la estructura donde se elimina la masa material que tiene esfuerzos mínimos.

Figura 35.

Proceso de optimización topológica vista isométrica

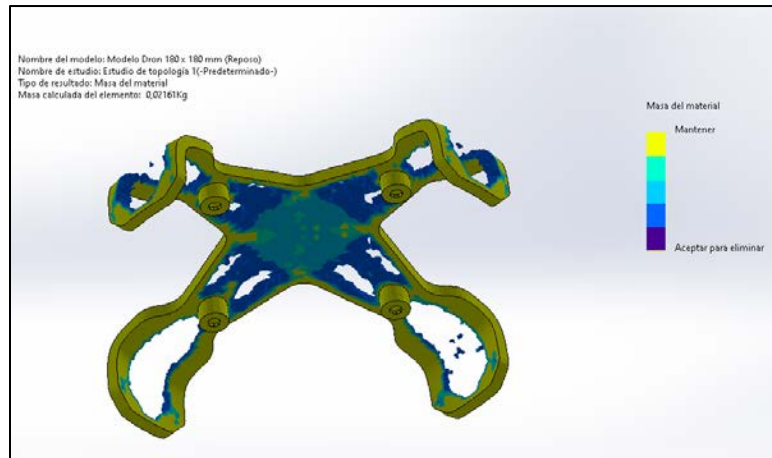


Nota. El color para conservar el material es amarillo y el color azul para eliminar material.

En la figura 36, se verifican las zonas que fueron restringidas como los bordes o aristas de la estructura que no elimina la masa del material, también se conserva la base o soporte de los 4 motores que impulsan el cuadricóptero.

Figura 36.

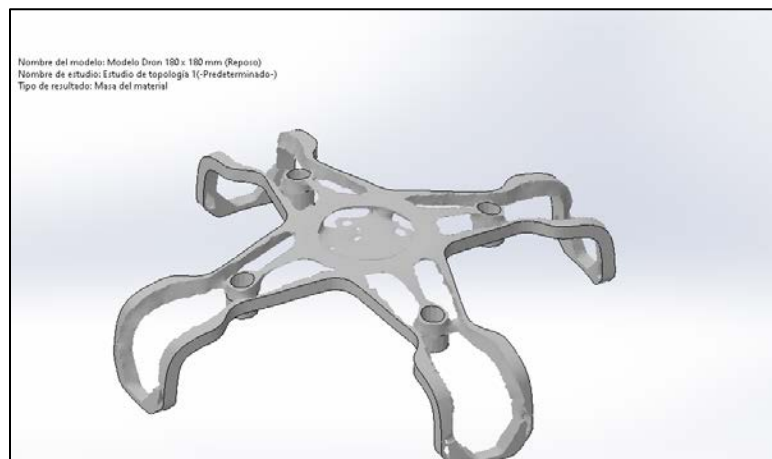
Zonas que se mantienen en el análisis de topología



Finalmente se realiza el segundo método de optimización en el estado de sustentación conocido como mallado aproximado de material retenido al igual que en el primer método se respeta las zonas como bordes o aristas de la estructura, además se conserva la base de los motores en la figura 37 se evidencia el proceso de optimización topológica.

Figura 37.

Optimización topológica mallado aproximado de material retenido

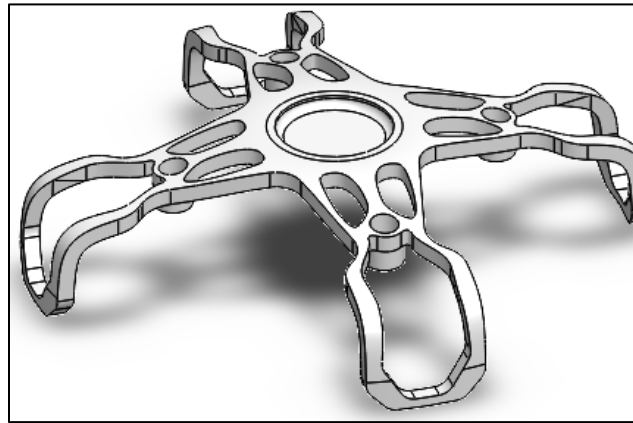


Proceso de rediseño de la estructura

Con los datos obtenidos en el análisis estático y de optimización topológica es necesario rediseñar la estructura del cuadricóptero retirando material en las zonas que no tienen una elevada carga o desplazamiento mediante esta simulación se obtiene un valor de masa final de 28.52 [g] con el rediseño se pretende obtener un valor mayor, sin embargo, se procura sea el más aproximado posible como se indica en la figura 38.

Figura 38.

Rediseño de la estructura del cuadricóptero



Comparación

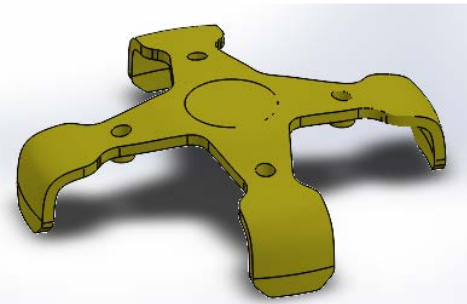
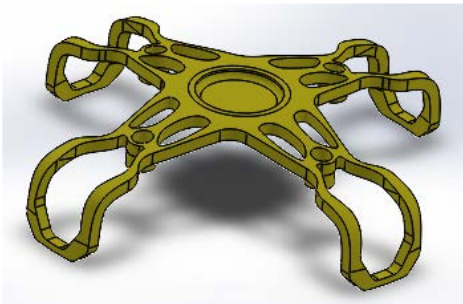
Después de realizar el rediseño se procese analizar el ahorro de masa obtenido en la simulación y se verifica el peso de la estructura original con el propuesto luego de la optimización topológica en la figura 39 se observa que la masa es de 32.90 gramos que es el valor más cercano al calculado.

Figura 39.*Masa de la estructura optimizada*

| |
|---|
| Propiedades de masa de Modelo Dron 180 x 180 mm (Reposo) - Rediseño Configuración: Predeterminado Sistema de coordenadas: -- predeterminado -- Densidad = 0.00 gramos por milímetro cúbico Masa = 32.90 gramos Volumen = 32250.33 milímetros cúbicos Área de superficie = 26196.94 milímetros cuadrados |
|---|

En la tabla 4, se presenta los modelos de la estructura original y la estructura optimizada también se evidencia las masas en cada elemento el porcentaje de masa eliminado es de 53.85%.

Tabla 5.*Comparación del modelo original y rediseño*

| ESTRUCTURA MODELO ORIGINAL | ESTRUCTURA REDISEÑO |
|---|--|
|  <p>Masa: 71.29 [g]</p> |  <p>Masa: 32.90 [g]</p> |

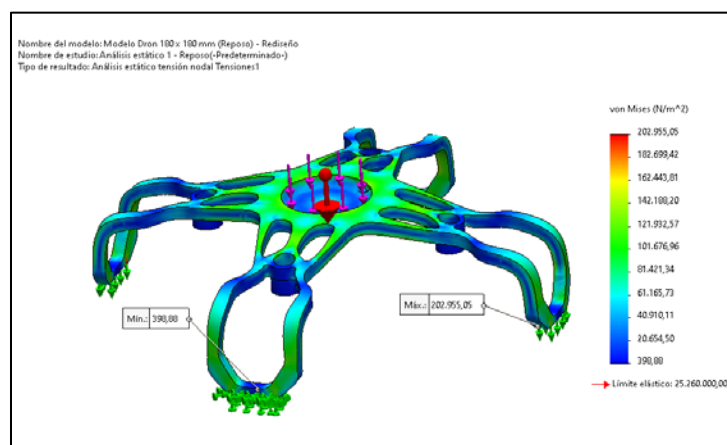
Análisis estático de la estructura propuesta 1 – Estado de reposo

Estado de reposo

Es importante con el rediseño de la estructura del cuadricóptero verificar el comportamiento mecánico al ser sometido a los estados de carga de funcionamiento.

Figura 40.

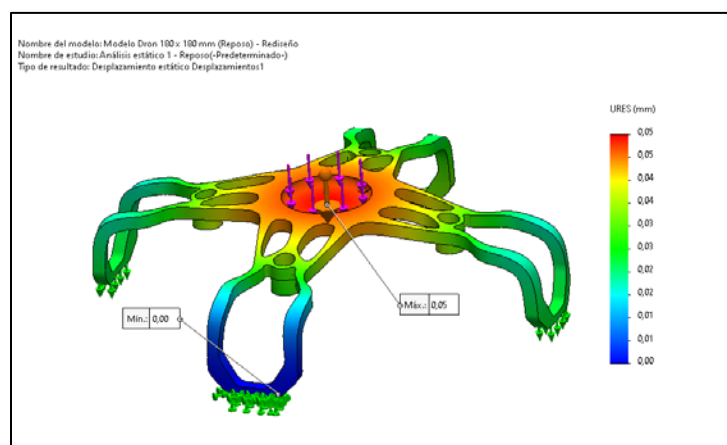
Esfuerzos en rediseño del modelo de reposo - estado de reposo



En la figura 41 se analiza los desplazamientos generados en el cuadricóptero donde la parte central presenta la máxima deformación con un valor de 0,05mm con este valor se verifica que después de terminado la aplicación de la carga la estructura recupera su forma original sin verse afectada por los desplazamientos producidos.

Figura 41.

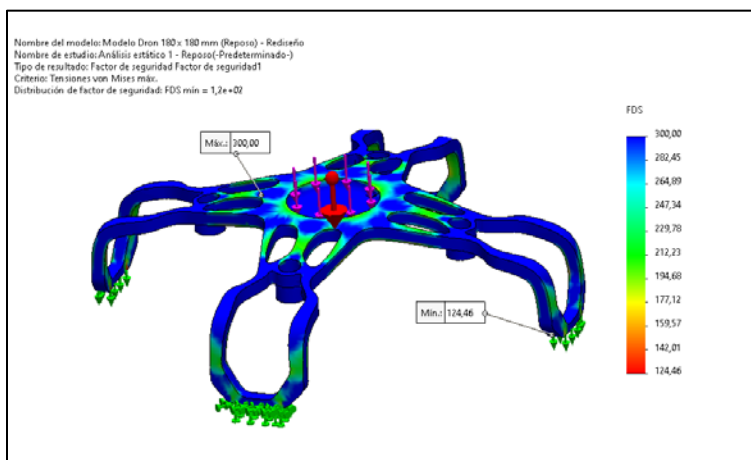
Desplazamientos en rediseño del modelo de reposo - estado de reposo



Se encontró el factor de seguridad mínimo de 124,46 para este análisis demostrando que la estructura resiste en demasía y no se ve afectada durante el funcionamiento del cuadricóptero en la figura 42 se observa los valores obtenidos del factor de seguridad.

Figura 42.

Factor de seguridad en rediseño del modelo de reposo - estado de reposo

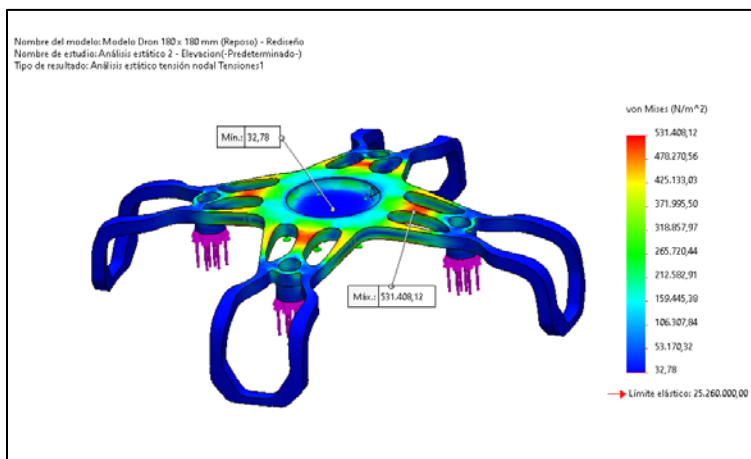


Estado de elevación

De igual manera se verifica la estructura rediseñada para el estado de carga en elevación, en la figura 43 se observa los esfuerzos generados presentándose en los orificios la concentración de esfuerzos sin embargo no se produce falla o fracturas en la estructura.

Figura 43.

Esfuerzos en rediseño del modelo de reposo - estado de elevación

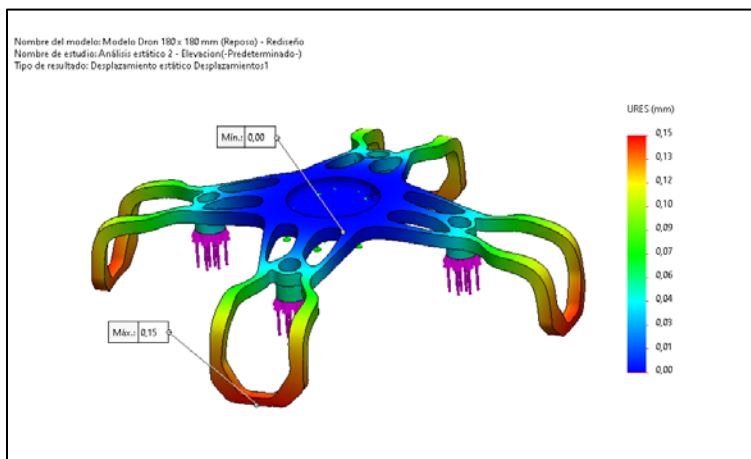


Así mismo se comprueba los desplazamientos que sufre la estructura para esta carga obteniéndose el valor máximo en los extremos de la estructura, pero no se presenta fallas del

material durante el tiempo de aplicación de la carga en la figura 44 se evidencia los valores de los desplazamientos generados en toda la estructura.

Figura 44.

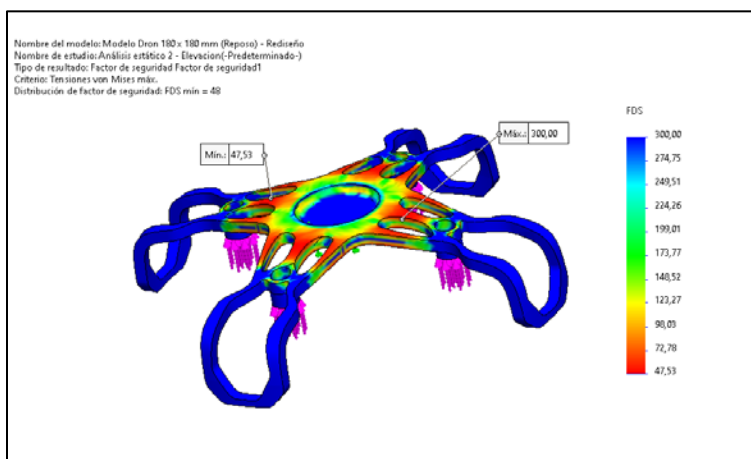
Desplazamientos en rediseño del modelo de reposo - estado de elevación



Finalmente, el factor de seguridad mínimo para este análisis se obtiene es 47,53 Por esta razón, es un número mayor que uno, lo que indica el exceso de capacidad del sistema en relación con sus necesidades.

Figura 45.

Factor de seguridad en rediseño del modelo de reposo - estado de elevación



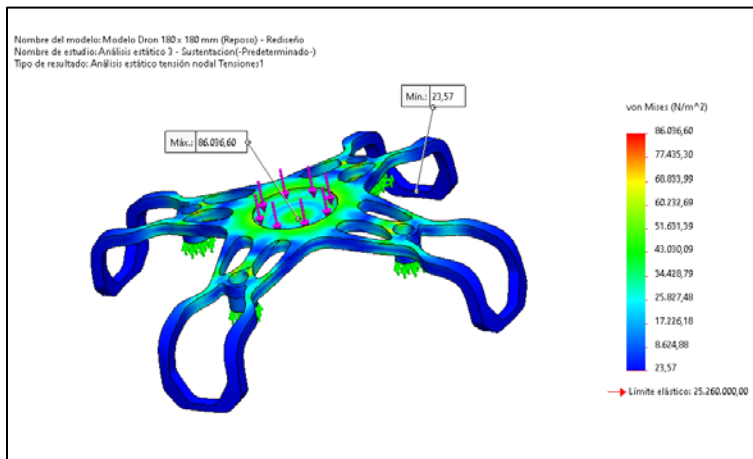
Estado de sustentación

También se verifica en el estado de sustentación el comportamiento mecánico de la estructura del cuadricóptero en la figura 46 se presenta los esfuerzos máximos y mínimos que

al igual que los anteriores análisis los esfuerzos no sobrepasan los límites de resistencia del material garantizando que este modelo resiste a los diferentes estados de carga.

Figura 46.

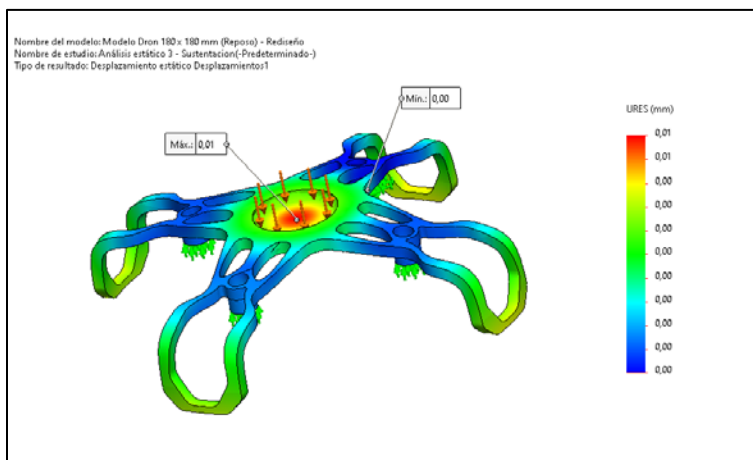
Esfuerzos en rediseño del modelo de reposo - estado de sustentación



El desplazamiento generado en este análisis es mínimo, la estructura no sufre daños exagerados manteniéndose en el rango de 0,01 mm lo que no afecta su resistencia.

Figura 47.

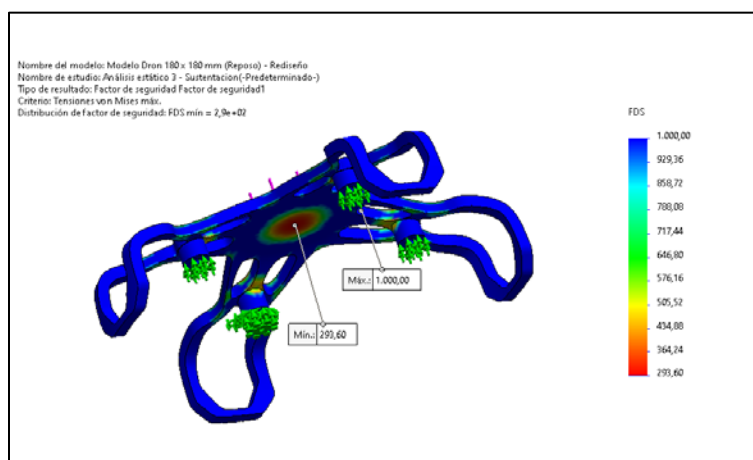
Desplazamientos en rediseño del modelo de reposo - estado de sustentación



Por último, el factor de seguridad en este estado de carga alcanza el valor mínimo de 293,60 siendo exageradamente superior a 1, de esta manera se valida la resistencia estructural del cuadricóptero como se evidencia en la figura 48.

Figura 48.

Factor de seguridad en rediseño del modelo de reposo - estado de sustentación



Resumen de resultados del estudio estático del modelo de reposo – propuesta 1

En la tabla 5, se presenta un resumen de la simulación de los estados de carga del cuadricóptero, estos valores son los esfuerzos y desplazamientos máximos obtenidos que validan el comportamiento mecánico de la estructura.

Tabla 6.

Resumen del análisis estático del modelo de reposo

| Estado | Esfuerzo máximo [Pa] | Desplazamiento máximo [mm] | Factor de seguridad mínimo |
|--------------|----------------------|----------------------------|----------------------------|
| Reposo | 202955.05 | 0.05 | 124.46 |
| Elevación | 531408.13 | 0.15 | 47.53 |
| Sustentación | 86036.60 | 0.01 | 293.6 |

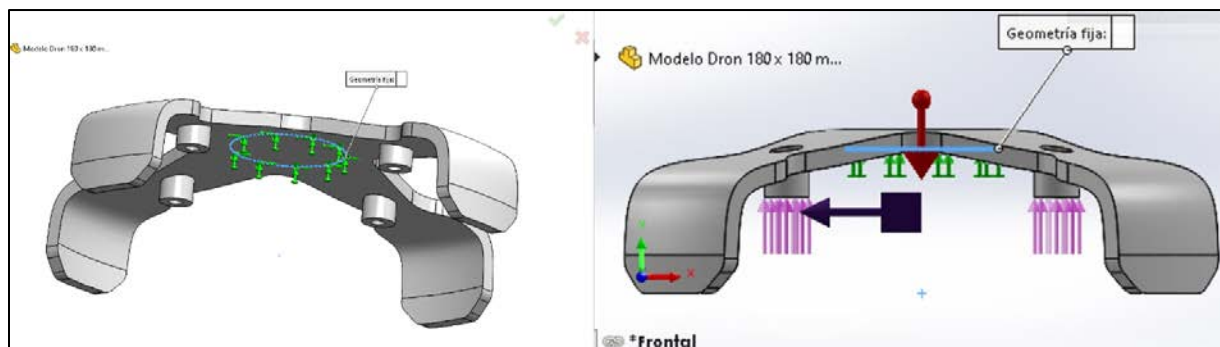
Optimización topológica de la estructura en estado de elevación

Para el análisis topológico de la estructura del cuadricóptero se aplican las siguientes condiciones, sujeciones, cargas y demás elementos que influyen en el correcto funcionamiento de cuadricóptero por lo que en la figura 49 se indica dónde se aplica los apoyos fijos y las fuerzas actuantes en el estado de elevación.

Las cargas presentes para este estado de elevación son únicamente la gravedad y las fuerzas de empuje generadas por los conjuntos motor-hélice. Siendo este un empuje total de $4 \cdot 38[\text{gf}] = 152[\text{gf}]$.

Figura 49.

Aplicación de restricciones y cargas a la estructura

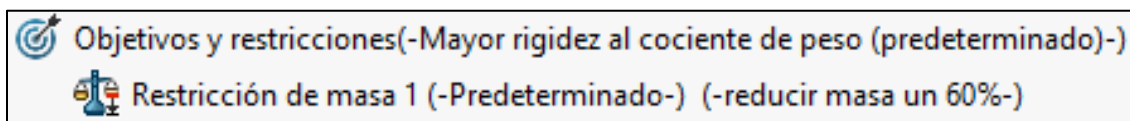


Nota. las restricciones se aplican en la arista del centro de la estructura mientras que las cargas se aplican en dirección Y+, en la base de los motores propulsores del cuadricóptero.

Para el análisis de optimización en el estado de elevación se configura el estudio para reducir la masa del modelo en la base hasta en un 60% de su masa inicial por lo que la figura 50 muestra el porcentaje de masa que se pretende eliminar aplicando este método de los elementos finitos.

Figura 50.

Restricciones y porcentaje de reducción de masa

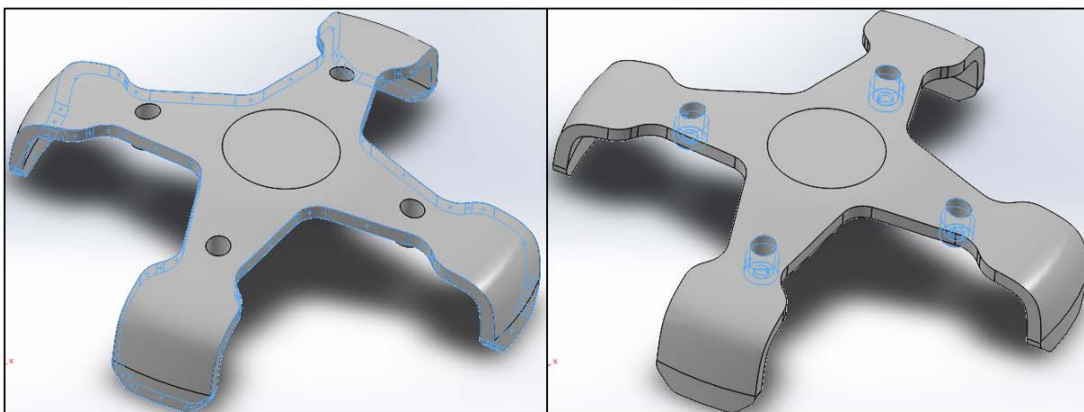


Controles de fabricación

Las zonas de exclusión dentro del estudio están conformadas por los soportes de los motores y los bordes de la estructura. Esta segunda exclusión tiene el propósito de forzar la simulación para que el material eliminado sea en los interiores de la estructura y así conservar en alguna medida el diseño original en la figura 51.

Figura 51.

Restricciones de aristas y bordes

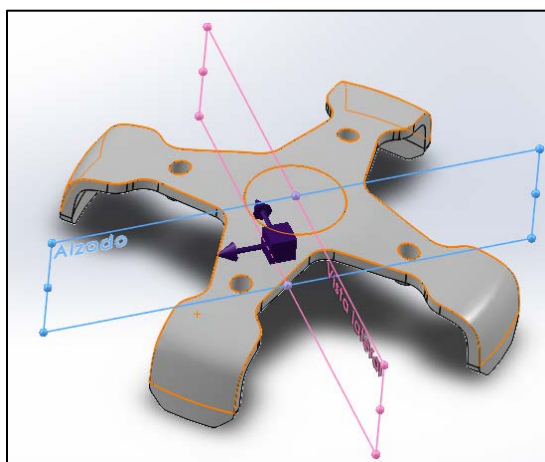


Nota. las restricciones son en las aristas externas y en la base de los motores del cuadricóptero.

Adicionalmente para facilitar el estudio y obtener un mejor resultado se agrega un control de simetría que simula la división del modelo en cuatro partes para que el resultado de la optimización muestre el material eliminado de forma simétrica en las cuatro derivaciones del cuadricóptero.

Figura 52.

Control de simetría 1/4



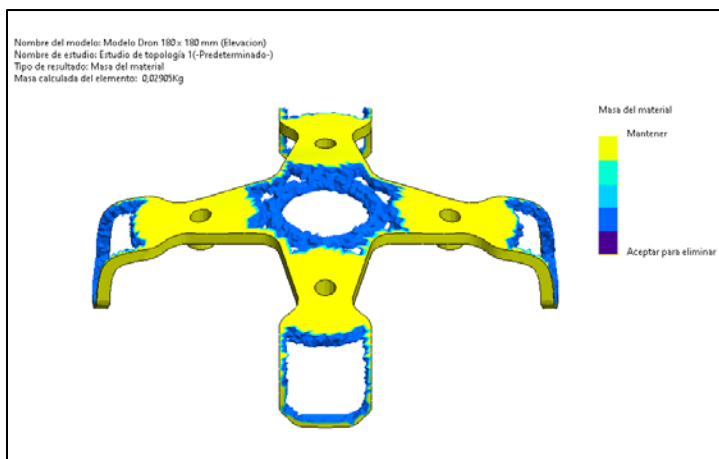
Resultados del análisis topológico en estado de elevación

El resultado obtenido muestra las regiones donde se puede eliminar el material para aligerar el peso de la estructura del cuadricóptero, este proceso se lo hace posteriormente en el

rediseño. Los resultados se muestran de dos formas; una con diferenciación de las zonas que aplican para retirar material y las que indican la conservación del mismo. Y la otra en forma de un mallado aproximado del material retenido.

Figura 53.

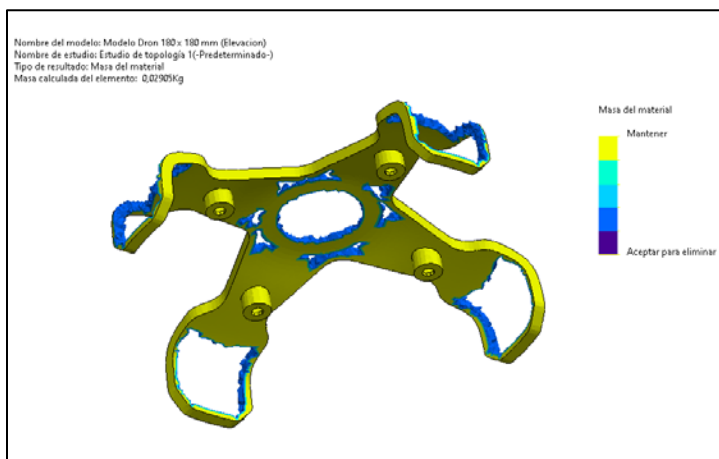
Optimización topológica en estado de elevación



El resultado arroja un valor de 29.05 gramos que equivale al 40% de la masa total que es de 71.29 gramos. En la figura 54 se evidencia los datos obtenidos en la simulación.

Figura 54.

Proceso de optimización topológica vista isométrica estado de elevación

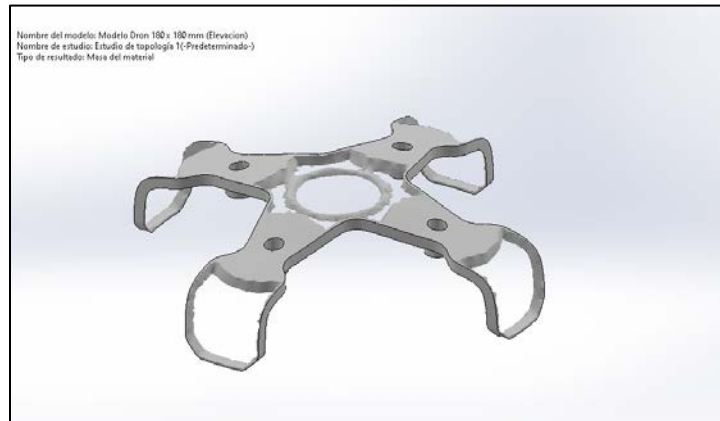


Así mismo terminado el análisis topológico se optime la geometría con el exceso de material eliminado de acuerdo a las condiciones de funcionamiento establecidas en el análisis

computacional, es necesario para realizar el análisis de resistencia estructural del nuevo modelo corregir rebabas o aristas que se crearon durante el proceso de optimización.

Figura 55.

Geometría obtenida de optimización topológica

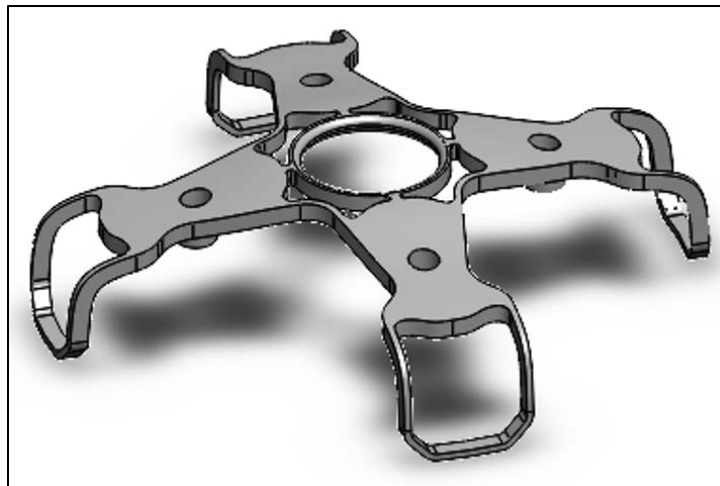


Proceso de rediseño de la estructura

Terminado el análisis topológico es necesario corregir las áreas donde se retiró el material este proceso se conoce como discretización y se muestra en la figura 56.

Figura 56.

Rediseño de geometría



La masa que se obtiene de la nueva geometría es de 36,01698 gramos este valor se indica en la figura 57 y se obtuvo mediante la herramienta de propiedades de masa del programa Solidworks.

Figura 57.

Masa del nuevo modelo geométrico

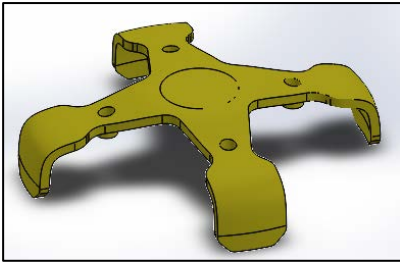
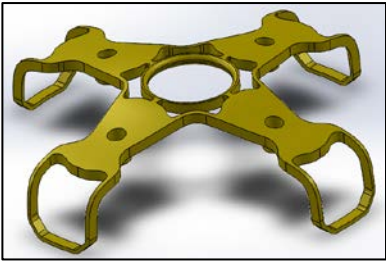
| |
|--|
| Propiedades de masa de Modelo Dron 180 x 180 mm (Elevacion) - Rediseño Configuración: Predeterminado Sistema de coordenadas: -- predeterminado -- Densidad = 0.00102 gramos por milímetro cúbico Masa = 36.01698 gramos Volumen = 35310.76076 milímetros cúbicos Área de superficie = 25468.32650 milímetros cuadrados |
|--|

Comparación

Finalmente se realiza la comparación después de rediseño y se compara el modelo original con el nuevo modelo obteniendo un porcentaje de masa eliminado: 49.47%. Además, se realiza un nuevo estudio de cargas que debe soportar la estructura rediseñada.

Tabla 7.

Comparación de estructura del cuadricóptero segundo modelo

| MODELO BASE | REDISEÑO |
|---|--|
|  |  |
| Masa: 71.29 [g] | Masa: 36.02 [g] |

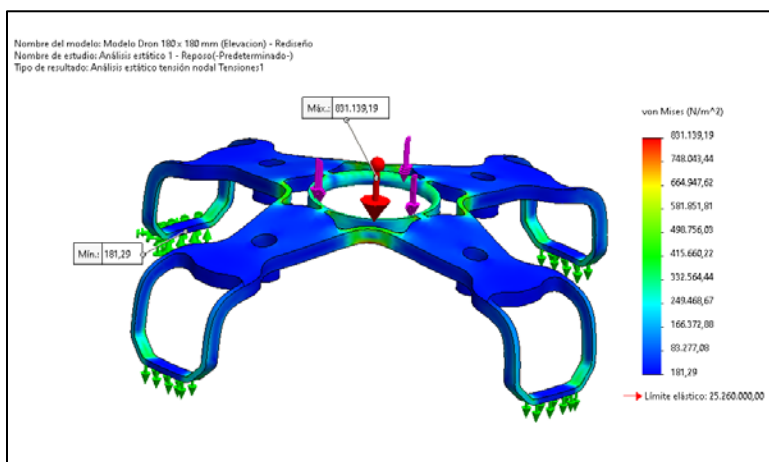
Análisis estático de la de la estructura propuesta 2 – Estado de elevación

Estado de reposo

Al igual que los demás análisis es importante verificar el comportamiento mecánico de la estructura sometida a las cargas indicadas durante esta investigación en la figura 58 se muestra los esfuerzos generados en el modelo de elevación - estado de reposo.

Figura 58.

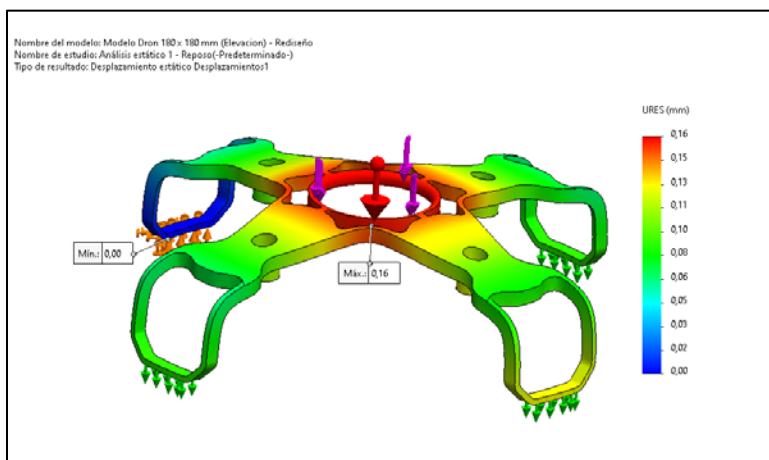
Esfuerzos en rediseño del modelo de elevación - Estado de reposo



En esta geometría los desplazamientos son mínimos no afectan al material con el cual se realizó el estudio en la figura se presenta el valor máximo es en el centro de la geometría con valor de 0,16 mm.

Figura 59.

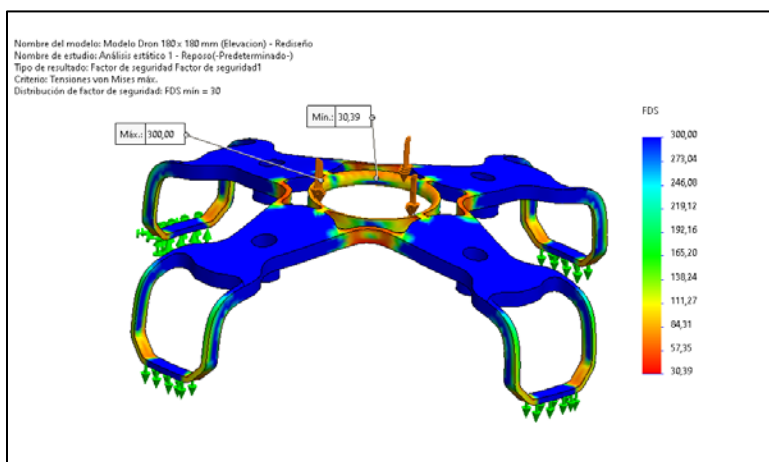
Desplazamientos en rediseño del modelo de elevación - Estado de reposo



Para terminar este análisis es necesario determinar el factor de seguridad de la geometría por lo que se realizó este análisis en la figura 60 se muestra este factor que es de 30,39 el mínimo validando la simulación y resistencia del material que tiene un factor elevado.

Figura 60.

Factor de seguridad en rediseño modelo de elevación - Estado de reposo

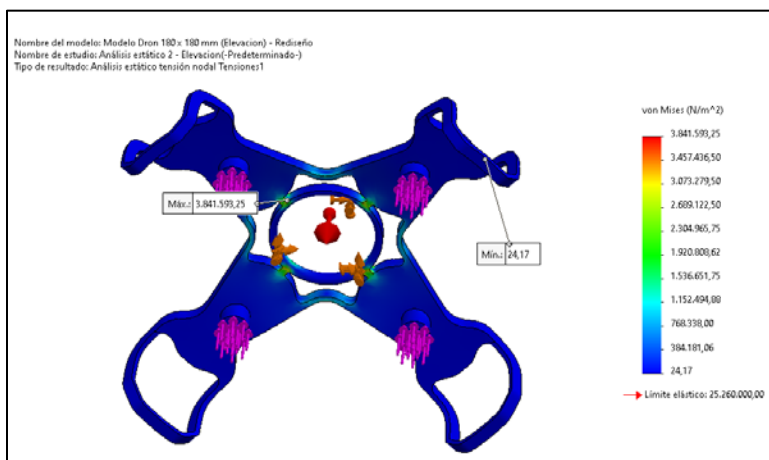


Estado de elevación

Continuando con el análisis de resistencia de la estructura se verifica cómo se comporta el nuevo modelo y los esfuerzos generados en este estado de funcionamiento de la estructura rediseñada.

Figura 61.

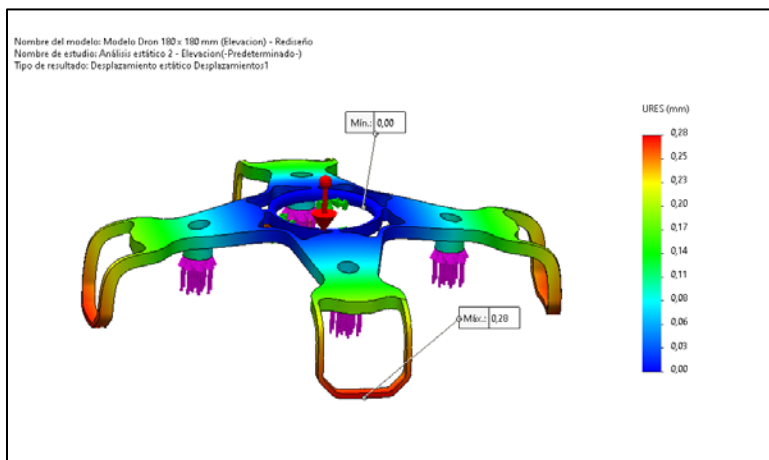
Esfuerzos en rediseño del modelo de elevación - Estado de elevación



En el estado de elevación se comprueba el desplazamiento máximo de la estructura con un valor de 0,28 mm demostrando que la estructura es capaz de soportar las cargas que actúan durante el funcionamiento del cuadricóptero.

Figura 62.

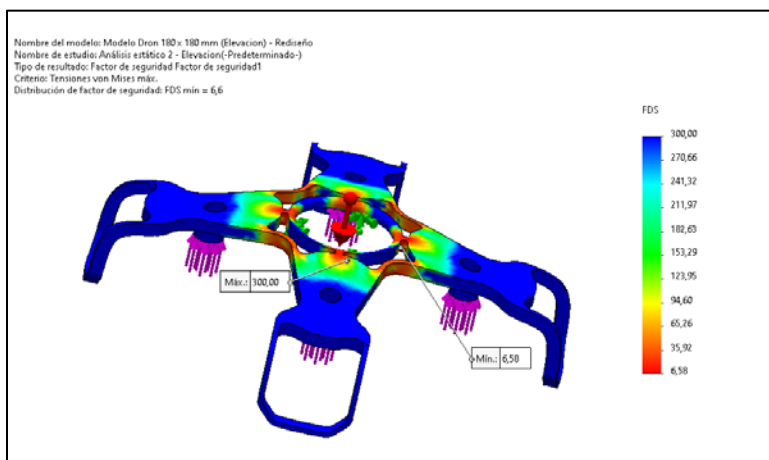
Desplazamiento en rediseño del modelo de elevación - Estado de elevación



El factor de seguridad en este estado de carga mínimo es de 6,58 mm siendo mayor a 1 que es lo permitido en diseños de estructuras en la parte central se evidencia la concentración de esfuerzos y se debe tomar en cuenta al momento de seleccionar el mejor modelo para la fabricación de la estructura.

Figura 63.

Factor de seguridad en rediseño del modelo de elevación - Estado de elevación

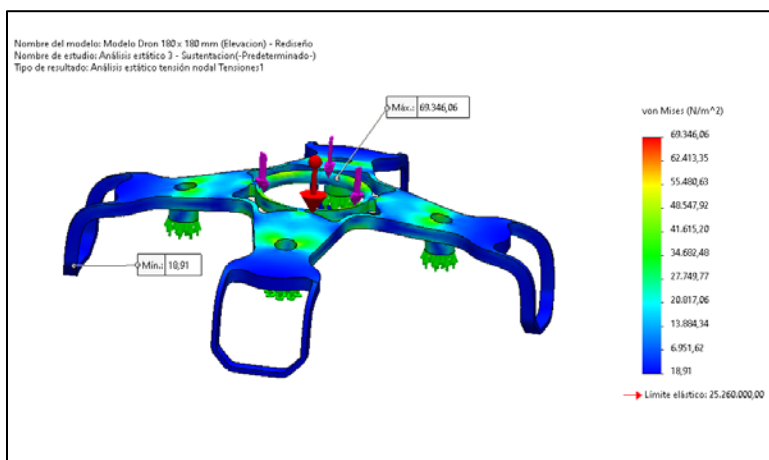


Estado de sustentación

El último estado de carga es de sustentación y se verifica los esfuerzos máximos que aparecen en la estructura como se observa en la figura 64 no sobrepasan los valores del límite elástico del material sin afectar o estar al límite de fractura o falla del material.

Figura 64.

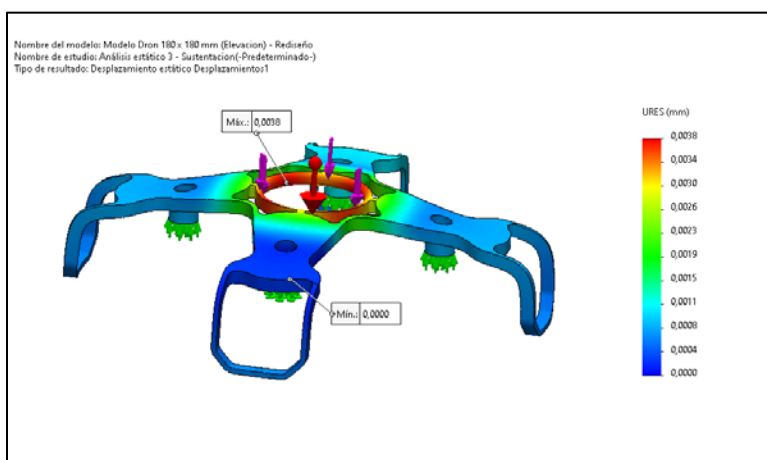
Esfuerzos en rediseño del modelo de elevación - Estado de sustentación



El desplazamiento que se genera en la estructura es mínimo, no afecta en el funcionamiento de la estructura como se indica en la figura 65.

Figura 65.

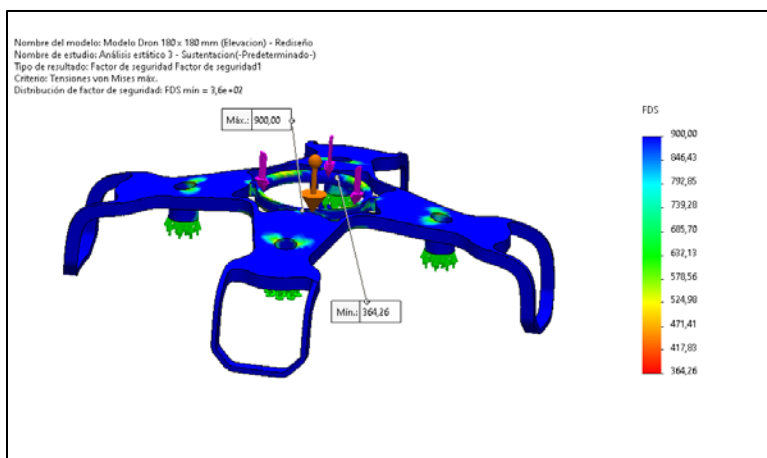
Desplazamientos en rediseño del modelo de elevación - Estado de sustentación



El factor de seguridad para este análisis es de 364,26 siendo un valor muy aceptable mismo que garantiza el comportamiento más que apropiado para el estado de carga propuesto.

Figura 66.

Factor de seguridad en rediseño del modelo de elevación - Estado de sustentación



Resumen de resultados del estudio estático del modelo de elevación – propuesta 2

A continuación, se presenta el resumen de todos los análisis realizados tomando en cuenta los valores máximos de los esfuerzos y desplazamiento de la estructura, además se toma en cuenta el factor de seguridad.

Tabla 8.

Resumen del análisis estático del modelo de elevación

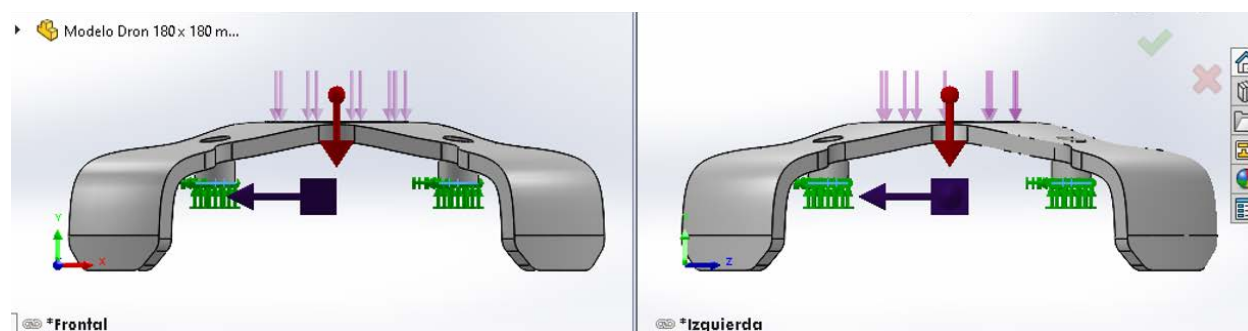
| Estado | Esfuerzo máximo [Pa] | Desplazamiento máximo [mm] | Factor de seguridad mínimo |
|--------------|-------------------------|-------------------------------|----------------------------|
| Reposo | 831,139.19 | 0.16 | 30.39 |
| Elevación | 3,481,593.25 | 0.28 | 6.58 |
| Sustentación | 69,346.06 | 0.0038 | 364.26 |

Optimización topológica de la estructura en estado de sustentación

Partiendo del modelo base, se establece la configuración de cargas como se estableció previamente. Se establece como geometría fija los soportes de los motores y las cargas presentes son exclusivamente el peso de los componentes de control (0.581 [N]), adicionalmente del peso de la estructura. Esta configuración tiene base fundamental en el estudio estructural de los aviones en vuelo, donde se fijan las alas del avión y se estudia el comportamiento del resto de la estructura.

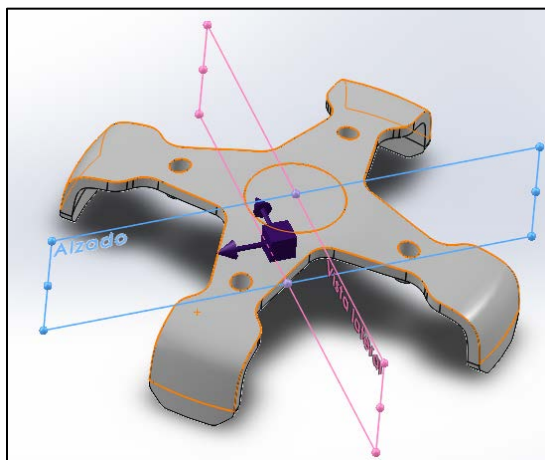
Figura 67.

Asignación de cargas y sujeciones en la geometría estado de sustentación

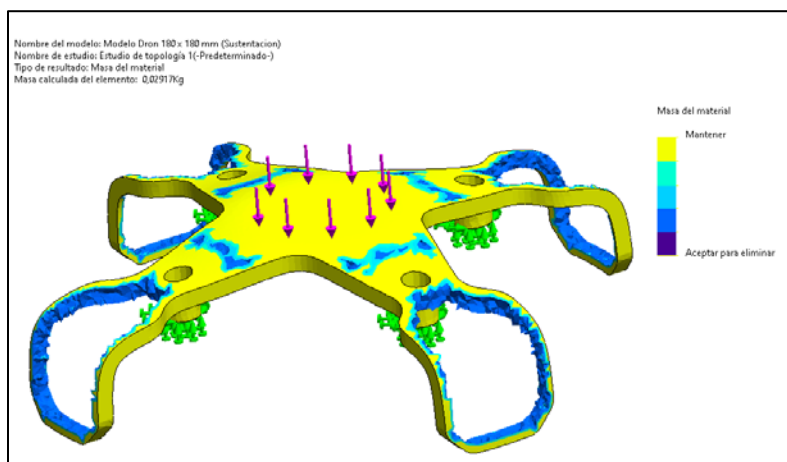


Controles de fabricación

Adicionalmente para facilitar el estudio y obtener un mejor resultado se agrega un control de simetría en las cuatro derivaciones del cuadricóptero.

Figura 68.*Control de simetría - 1/4***Resultados del análisis topológico en estado de sustentación**

El resultado obtenido muestra las regiones donde se puede eliminar el material para aligerar el peso de la estructura del cuadricóptero, este proceso se lo hace posteriormente en el rediseño se obtuvo un valor de 29.05 [g] que representa un 40% de la masa inicial (71.29 [g]).

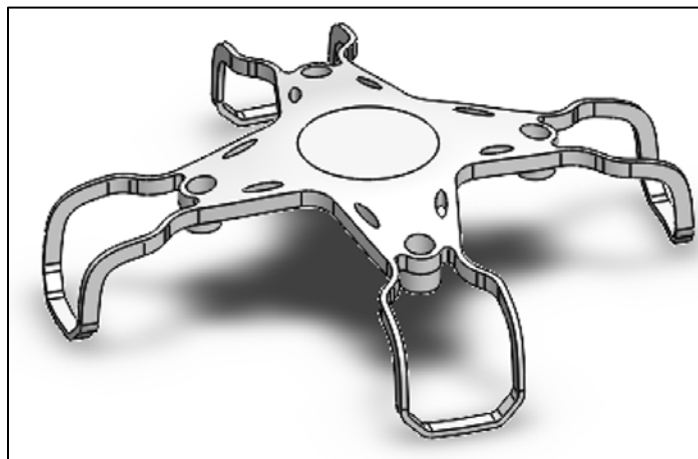
Figura 69.*Resultado de optimización topológica - Estado de sustentación***Proceso de rediseño de la estructura**

En base al resultado obtenido de la simulación se procede a rediseñar la estructura del cuadricóptero retirando material en las zonas sugeridas. Si bien en la simulación la masa final

que arroja el resultado es 29.05 gramos en el rediseño se obtendrá un valor mayor, sin embargo, se procura sea el más aproximado posible.

Figura 70.

Rediseño de la estructura - Estado de sustentación



La masa que se obtiene de la nueva geometría es de 35.14 gramos este valor se indica en la figura 71 y se obtuvo mediante la herramienta de propiedades de masa del programa Solidworks.

Figura 71. Masa del nuevo modelo geométrico

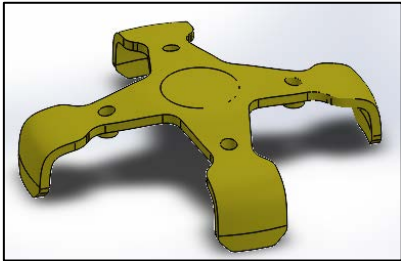
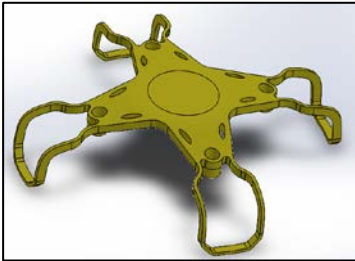
| |
|---|
| Propiedades de masa de Modelo Dron 180 x 180 mm (Sustentacion) - Rediseño |
| Configuración: Predeterminado |
| Sistema de coordenadas: -- predeterminado -- |
| Densidad = 0.00 gramos por milímetro cúbico |
| Masa = 35.14 gramos |
| Volumen = 34454.70 milímetros cúbicos |
| Área de superficie = 24580.89 milímetros cuadrados |

Comparación

Después del rediseño se analiza el ahorro de masa obtenido y se procede con la comparación de las respuestas de la estructura tanto la del modelo propuesto y del rediseño respecto al estudio estático de cargas el porcentaje de masa eliminado es de 50.71%.

Tabla 9.

Comparación de estructura del cuadricóptero tercer modelo

| MODELO BASE | REDISEÑO |
|---|--|
|  |  |
| <p>Masa: 71.29 [g]</p> | <p>Masa: 35.14 [g]</p> |

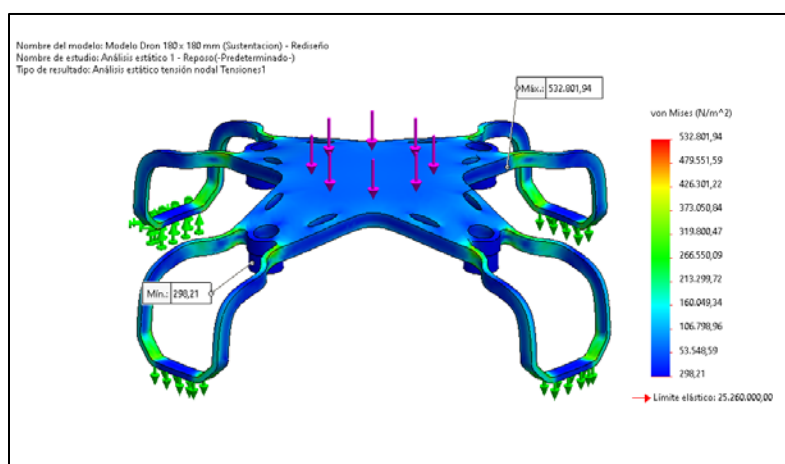
Análisis estático de la estructura propuesta 3 – Estado de sustentación

Estado de reposo

Al igual que los demás análisis es importante verificar el comportamiento mecánico de la estructura sometida a las cargas indicadas durante esta investigación en la figura 72 se muestra los esfuerzos generados en el modelo de sustentación - estado de reposo.

Figura 72.

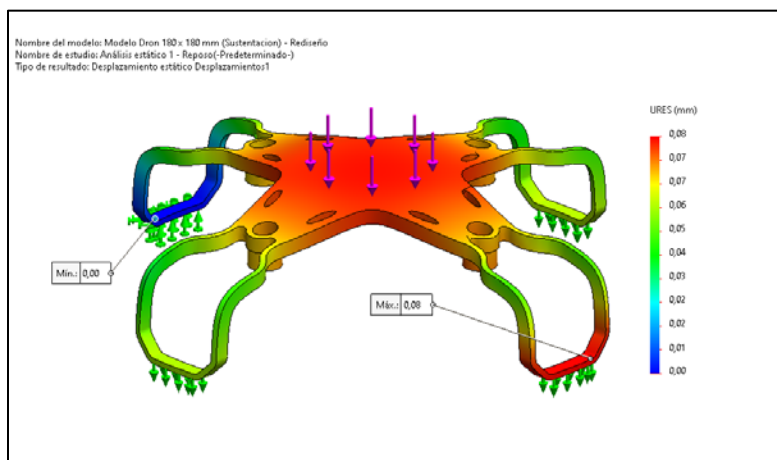
Esfuerzos en rediseño del modelo de sustentación - Estado de reposo



El desplazamiento en el rediseño del modelo de sustentación es de 0,08 mm y se muestra en la figura 73 para este análisis la estructura resiste sin problema alguno.

Figura 73.

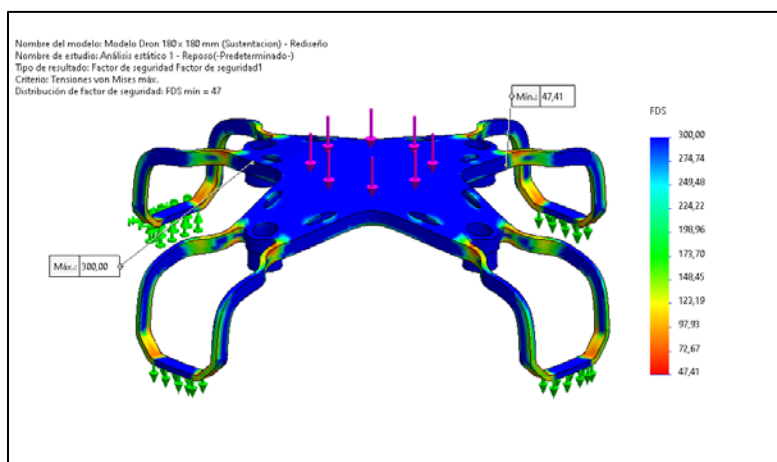
Desplazamientos en rediseño del modelo de sustentación - Estado de reposo



Los valores del factor de seguridad por lo general dependen del tipo de elemento o servicio que pone en riesgo la construcción o diseño de la estructura en este análisis el valor del factor de seguridad es de 47,41 en todos los análisis realizados el factor de seguridad es elevado con esto se valida la estructura.

Figura 74.

Factor de seguridad en rediseño del modelo de sustentación - Estado de reposo

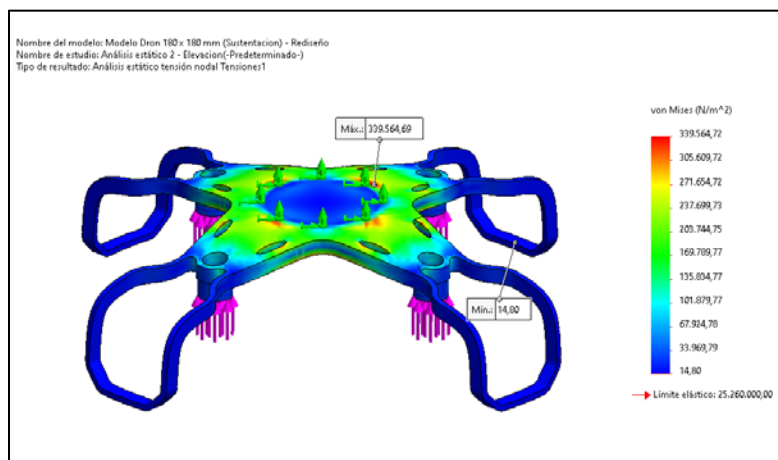


Estado de elevación

El análisis en estado de elevación permite comprobar cómo se comporta la estructura al ser sometida a esta carga, la concentración de esfuerzos generados se muestra en la figura 75.

Figura 75.

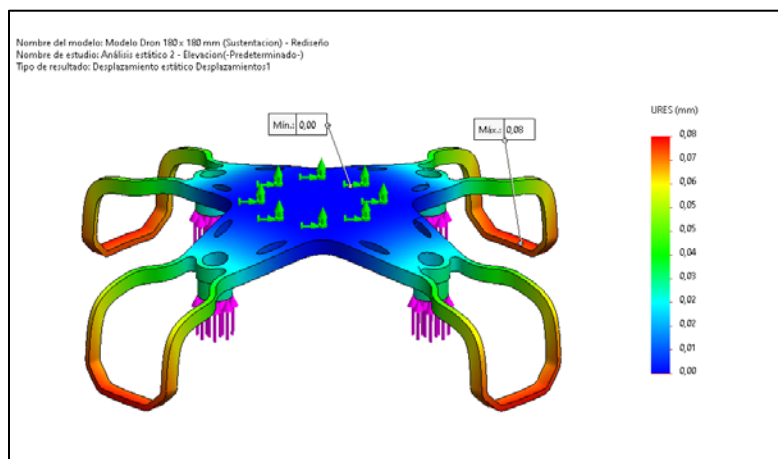
Esfuerzos en rediseño del modelo de sustentación - Estado de elevación



El desplazamiento en el estado de elevación no es alto, la tensión resultante no cambia drásticamente la rigidez al contrario el desplazamiento máximo es de 0,08 mm lo que permite que después de aplicar la carga el material recupere su forma original.

Figura 76.

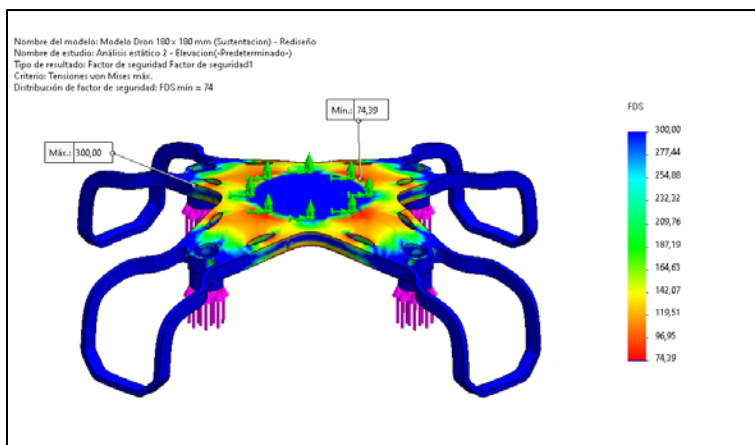
Desplazamientos en rediseño del modelo de sustentación - Estado de elevación



Para verificar si el componente soporta los estados de carga se considera el factor de seguridad mínimo de 74,39 la figura 77 muestra la distribución de esfuerzos equivalentes del componente analizado por optimización topológica.

Figura 77.

Factor de seguridad en rediseño del modelo de sustentación - Estado de elevación

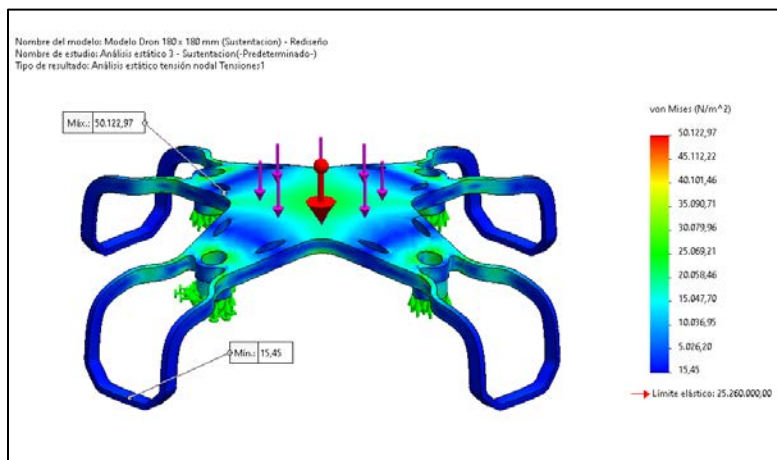


Estado de sustentación

El esfuerzo máximo para la estructura al que se le aplicó optimización topológica bajo el criterio de Von Mises es de 50122,97 (N/m²) relativamente bajo comparado con el límite elástico del material.

Figura 78.

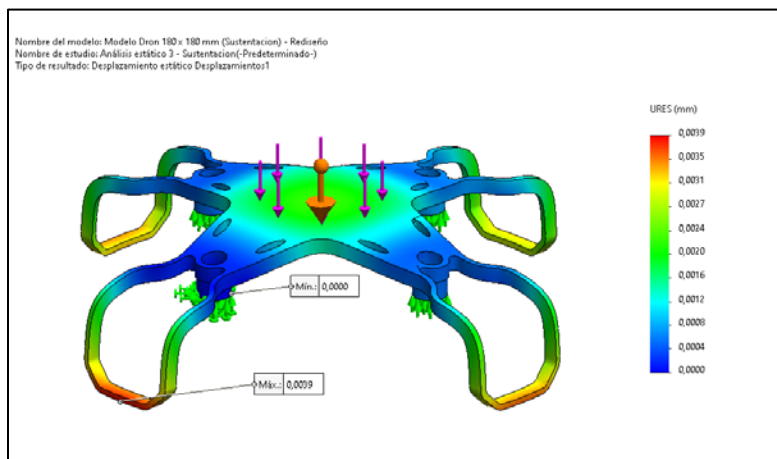
Esfuerzos en rediseño del modelo de sustentación - Estado de sustentación



Los desplazamientos que aparecen en este tipo de carga se definen según la teoría de la elasticidad lineal siendo el valor máximo de 0,039 mm como se muestra en la figura 79.

Figura 79.

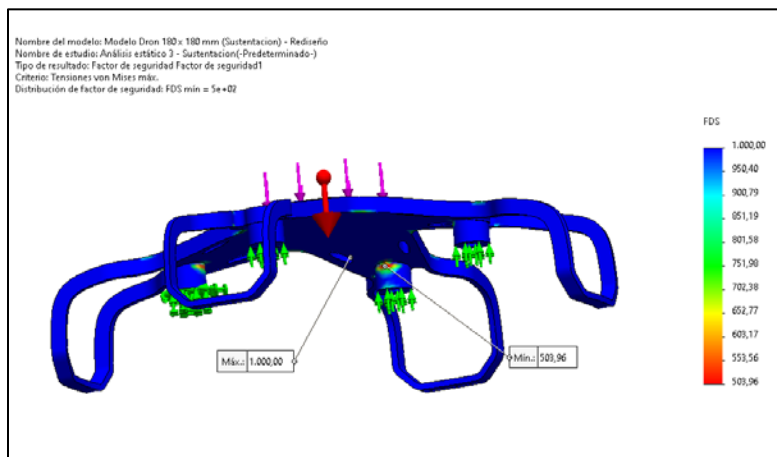
Desplazamientos en rediseño del modelo de sustentación - Estado de sustentación



Finalmente se verifica el comportamiento de la estructura sometida a esta carga se determina el factor de seguridad en 503,96 como se muestra en la figura 80 siendo un valor exageradamente alto validando el modelo geometría obtenido en la optimización topológica.

Figura 80.

Factor de seguridad en rediseño del modelo de sustentación - Estado de sustentación



Resumen de resultados del estudio estático del modelo de sustentación – propuesta 3

Por lo tanto, se realiza el resumen del estado de sustentación de los esfuerzos, desplazamientos y factor de seguridad obtenidos para este modelo obtenido mediante análisis de optimización topológica ver tabla 9.

Tabla 10.

Resumen optimización topológica tercer modelo

| Estado | Esfuerzo máximo | Desplazamiento máximo | Factor de seguridad mínimo |
|--------------|-----------------|-----------------------|----------------------------|
| | [Pa] | [mm] | |
| Reposo | 532,801.94 | 0.08 | 47.41 |
| Elevación | 339,564.72 | 0.08 | 74.39 |
| Sustentación | 50,122.97 | 0.0039 | 503.96 |

Resumen final de resultados de la optimización topológica

Luego de comparar y evaluar los resultados obtenidos mediante optimización topológica para seleccionar el modelo que mejor comportamiento mecánico presento para ellos en la tabla 10 se indica todos los esfuerzos, desplazamientos y factores de seguridad que se obtuvieron en el análisis

Tabla 11.

Resumen de los análisis de optimización topológica

| Parámetros | Modelo | | | |
|--------------------------------|------------|------------|--------------|--------------|
| | Base | Reposo | Elevación | Sustentación |
| Masa [g] | 71.29 | 32.9 | 36.02 | 35.14 |
| Ahorro de masa [%] | – | 53.85 | 49.47 | 50.71 |
| Esfz. Max. – Reposo [Pa] | 111,013.97 | 202,955.05 | 831,139.19 | 532,801.94 |
| Desp. Max. – Reposo [mm] | 0.023 | 0.05 | 0.16 | 0.08 |
| F.S. Min. – Reposo | 228 | 124.46 | 30.39 | 47.41 |
| Esfz. Max. – Elevación [Pa] | 247,739.08 | 531,408.13 | 3,841,593.25 | 339,564.72 |
| Desp. Max. – Elevación [mm] | 0.056 | 0.15 | 0.28 | 0.08 |
| F.S. Min. – Elevación | 102 | 47.53 | 6.58 | 74.39 |
| Esfz. Max. – Sustentación [Pa] | 44,941.79 | 86,036.60 | 69,346.06 | 50,122.97 |
| Desp. Max. – Sustentación [mm] | 0.0039 | 0.01 | 0.0038 | 0.0039 |
| F.S. Min. – Sustentación | 562.06 | 293.60 | 364.26 | 503.96 |

Selección del modelo final

De los tres modelos rediseñados de optimización topológica se procede a escoger solo uno porque posteriormente se lo involucrará en la manufactura aditiva mediante impresión 3d. Para la selección del modelo se los procederá a una comparación en una matriz de selección cuyos criterios se detallan en la tabla 11.

Tabla 12.

Alternativas para seleccionar el modelo final

| ¿Qué modelo (rediseño) es más apropiado? | | | |
|---|------------------------|-------------------------|--------------------------|
| Alternativas para analizar | Modelo de Reposo | Criterios de evaluación | Masa |
| | Modelo de Elevación | | Esfuerzo Max. |
| | Modelo de Sustentación | | Desplazamiento Max. |
| | | | Factor de seguridad Min. |

Se determina un valor para los criterios de selección del modelo final considerando la masa, esfuerzos máximos, desplazamientos máximos y el factor de seguridad mínimo para la estructura del cuadricóptero los valores que se toman en cuenta son los que se muestran en la tabla 12.

Tabla 13.

Rango de valores para criterios de selección

| Rango de valoración para selección de modelo | |
|---|------------------------|
| 9 | Mucho más importante |
| 7 | Más importante |
| 5 | Igual de importante |
| 3 | Menos importante |
| 1 | Mucho menos importante |

Inicialmente se determina el peso de cada modelo optimizado en la siguiente tabla se muestra los valores de esfuerzos, desplazamientos y factor de seguridad.

Tabla 14.

Matriz de criterios para seleccionar el modelo más óptimo

| Criterios de evaluación | Peso | Esfuerzo Max. | Desplazamiento Max. | Factor de Seguridad Min. | Total | % |
|--------------------------------|-------------|----------------------|----------------------------|---------------------------------|--------------|----------|
| a. Masa | | 7 | 9 | 5 | 21 | 35,00 |
| b. Esfuerzo Max. | 3 | | 7 | 3 | 13 | 21,67 |
| c. Desplazamiento Max. | 1 | 3 | | 1 | 5 | 8,33 |
| d. Factor de Seguridad Min. | 5 | 7 | 9 | | 21 | 35,00 |
| | | | | | 60 | 100,00 |

Criterio de evaluación de la masa

Criterio de selección respecto de la masa de los modelos optimizados ver tabla 14

Tabla 15.

Criterio de análisis de masa

| Masa [g] | |
|-----------------|-------|
| a. Reposo | 32,9 |
| b. Elevación | 36,02 |
| c. Sustentación | 35,14 |

Finalmente se evalúa todos los parámetros y cargas a los que está sometido la estructura que se ha optimizado topológicamente.

Tabla 16.

Valoración de la masa de cada geometría obtenida

| A. Masa | a. Reposo | b. Elevación | c. Sustentación | Sumatoria | % |
|-----------------|------------------|---------------------|------------------------|------------------|----------|
| a. Reposo | | 9 | 7 | 16 | 53,33 |
| b. Elevación | 1 | | 3 | 4 | 13,33 |
| c. Sustentación | 3 | 7 | | 10 | 33,33 |
| | | | | 30 | 100,00 |

Criterio de evaluación del esfuerzo máximo

Criterio de selección tomando en cuenta el esfuerzo máximo generado en la estructura que se han optimizado topológicamente en la tabla 16 se muestra los esfuerzos obtenidos en cada análisis.

Tabla 17.*Esfuerzos máximos de los modelos obtenidos*

| Esfuerzos Max. [Pa] | |
|----------------------------|------------|
| a. Reposo | 531408,13 |
| b. Elevación | 3841593,25 |
| c. Sustentación | 532801,94 |

Con estos datos se evalúa los esfuerzos en cada carga de funcionamiento del cuadricóptero en la tabla 17 se presentan los valores obtenidos.

Tabla 18.*Valoraciones de los esfuerzos generados*

| B. Esfuerzo Max. | a. Reposo | b. Elevación | c. Sustentación | Sumatoria | % |
|-------------------------|------------------|---------------------|------------------------|------------------|----------|
| a. Reposo | | 9 | 5 | 14 | 46,67 |
| b. Elevación | 1 | | 1 | 2 | 6,67 |
| c. Sustentación | 5 | 9 | | 14 | 46,67 |
| | | | | 30 | 100,00 |

Criterio de evaluación de la deformación

Los desplazamientos obtenidos en la optimización topológica se muestran en la tabla 18 con estos datos se evalúa el que mejor comportamiento presentó a las diferentes cargas de funcionamiento de la estructura.

Tabla 19.*Valoraciones de los desplazamientos generados*

| C. Des. Max. | a. Reposo | b. Elevación | c. Sustentación | Sumatoria | % |
|---------------------|------------------|---------------------|------------------------|------------------|----------|
| a. Reposo | | 7 | 3 | 10 | 33,33 |
| b. Elevación | 3 | | 1 | 4 | 13,33 |
| c. Sustentación | 7 | 9 | | 16 | 53,33 |
| | | | | 30 | 100,00 |

Criterio de evaluación del factor de seguridad

El factor de seguridad de las geometrías que se obtuvieron topológicamente se muestra en la tabla 19, es importante evaluar estos factores en cada carga de funcionamiento del cuadricóptero, esto permitirá obtener el mejor modelo para su manufactura.

Tabla 20.

Factor de seguridad de los modelos obtenidos

| Factor de Seguridad | |
|----------------------------|-------|
| a. Reposo | 47,53 |
| b. Elevación | 6,58 |
| c. Sustentación | 47,41 |

El rango de calificación se muestra en la tabla 20 donde el valor mínimo se presenta en la carga de elevación con un valor de 6,67 los demás valores son elevados por lo que garantiza el proceso de manufactura de la estructura.

Tabla 21.

Valoraciones del factor de seguridad generado

| D. F.S. Min. | a. Reposo | b. Elevación | c. Sustentación | Sumatoria | % |
|---------------------|------------------|---------------------|------------------------|------------------|----------|
| a. Reposo | | 9 | 5 | 14 | 46,67 |
| b. Elevación | 1 | | 1 | 2 | 6,67 |
| c. Sustentación | 5 | 9 | | 14 | 46,67 |
| | | | | 30 | 100,00 |

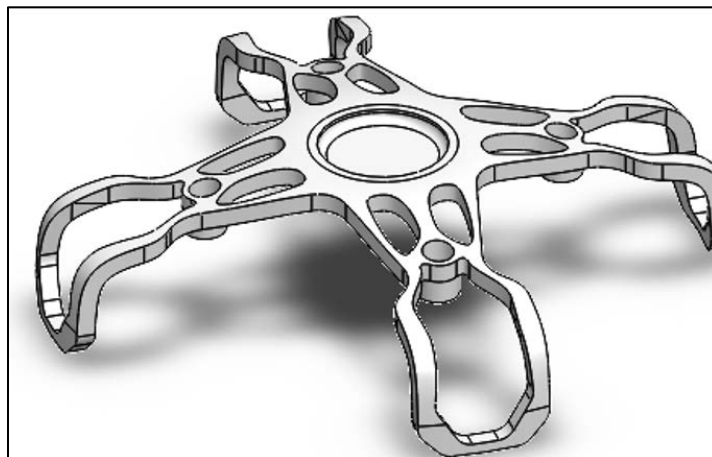
Modelo con mejor puntuación

Para terminar con la selección del modelo de la estructura donde la alternativa que mejor comportamiento de la estructura presentó es la optimización topológica en reposo, eso se evidencia en la tabla 21 y ya con este análisis se puede continuar con el proceso de esta investigación.

Tabla 22.*Selección del modelo geométrico final*

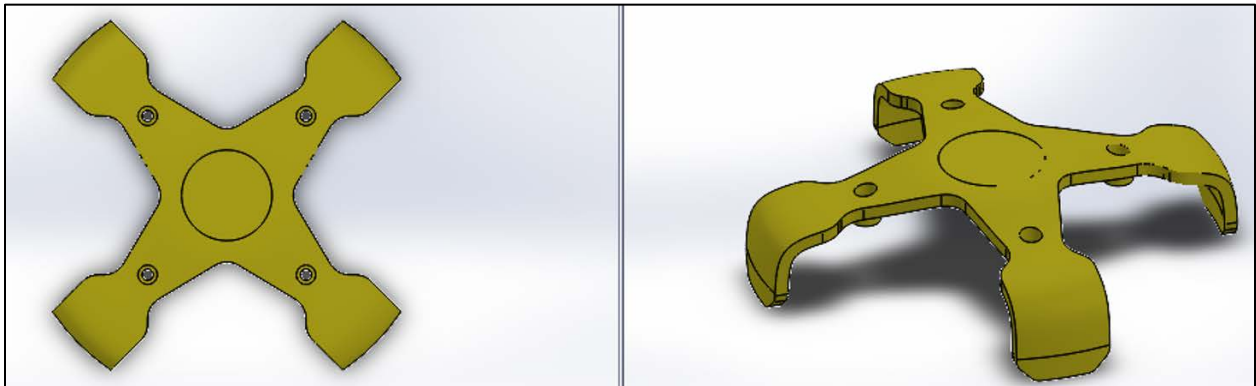
| Criterios | A) Masa | B) Es. Max. | C) Des. Max. | D) F.S. Min. | Sumatoria | Prioridad |
|---------------------|---------|-------------|--------------|--------------|-----------|-----------|
| Alternativas | 0,3500 | 0,2167 | 0,0833 | 0,3500 | 1,00 | |
| a. Reposo | 0,5333 | 0,4667 | 0,3333 | 0,4667 | 47,8889 | 1 |
| b. Elevación | 0,1333 | 0,0667 | 0,1333 | 0,0667 | 9,5556 | 3 |
| c. Sustentación | 0,3333 | 0,4667 | 0,5333 | 0,4667 | 42,5556 | 2 |

En la figura 81 se presenta la geometría que mejor comportamiento presentó a las diferentes cargas aplicadas.

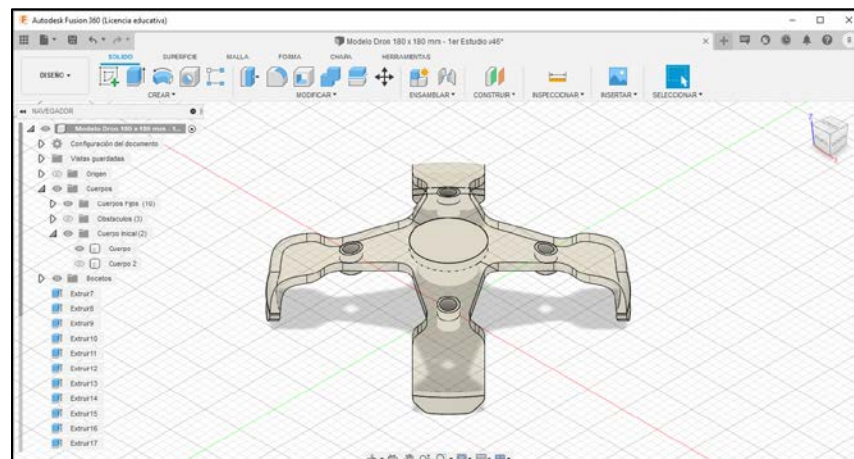
Figura 81.*Geometría que mejor resultados presento – Propuesta 1*

Diseño generativo con “FUSION 360”

Bajo las condiciones establecidas previamente se propone el siguiente modelo con un espesor promedio de 5 [mm]. Mismo que será la base para hacer los estudios de diseño generativo donde se propone una geometría base donde solo se mantendrá con las restricciones necesarias, incluyendo los tres estados de carga propuestos. La simulación y estudio se lleva a cabo en el programa “FUSION 360”.

Figura 82.*Modelo original*

Con el modelo base realizado en software SolidWorks se importa el modelo para trabajar con el mismo y tomar las geometrías de referencia necesarias.

Figura 83.*Modelo base en el programa Fusión 360*

Se realiza los bocetos necesarios para poder realizar una división del cuerpo en las partes a restringir que son totalmente necesarias (4 apoyos, 4 bases motores y base placa de mando). Adicionalmente se creó un soporte paralelo a la placa base de mando para facilitar el ruteo en el diseño generativo.

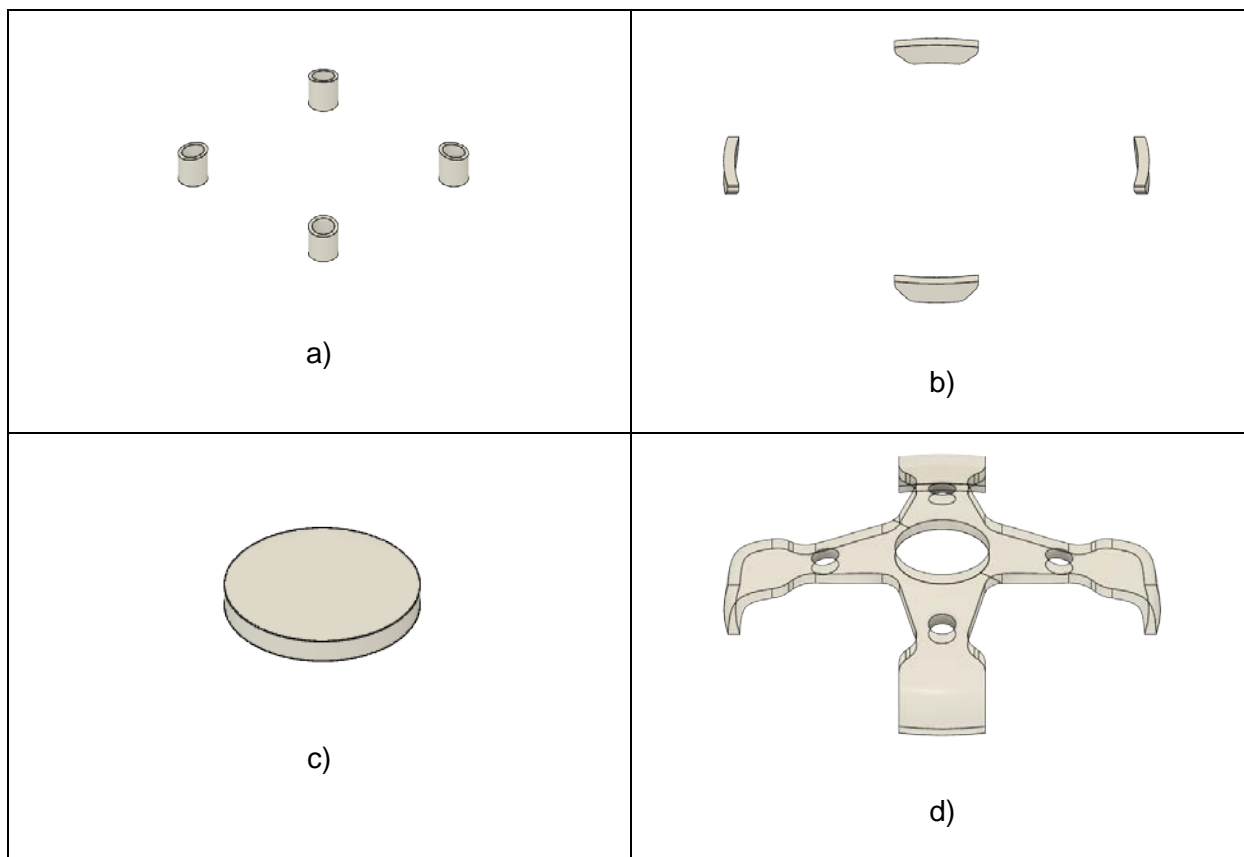
La técnica para el análisis es la diferencia de cuerpos, para lo cual se crearon nuevos cuerpos en las zonas a restringir y usar la herramienta de dividir cuerpo.

Para lograr estas divisiones se procedió a “cortar” el cuerpo sólido principal usando sólidos auxiliares con el fin de dividir el cuerpo en las partes que se necesitan para el estudio.

Una vez realizada las operaciones necesarias de división el sólido inicial quedó dividido en las siguientes zonas de interés en la figura 84 se presenta los elementos necesarios para el diseño generativo de la estructura.

Figura 84.

a) Bases para motores b) Apoyos del cuadricóptero c) Placa superior base control d) cuerpo principal



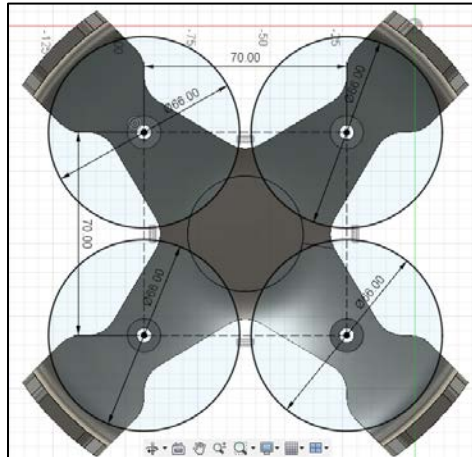
En el diseño generativo se debe establecer las zonas por las cuales se indica al programa que NO se puede tomar en cuenta para el ruteo de la estructura (Zonas sin material). A estas geometrías se las llamará obstáculos.

Mediante el análisis se determinó que los obstáculos principales para este diseño del cuadricóptero son las zonas que serán ocupadas por los motores y hélices que son los

elementos principales para el correcto funcionamiento de la estructura además para las hélices del cuadricóptero se estableció los límites que se presentan en la figura 85.

Figura 85.

Límites geométricos para el diseño generativo

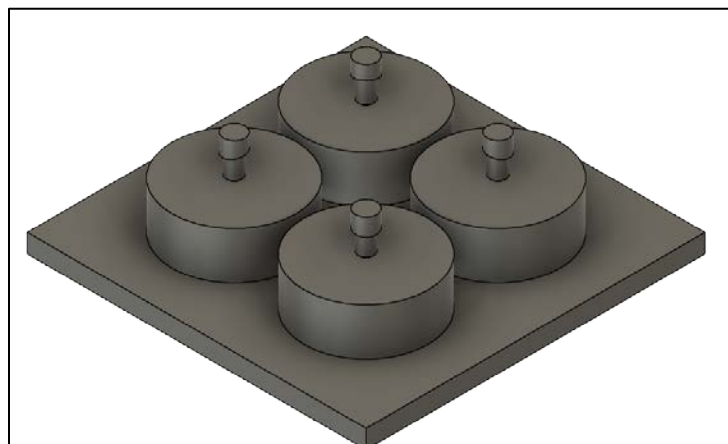


Mediante el análisis de varias simulaciones y en base a “prueba y error” en la familiarización del software Fusión 360 y en busca del mejor resultado se determinó como mejor camino crear zonas de obstáculos que “fuercen” de cierta forma al programa a mantener regiones que se desean y a evitar el ruteo de material en otras zonas que no son de interés.

Esto quiere decir que mediante los obstáculos se puede “moldear” de alguna forma el resultado final.

Figura 86.

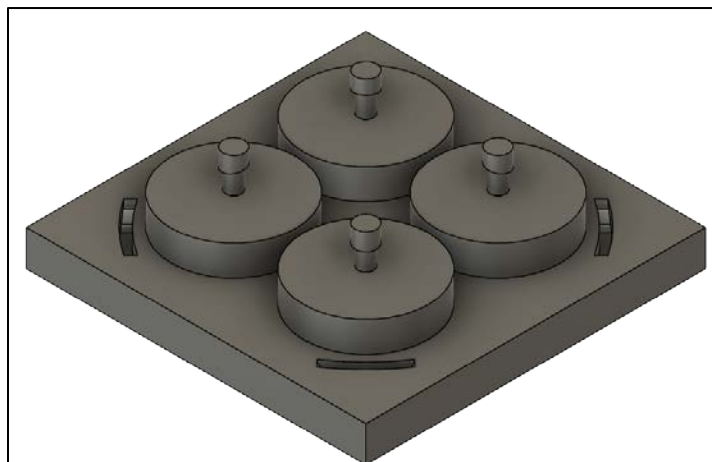
Sólido de obstáculos propuesta 1



Hay que ser cuidadosos en la creación de los obstáculos ya que si se dejan zonas muy estrechas la solución no convergerá. Considerando todo lo mencionado se propuso los siguientes sólidos de obstáculos. Siendo la tercera propuesta la que arrojó el mejor resultado.

Figura 87.

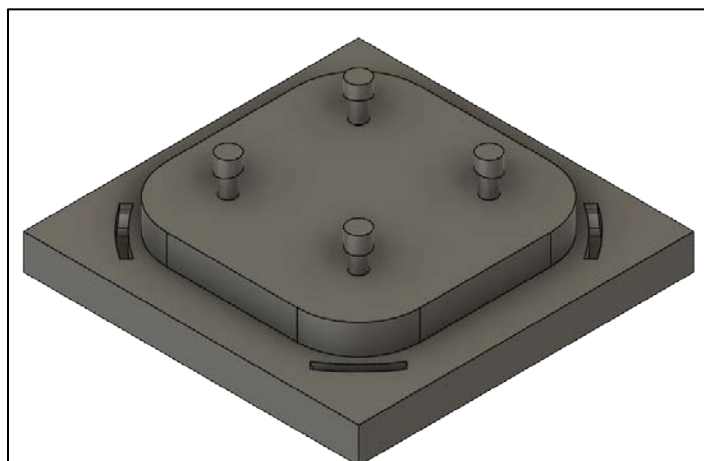
Sólido de obstáculo propuesta 2



Adicionalmente a los sólidos de obstáculos para seguir con el diseño generativo se puede sugerir al programa un sólido inicial como ruteo para la obtención del resultado.

Figura 88.

Sólido de obstáculo propuesta 3



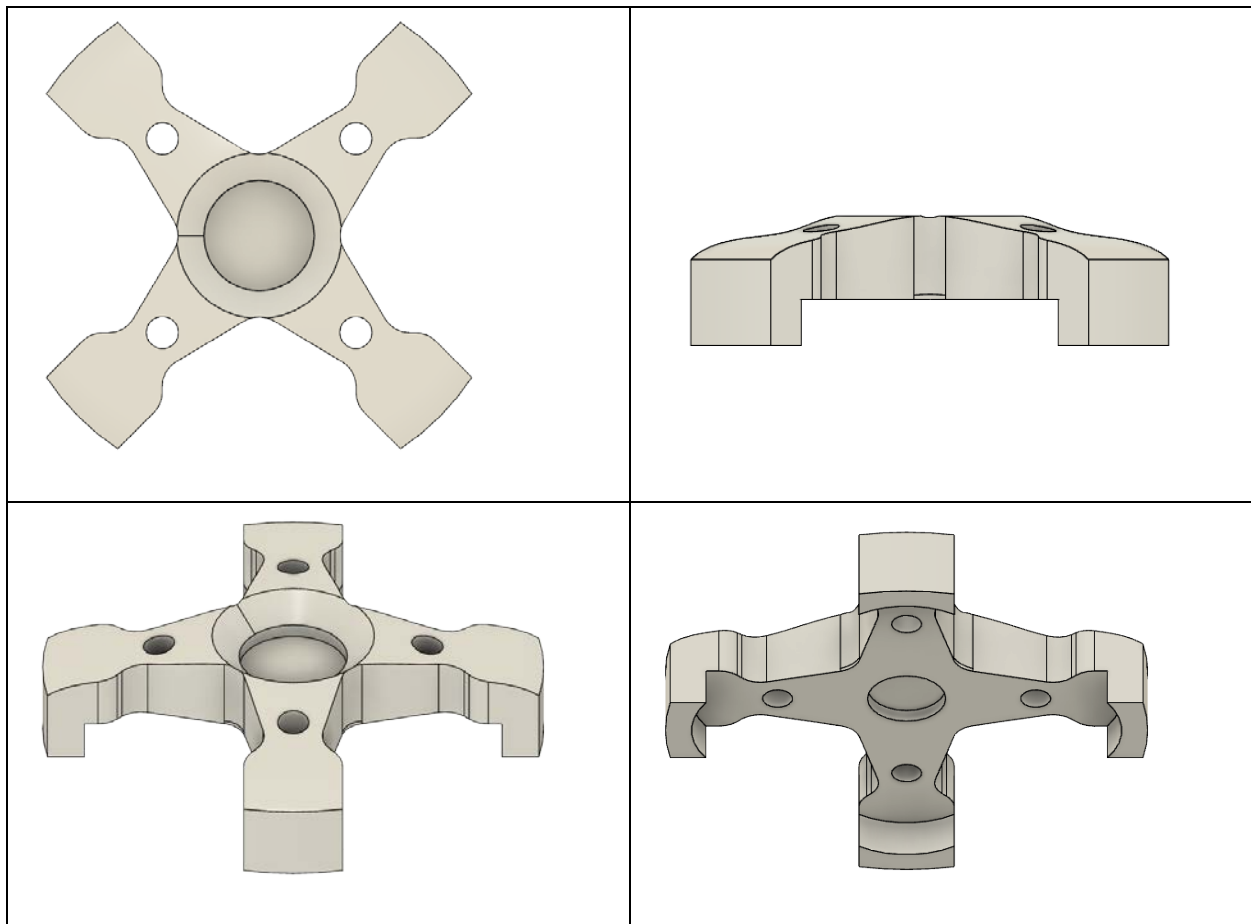
También se creó un cuerpo que se denomina como “forma inicial”; en principio se podría sugerir el sólido (cuerpo) que quedó dividido anteriormente y que se lo puede observar en la

figura 84(d). Sin embargo, al ser un cuerpo relativamente fino y no tener mayor libertad para obtener una convergencia en el resultado NO fue útil dentro de la simulación.

Debido a esto se creó un cuerpo adicional que sirva como soporte para que la solución converja y cumpla las restricciones de cargas que se configurarán posteriormente. Este cuerpo le otorga al programa gran volumen de trabajo para ser considerado en el ruteo del material ver figura 89.

Figura 89.

a) Vistas del cuadricóptero para el diseño generativo



Posteriormente para realizar el diseño generativo es conveniente establecer grupos de interés mismos que son:

- Cuerpos fijos

- Obstáculos
- Cuerpos iniciales

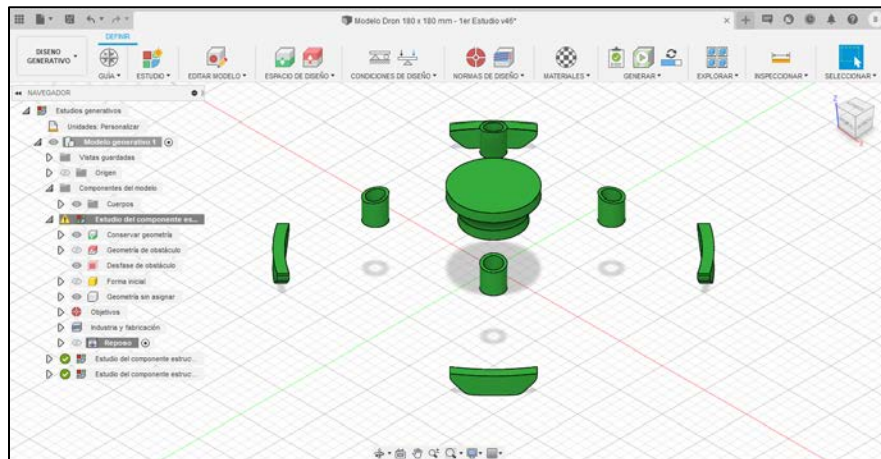
Diseño Generativo

En el entorno **Diseño Generativo** se configuran los espacios de diseño donde se selecciona geometría a conservar, geometría de obstáculo y forma inicial (en este caso).

Geometría Para Conservar consta de 4 apoyos de estructura del cuadricóptero, 4 soportes para motores, 1 soporte para placa de mando y el soporte adicional paralelo a la placa de mando esto se evidencia en la figura 90.

Figura 90.

Geometría que se mantiene para el diseño generativo



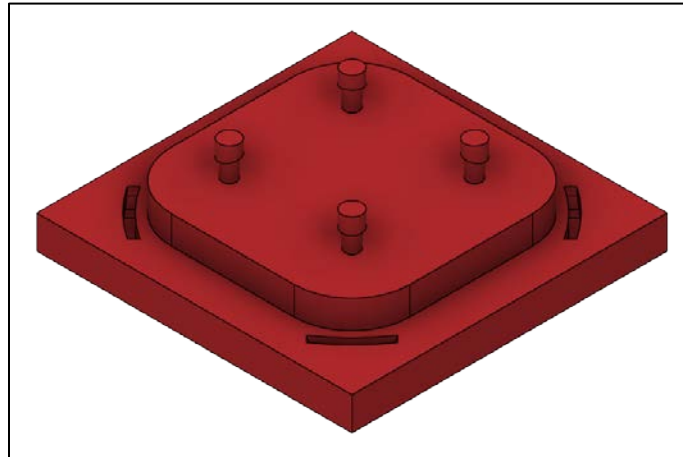
Geometría de Obstáculo consta de: Sólido que restringe el espacio ocupado por los motores, hélices, zonas inferiores a la mismas y también para los apoyos.

La forma del obstáculo utilizada en el diseño general ha modificado inesperadamente la forma resultante. Si va al entorno de diseño, verá el lapso de tiempo paramétrico involucrado en la realización de operaciones lógicas para eliminar cualquier material de la geometría resultante que entre en conflicto con las regiones conservadoras. De esta manera, las caras se

pueden segmentar y convertir en áreas más grandes en la figura 91 se presenta la geometría de obstáculo

Figura 91.

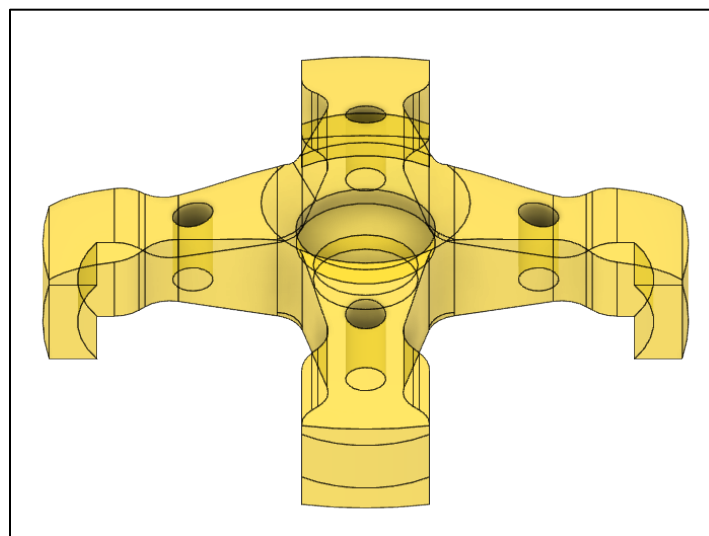
Geometría de obstáculo



Forma Inicial: Se selecciona el sólido creado como forma inicial para sugerir al programa una zona de ruteo de material donde el programa realiza el análisis de la forma en la figura 92 se muestra la estructura inicial del cuadricóptero.

Figura 92.

Modelo inicial área de trabajo



Se establece como Objetivo del diseño, Maximizar Rigidez con una masa aproximadamente 0.040 [kg] y coeficiente de seguridad de 1 en la figura 93 se evidencia los objetivos y limites que se selecciona para el estudio generativo.

Figura 93.

Límites para el análisis generativo

| OBJETIVOS Y LÍMITES | |
|--|--------------------------------------|
| ▼ Objetivos | |
| Minimizar masa | <input type="radio"/> |
| Maximizar rigidez | <input checked="" type="radio"/> |
| ▼ Límites | |
| Coeficiente de seguridad | <input type="text" value="1.00"/> |
| Destino de masa | <input type="text" value="0.04 kg"/> |
| <input type="button" value="Aceptar"/> <input type="button" value="Cancelar"/> | |

Así mismo se asigna un tipo de material como dato de entrada que el software solicita. En este caso se utiliza Plástico ABS que se ha venido utilizando en el proceso de estudio de esta investigación en la figura 94 se presentan las principales propiedades del material seleccionado.

Figura 94.

Principales propiedades del plástico ABS

| Material: Plástico ABS | |
|--|---|
| Densidad | <input type="text" value="1.06E-06 kg / mm^3"/> |
| Módulo de Young | <input type="text" value="2.24 GPa"/> |
| Coefficiente de Poisson | <input type="text" value="0.38"/> |
| Límite de elasticidad | <input type="text" value="20 MPa"/> |
| Resistencia máxima a tracción | <input type="text" value="29.6 MPa"/> |
| Conductividad térmica | <input type="text" value="1.6E-04 W / (mm C)"/> |
| Coefficiente de dilatación térmica | <input type="text" value="8.57E-05 / C"/> |
| Calor específico | <input type="text" value="1500 J / (kg C)"/> |
| <input type="button" value="Terminado"/> | |

Así mismo ahora se procede a asignar el tipo de fabricación por el cual se manufacturará dicho modelo. el software pide este dato para poder dar un modelo adaptado y fácil de fabricar según el método seleccionado, en este caso será por manufactura aditiva con orientación en eje “z+” y “z-” (debido a la adhesión del filamento sea perpendicular a las principales cargas expuestas) y sin restricciones (con el fin de visualizar otra opción de modelado) como se indica en la figura 95.

Figura 95.

Selección de la orientación del modelo

Después se determina el ángulo saliente que especifica el ángulo más grande entre una cara de la forma y la dirección de construcción en la que se puede imprimir un objeto en 3D sin soportes. El tamaño del ángulo depende de la configuración del material, la máquina y el proceso. El tamaño predeterminado de 45° funciona bien para la mayoría de los procesos aditivos.

Del mismo modo es importante seleccionar el grosor mínimo que especifica el valor típico mínimo del diámetro de la viga y el grosor de la pared en los resultados. Este valor depende de la máquina, el material, la configuración del proceso y los requisitos de procesamiento posterior.

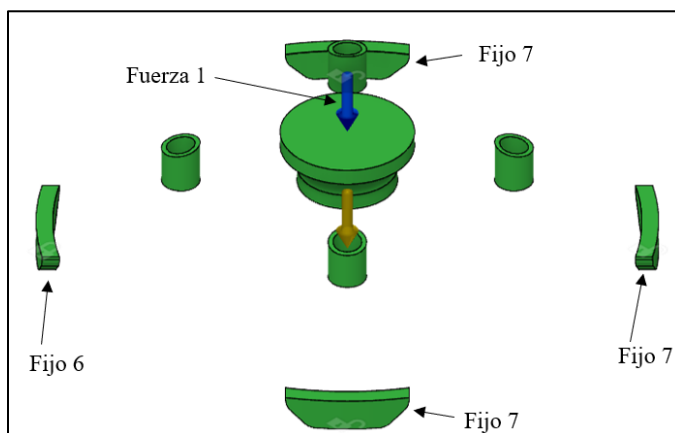
Estados de carga

Se añaden los tres estados de carga asociados al movimiento del cuadricóptero. El software permite incluir los 3 estados de carga en un mismo estudio y así valorar el modelo para una combinación de los mismos, para lo cual se añade cada uno de los casos.

Reposo

Figura 96.

Caso de cargas en reposo



Se fijan los 4 soportes del cuadricóptero al suelo y se añade el peso de los componentes ubicados en la placa de mando por lo tanto los atributos de carga se presentan en la figura 97.

Figura 97.

Atributos de carga en reposo

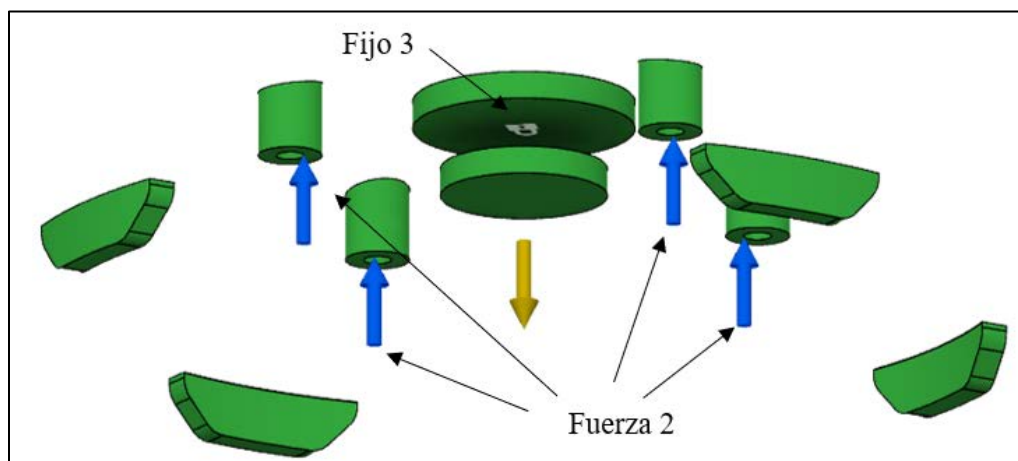
| ● ATRIBUTOS DE CASOS DE CARGA | | | | |
|-------------------------------|----------|----------|--------------------------|-----------------------|
| Cargas | | | | |
| | Tipo | Nombre | Magnitud | Estado |
| ✓ | Gravedad | Gravedad | 9.807 m / s ² | En centro de gravedad |
| ✓ | Fuerza | Fuerza1 | 10 N | Enlazado |
| Restriciones | | | | |
| | Tipo | Nombre | Atributos | Estado |
| ✓ | Fijo | Fijo6 | Ux; Uy; Uz; | Enlazado |
| ✓ | Fijo | Fijo7 | Uz; | Enlazado |

Elevación

Para este modelo de estado de carga se fija la parte central del cuadricóptero y se añade las cargas de elevación que ejercen cada uno de los motores en la figura 98 se identifica los apoyos fijos y la carga que soporta en este análisis.

Figura 98.

Caso de carga en elevación



Las cargas de elevación para este análisis son la gravedad y una fuerza que actúa de 3 [N] con un apoyo fijo que no permite el desplazamiento ni rotación del área seleccionada en la figura se presentan los atributos de carga mencionados.

Figura 99.

Atributos de caso de carga en elevación

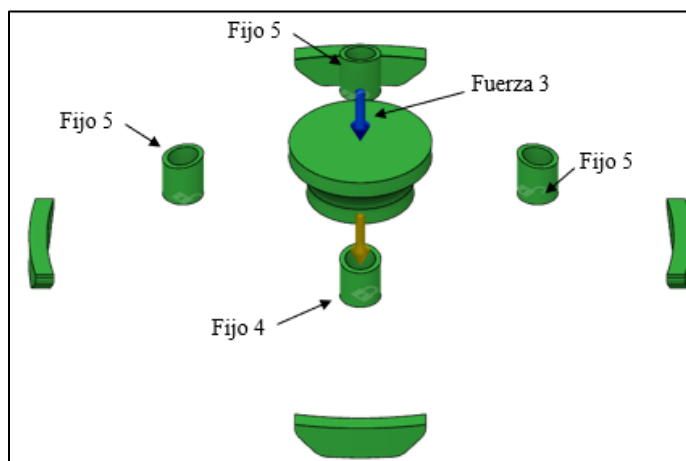
| ● ATRIBUTOS DE CASOS DE CARGA | | | | |
|-------------------------------|----------|----------|--------------------------|-----------------------|
| Cargas | | | | |
| | Tipo | Nombre | Magnitud | Estado |
| ✓ | Gravedad | Gravedad | 9.807 m / s ² | En centro de gravedad |
| ✓ | Fuerza | Fuerza2 | 3 N | Enlazado |
| Restriciones | | | | |
| | Tipo | Nombre | Atributos | Estado |
| ✓ | Fijo | Fijo3 | Ux; Uy; Uz; | Enlazado |

Sustentación

Para dicho estado de carga se fijan los soportes donde se ubican los motores y como carga el peso de los componentes en la placa de control en la figura 100 se muestra los apoyos fijos y las fuerzas que actúan en la estructura.

Figura 100.

Caso de carga sustentación



Para finalizar se aplica la gravedad y una fuerza de 1,2 [N] y se restringe los movimientos de ciertas áreas mediante los apoyos fijos como se muestra en la figura de atributos de caso de carga.

Figura 101.

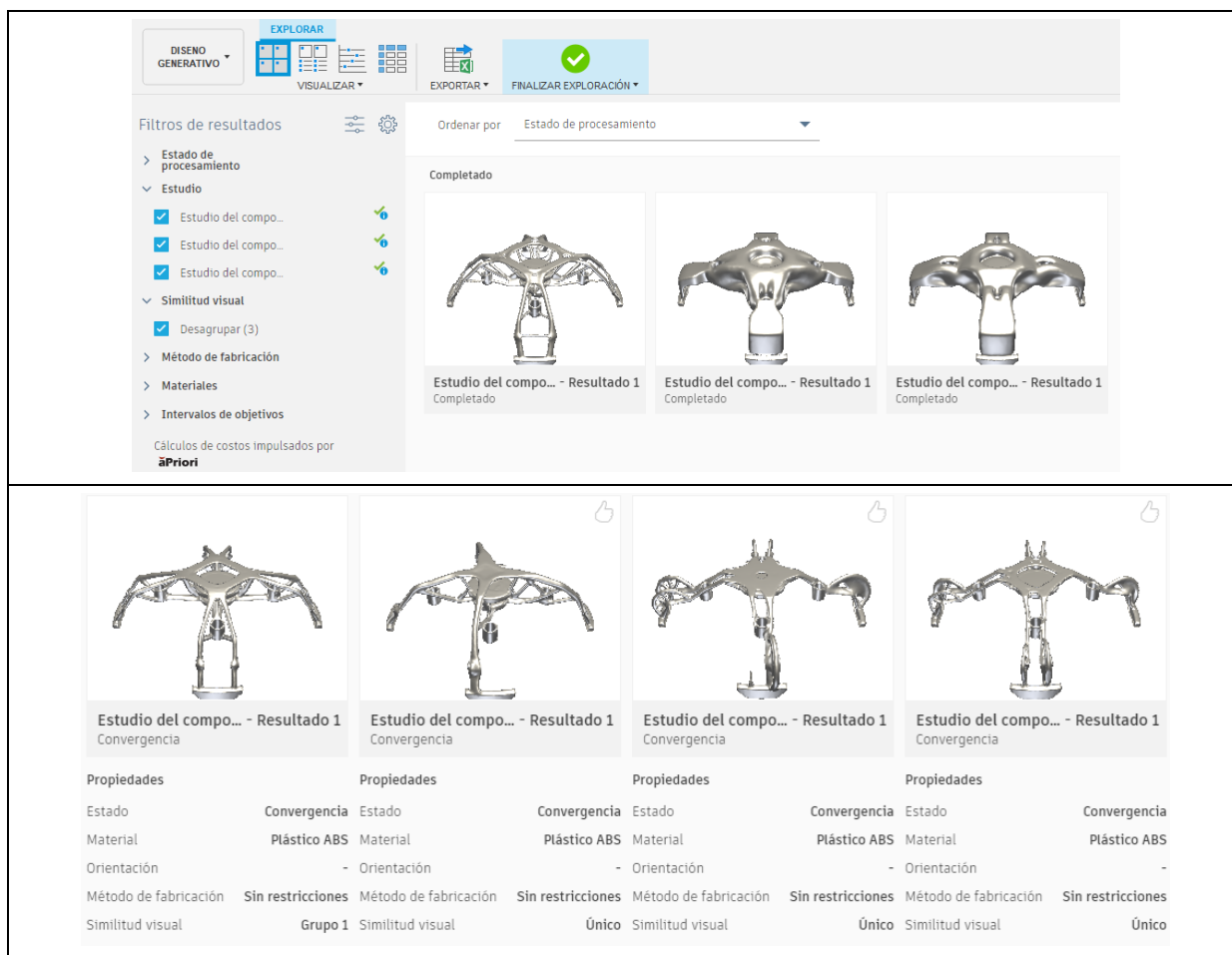
Atributos de carga sustentación

| ● ATRIBUTOS DE CASOS DE CARGA | | | | |
|-------------------------------|----------|----------|--------------------------|-----------------------|
| Cargas | | | | |
| | Tipo | Nombre | Magnitud | Estado |
| ✓ | Gravedad | Gravedad | 9,807 m / s ² | En centro de gravedad |
| ✓ | Fuerza | Fuerza3 | 1,2 N | Enlazado |
| Restricciones | | | | |
| | Tipo | Nombre | Atributos | Estado |
| ✓ | Fijo | Fijo4 | Ux; Uy; Uz; | Enlazado |
| ✓ | Fijo | Fijo5 | Uz; | Enlazado |

Con los parámetros ingresados necesarios para que el software pueda empezar la simulación se procede a escoger un modelo generado por el software y se establece las características del modelo para verificar su comportamiento mecánico en las diferentes cargas que debe soportar la estructura como se evidencia en la figura 102.

Figura 102.

Ejemplos de varios modelos generados por el programa



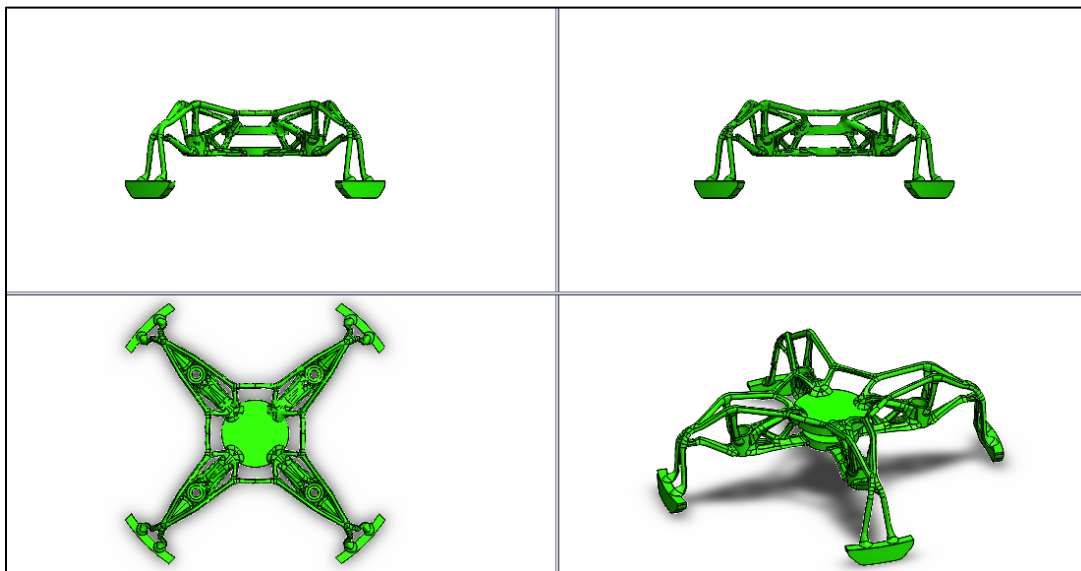
Interpretación de los diseños

El software arroja el número de resultados correspondiente al número de estudios que se configuran acorde a las variables de los métodos de fabricación, tipo de material, caso de carga, objetivos de diseño, diseño de obstáculos y forma inicial.

El resultado que se obtuvo con la configuración que se estableció previamente, esto se presenta en la figura 103.

Figura 103.

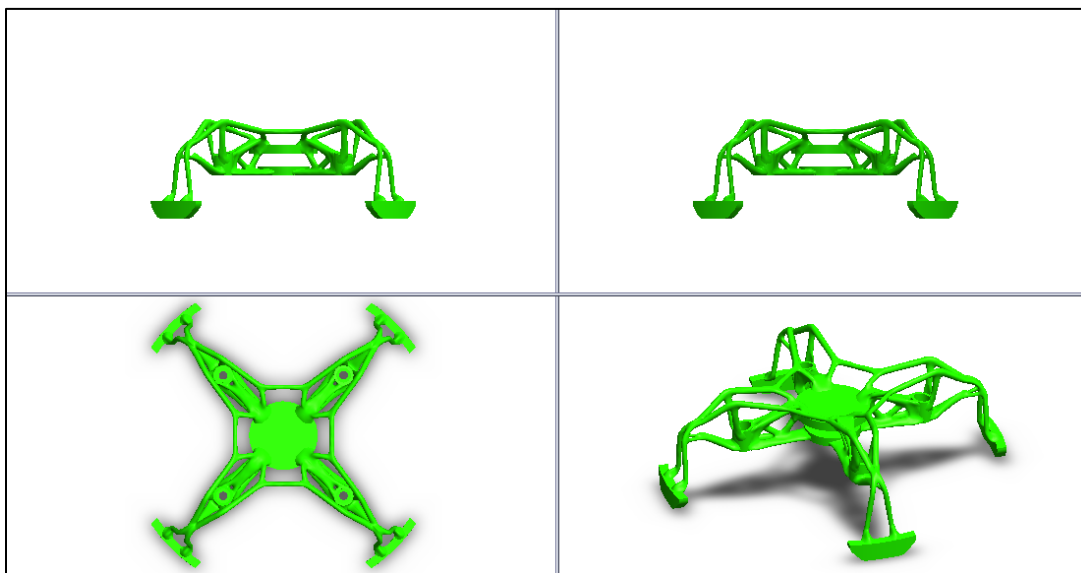
Modelo generativo vista 1



Además, se realizó el análisis del modelo generativo mejorando las superficies esto se muestra en la figura 104.

Figura 104.

Modelo generativo vista 2



También se comprobó la masa de la geometría obtenida en la simulación regenerativa de la estructura del cuadricóptero este valor es de 38,80 gramos esto se comprueba en la figura 105.

Figura 105.

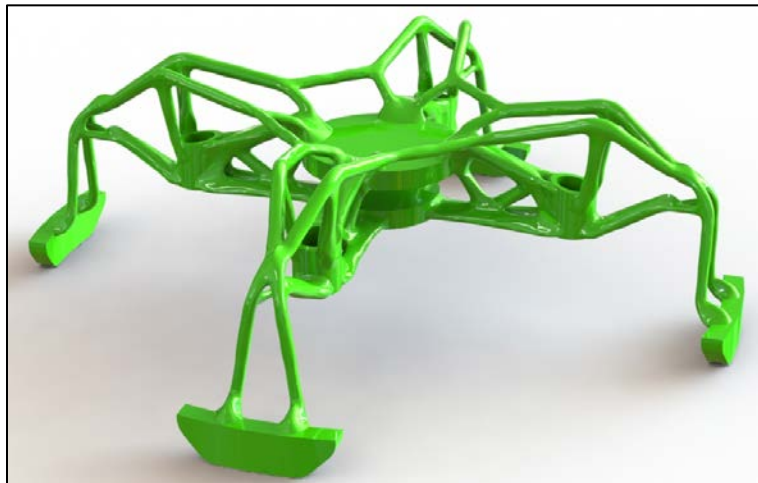
Masa de la estructura

```
Propiedades de masa de selected Solid Bodies:  
Sistema de coordenadas: -- predeterminado --  
  
Densidad = 0.00 gramos por milímetro cúbico  
  
Masa = 38.80 gramos  
  
Volumen = 38041.16 milímetros cúbicos
```

Para terminar, se realizó un renderizado de la geometría obtenida esto se muestra en la figura 106.

Figura 106.

Renderizado geometría resultante de diseño generativo



Análisis estructural del modelo de diseño generativo

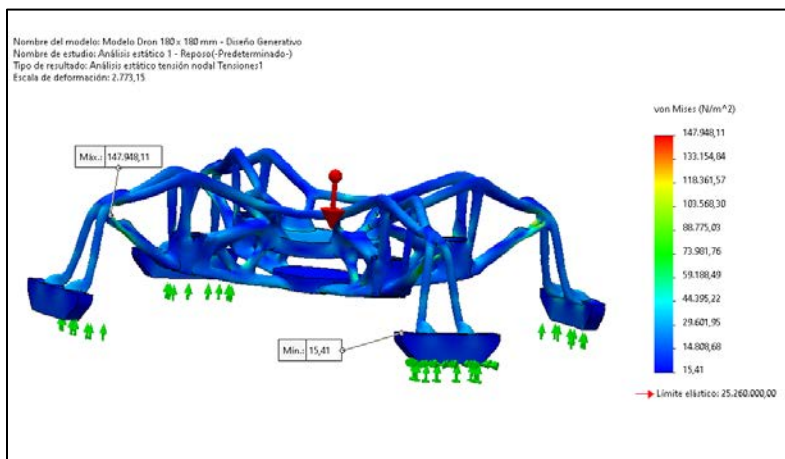
Estado de reposo

El modelo resultante del estudio de diseño generativo se sometió a un estudio estático en los diferentes estados de carga ya establecidos previamente como reposo, elevación y

sustentación por lo tanto en la figura 107 se presenta el esfuerzo máximo calculado en el nuevo diseño bajo la carga de reposo.

Figura 107.

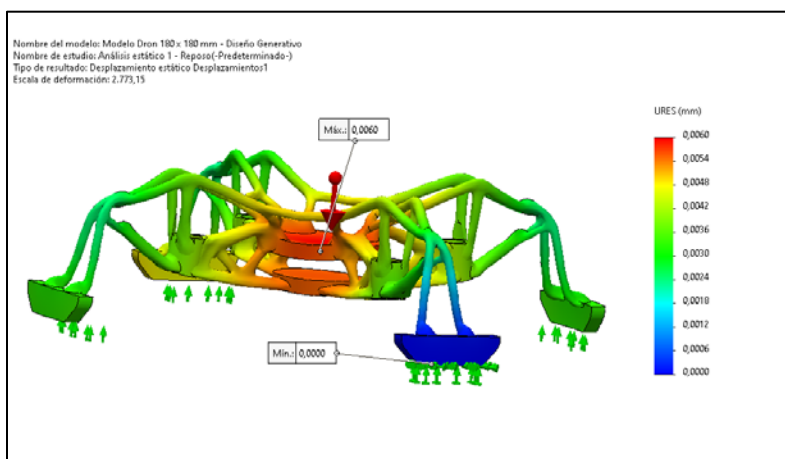
Esfuerzos en estado de reposo modelo generativo



El desplazamiento obtenido en el nuevo modelo propuesto en esta investigación es de 0,0060 mm demostrando que no afecta en las propiedades mecánicas del material y sus desplazamientos son mínimos como se muestra en la figura 108.

Figura 108.

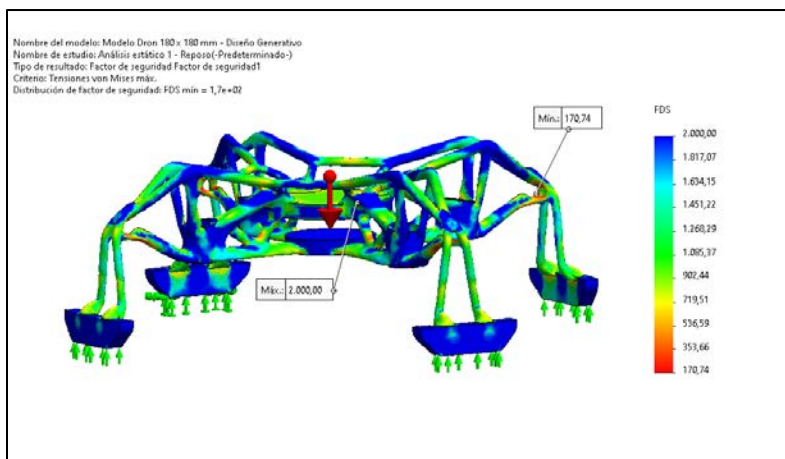
Desplazamientos en estado de reposo modelo generativo



El factor de seguridad para este estado de carga mínimo es de 170.74 lo que demuestra que el material es adecuado para el modelo propuesto garantizando su resistencia y proceso de manufactura ver figura 109.

Figura 109.

Factor de seguridad en estado de reposo modelo generativo

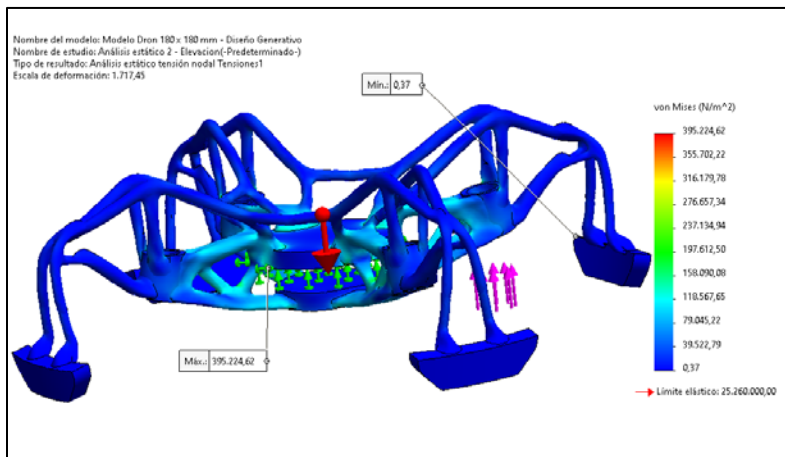


Estado de elevación

Para el estado de elevación el esfuerzo de Von Mises no sobrepasa el límite de resistencia del material mantienen su rigidez sin afectar en el funcionamiento de la estructura del cuadricóptero ver figura 110.

Figura 110.

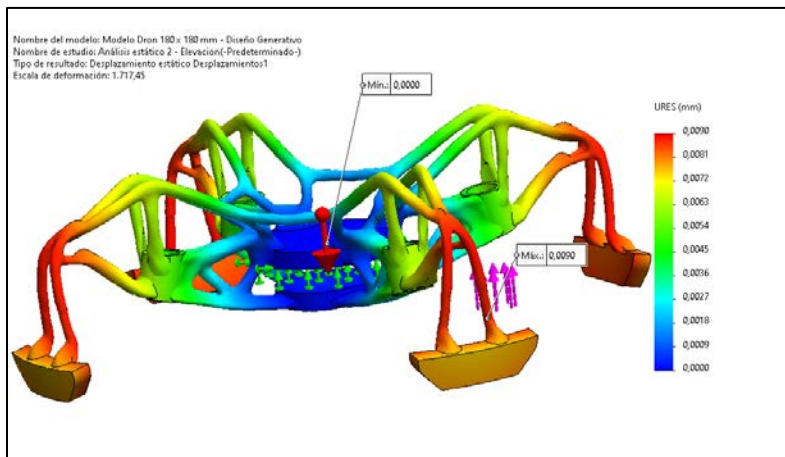
Esfuerzos en estado de elevación modelo generativo



De igual forma el desplazamiento máximo en este estado de carga es mínimo como se evidencia en la figura 111 donde el valor más alto es de 0,0090 mm.

Figura 111.

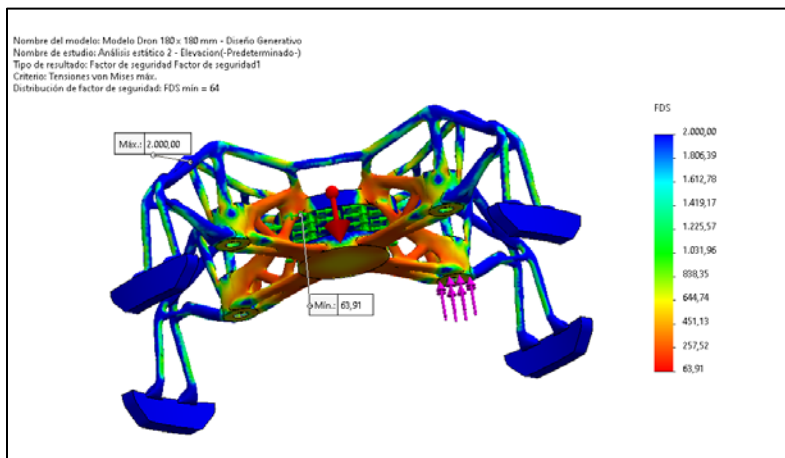
Desplazamientos en estado de elevación modelo generativo



Por último, es importante determinar el factor de seguridad que es un parámetro fundamental para el diseño y construcción de la propuesta en este estado de carga este valor es de 63,91 que es un valor alto en comparación con lo que recomiendan para este tipo de estudios el valor debe ser superior a 1 por lo que este modelo optimizado cumple con este parámetro.

Figura 112.

Factor de seguridad en estado de elevación modelo generativo

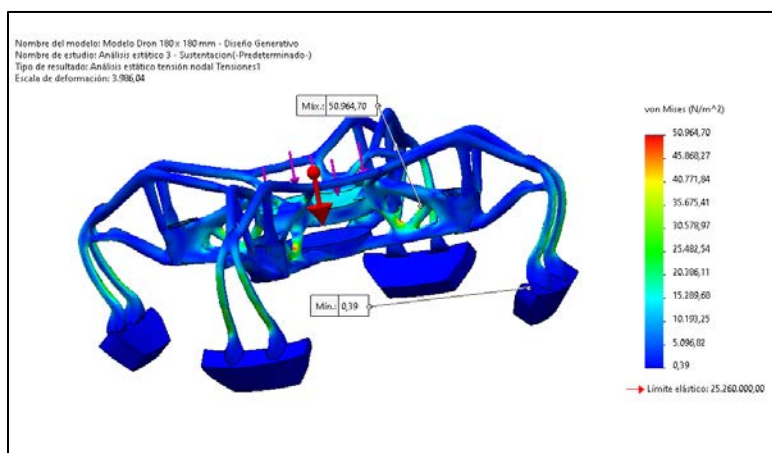


Estado de sustentación

Finalmente, el último análisis de carga es el de sustentación donde el valor máximo de esfuerzos generados no sobrepasa el límite permitido por el material la concentración de esfuerzos se genera principalmente en las conexiones del centro del modelo propuesto como se muestra en la figura 113.

Figura 113.

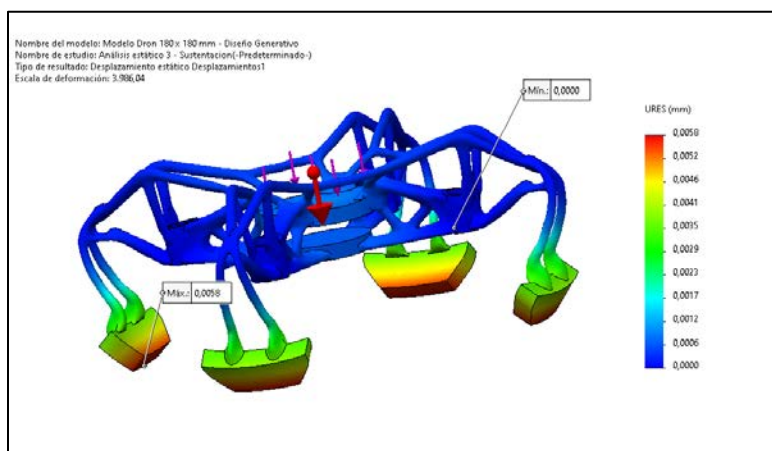
Esfuerzos en estado de sustentación modelo generativo



El desplazamiento producido para esta carga se concentra en la base de la estructura siendo el valor máximo de 0,0058 inferior en comparación con los demás análisis ver figura 114.

Figura 114.

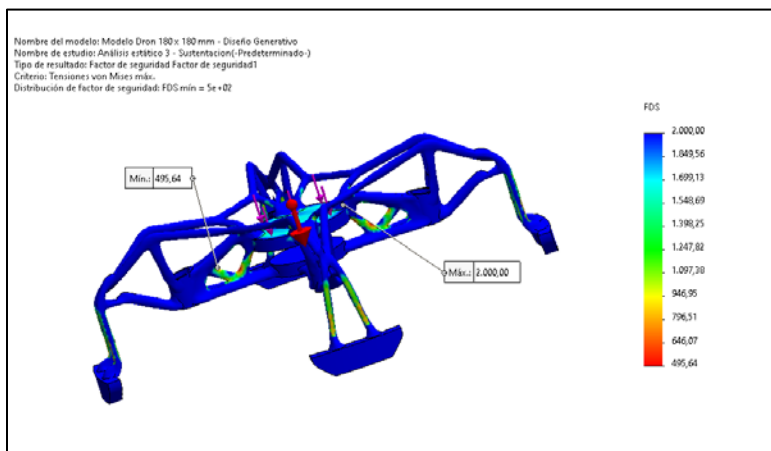
Desplazamientos estado de sustentación modelo generativo



Para terminar los análisis de los estados de carga se obtiene el último factor de seguridad que es de 495,64 que es elevado muy alto ver figura 115.

Figura 115.

Factor de seguridad estado de sustentación modelo generativo



Resumen de resultados del estudio estructural del modelo generativo

En la tabla 22, se presenta el resumen de los resultados obtenidos en el análisis de los estados de carga en la estructura.

Tabla 23.

Resumen de los estados de carga analizados

| Estado | Esfuerzo máximo [Pa] | Desplazamiento máximo [mm] | Factor de seguridad mínimo |
|--------------|-------------------------|-------------------------------|-------------------------------|
| Reposo | 174946.11 | 0.0060 | 170.74 |
| Elevación | 395224.62 | 0.0090 | 63.91 |
| Sustentación | 50964.70 | 0.058 | 495.64 |
| Masa | | 38.80 [g] | |
| % Ahorro | | 45.57 % | |

CAPÍTULO V

Ingeniería De Detalle

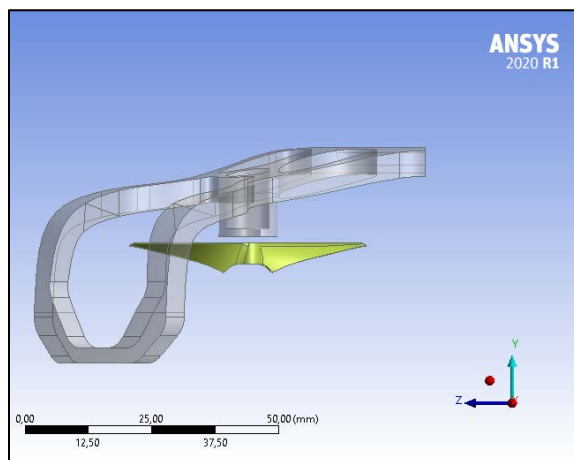
Dinámica de Fluidos Computacional

En este capítulo se evalúa el análisis de la dinámica de fluidos computacionales se estudiará principalmente el uso del software herramienta ANSYS 2020 R1 específicamente el apartado de “Workbench” con el módulo de “Fluent” que usa volúmenes finitos para la resolución del problema que se le plantea y consiste en una cuarta parte del conjunto Estructura – Hélice; esto debido a la simetría en el comportamiento del fluido (aire) producto de la rotación de las hélices en la figura se presenta la sección de la estructura.

Geometrías

Figura 116.

Sección de la estructura para el análisis por CDF



Para el desarrollo de la simulación se debe establecer básicamente dos dominios de fluido. Uno de ellos corresponde al espacio donde se asimila la presencia del fluido de estudio en este caso aire, que inicialmente será influenciada por el otro dominio que es una configuración geométrica que simula el aire también adyacente a la hélice que se encuentra en movimiento.

Entonces se tiene dos dominios; uno estático que sirve también como espacio de estudio y otro rotatorio que envuelve a la hélice y gira a la velocidad de la misma. Tanto el dominio estático, como el rotatorio son sólidos a los que se les extrajo la geometría de la estructura y la hélice ver figura 117.

Figura 117.

Dominio dinámico

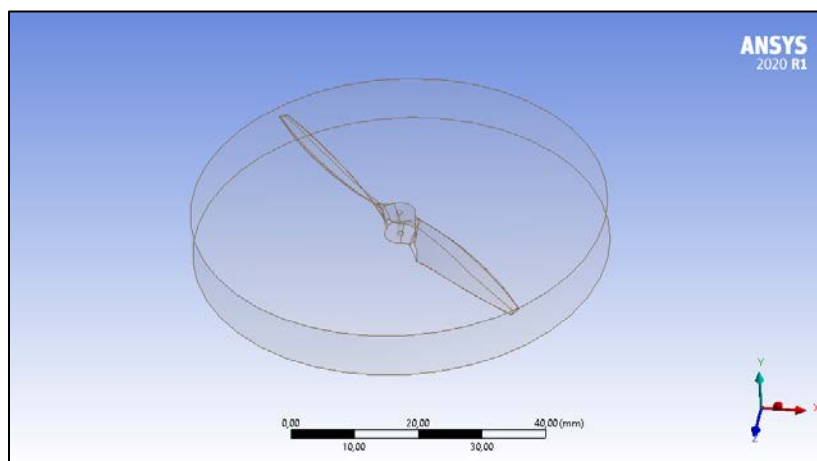
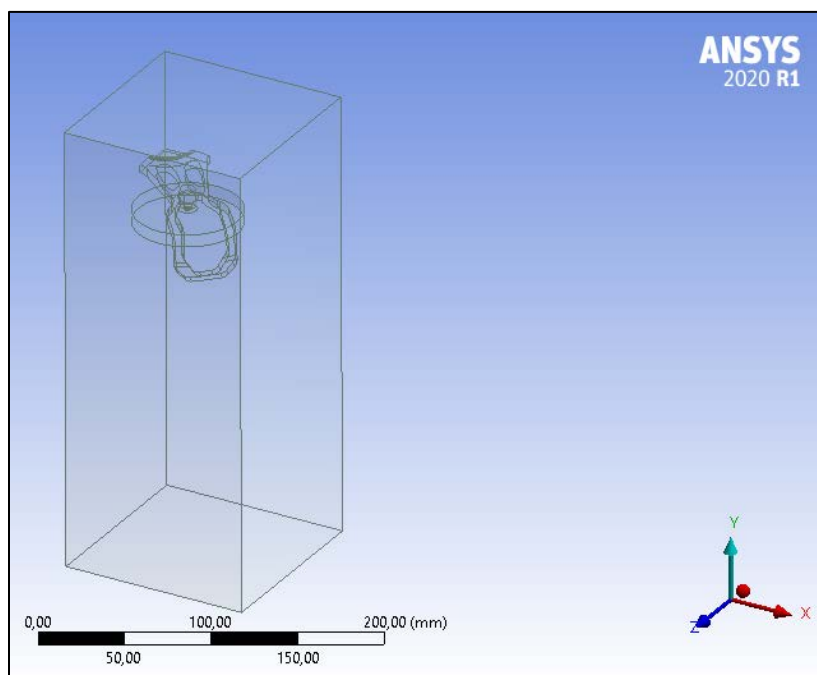


Figura 118.

Domino estático

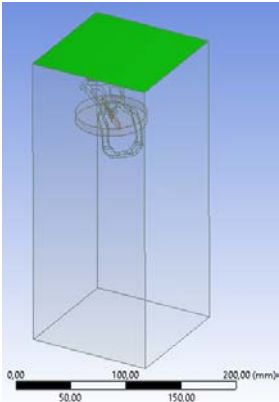
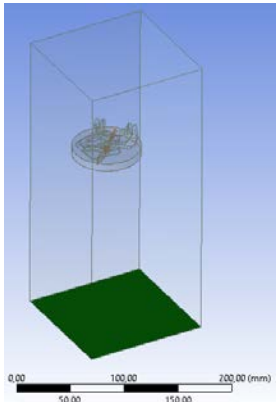
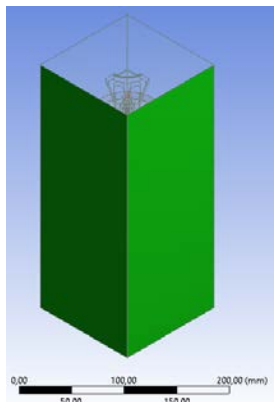


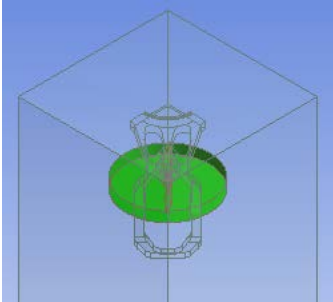
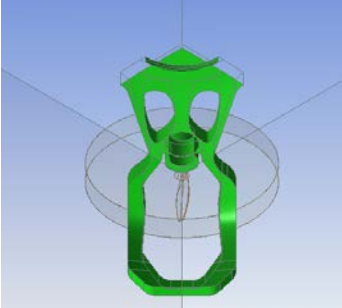
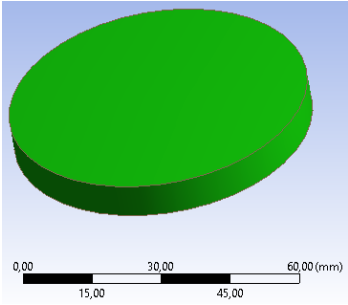
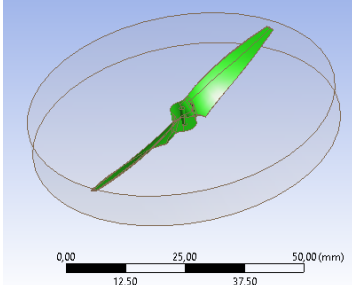
Identificación de las zonas involucradas

Es importante identificar las zonas (superficies) involucradas en el estudio y darle una denominación que facilitara la configuración posterior de las condiciones de simulación.

Tabla 24.

Proceso de análisis CFD

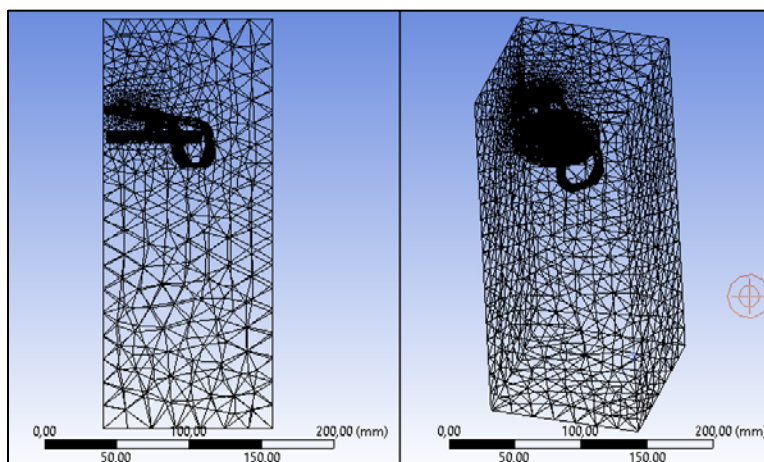
| Denominación | Identificación | Descripción |
|------------------------|---|---|
| <p>Inlet_S</p> |  | <p>Esta cara simula la zona de ingreso del fluido.</p> |
| <p>Outlet_S</p> |  | <p>Esta cara simula la zona de salida del fluido.</p> |
| <p>Wall_S</p> |  | <p>Este conjunto de caras marca el límite de la zona de estudio en el dominio estático.</p> |

| Denominación | Identificación | Descripción |
|--------------------|---|---|
| Interfase_S |  | <p>Este conjunto de caras representa la zona de interacción entre de los dominios, llamada zona de interfase. Esta corresponde a la zona de interfase del dominio estático.</p> |
| Estructura |  | <p>Conjunto de caras que identifican la zona de la estructura del dron.</p> |
| Interfase |  | <p>Esta corresponde a la zona de interfase del dominio rotatorio.</p> |
| Hélice |  | <p>Conjunto de caras de identifican la zona ocupada por la hélice.</p> |

Posteriormente se procede a realizar el mallado de los dominios estático y rotatorio. Se acogió a la configuración predeterminada del software para realizar la malla, no se aplicó ningún método ni parámetro de mallado específico en la figura 119 se presenta la malla en la sección de la estructura se evidencia un mallado más refinado.

Figura 119.

Mallado de los dominios estático y dinámico

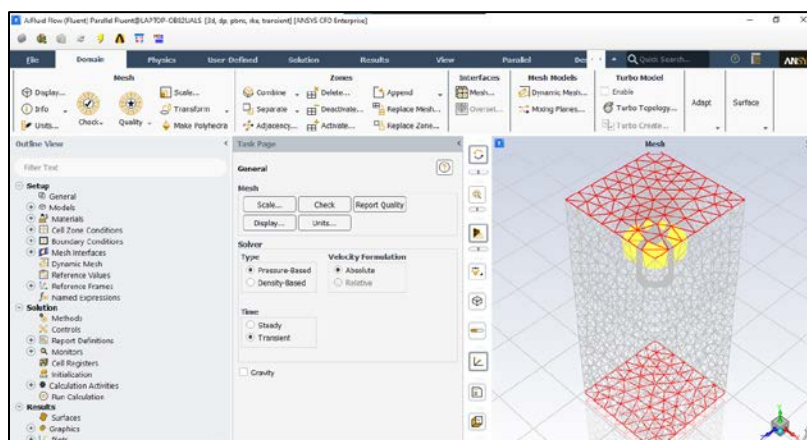


Configuración de condiciones de estudio

Para resolver el problema que se plantea se utiliza una la configuración “Pressure Based Solver” Se basa en un algoritmo que pertenece a la clase de métodos genéricos. llamados de proyección. En el método de proyección, la restricción de conservación de masa (continuidad) del campo de velocidad se logra resolviendo una ecuación de presión (o una corrección de presión).

Figura 120.

Ventana de trabajo Ansys Fluent



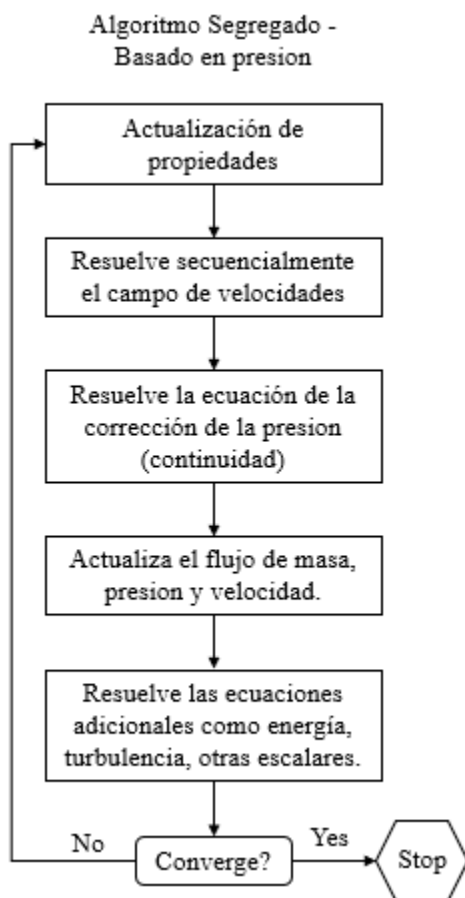
La ecuación de presión se deriva de las ecuaciones de continuidad y momento, de modo que el campo de velocidad, corregido por la presión, satisface la continuidad. Dado que

las ecuaciones canónicas no son lineales y están interconectadas, el proceso de resolución es iterativo para resolver todo el sistema de ecuaciones principales. repetidamente hasta que la solución converge.

La consideración del tiempo para el estudio a realizar es prácticamente nula debido a que se lo estudiará considerando un estado estable del desarrollo del problema planteado y el algoritmo para la resolución tipo “Pressure – Based” del problema se muestra a continuación.

Figura 121.

Algoritmo segregado basado en la presión



A continuación, se selecciona el modelo a resolver, en este caso se configura el modelo viscoso de la siguiente forma y se utiliza el modelo conocido como “k-epsilon (2 eqn)” que especifica el flujo turbulento que el modelo seleccionado calculará utilizando el modo

“Realizable” cuyos valores de las constantes no se alteran; es decir se usan los valores por defecto del Ansys ver figura 122.

Figura 122.

Configuración de parámetros

The screenshot shows the 'k-epsilon Model' configuration dialog box. It is divided into several sections:

- k-epsilon Model:** Three radio buttons are present: 'Standard', 'RNG', and 'Realizable'. The 'Realizable' option is selected.
- Near-Wall Treatment:** Six radio buttons are present: 'Standard Wall Functions', 'Scalable Wall Functions', 'Non-Equilibrium Wall Functions', 'Enhanced Wall Treatment', 'Menter-Lechner', and 'User-Defined Wall Functions'. The 'Scalable Wall Functions' option is selected.
- Options:** Two checkboxes are present: 'Curvature Correction' and 'Production Limiter', both of which are unchecked.
- User-Defined Functions:** A dropdown menu for 'Turbulent Viscosity' is set to 'none'.
- Prandtl Numbers:** Two dropdown menus are present: 'TKE Prandtl Number' and 'TDR Prandtl Number', both set to 'none'.

At the bottom of the dialog box are three buttons: 'OK', 'Cancel', and 'Help'.

Posteriormente se verifica la asignación del material de trabajo para el fluido, en este caso aire; y sus valores respectivos para las propiedades.

Figura 123.

Configuración del material

The screenshot shows the 'Create/Edit Materials' dialog box. It contains the following fields and options:

- Name:** 'air'
- Material Type:** 'fluid'
- Chemical Formula:** (empty field)
- Fluent Fluid Materials:** 'air'
- Mixture:** 'none'
- Order Materials by:** 'Name' (selected), 'Chemical Formula' (unselected)
- Buttons:** 'Fluent Database...', 'User-Defined Database...'
- Properties:**
 - Density (kg/m3):** 'constant' (dropdown), '1.225' (text input), 'Edit...' (button)
 - Viscosity (kg/m-s):** 'constant' (dropdown), '1.7894e-05' (text input), 'Edit...' (button)

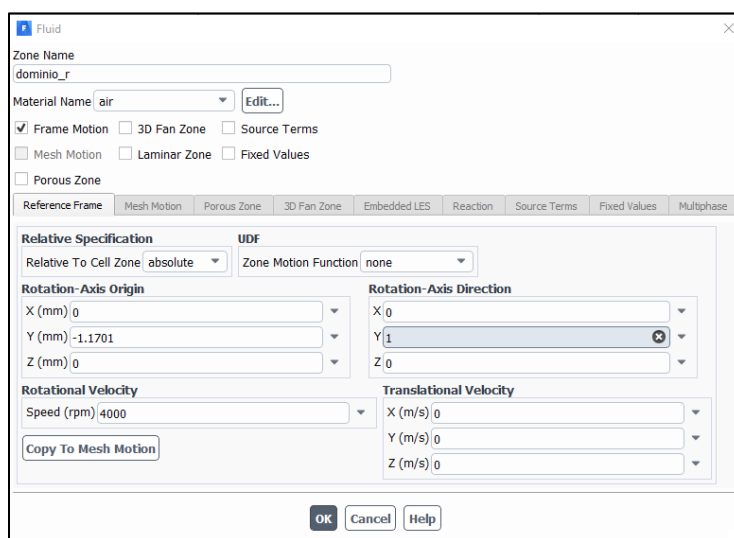
At the bottom of the dialog box are four buttons: 'Change/Create', 'Delete', 'Close', and 'Help'.

Condiciones de los dominios

Para el dominio estático no se le altera ningún valor ni apartado distinto a la configuración predeterminada. Respecto al dominio rotatorio si se establecen condiciones como activar el movimiento del marco (mismo dominio rotatorio), la ubicación del centroide de este dominio, también se indica la orientación del eje de rotación y finalmente se le asigna la velocidad de rotación a la que se verá sujeto este dominio.

Figura 124.

Condiciones de dominio rotatorio



Condiciones de frontera

La identificación de las zonas involucradas permite configurar las condiciones de frontera para zona por lo tanto en la tabla se presentan los tipos de contacto para el análisis de la estructura.

Tabla 25.

Configuración de zonas de contacto

| Tipo | Descripción |
|---|---|
| Interface interfase_r-contact_region-src interfase_s-contact_region-trg | El tipo "Interface" son las zonas que están en contacto entre los dos dominios. Siento esta zona el punto de transición de un dominio al otro. Estas son: Interfase_S e Interfase_R |

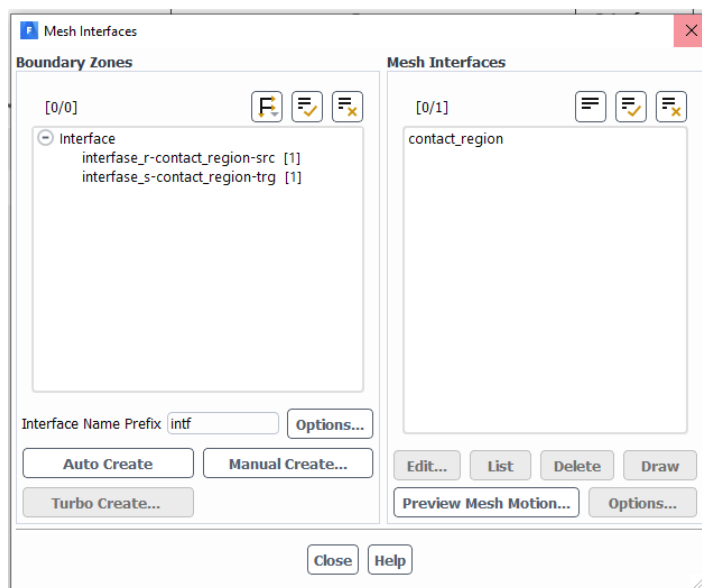
| | |
|--|--|
| <ul style="list-style-type: none"> ⊖ Internal <ul style="list-style-type: none"> interior-6 interior-dominio_r interior-dominio_s | <p>Esta consideración de la zona como tipo “Interna” la hace el software identificando las zonas que limitan el estudio.</p> |
| <ul style="list-style-type: none"> ⊖ Outlet <ul style="list-style-type: none"> inlet_s outlet_s | <p>Estas zonas se trataron como salidas de presión. Esto porque la consideración que se les dio a estas zonas hace referencia al producto del movimiento del flujo de aire de una zona a otra. Es decir, el aire debe fluir desde “Inlet_S” hasta “Outlet_S” debido al fenómeno producido por la hélice más no a algún factor de velocidad o presión de entrada.</p> |
| <ul style="list-style-type: none"> ⊖ Wall <ul style="list-style-type: none"> estructura helice wall-14 wall-15 wall_s | <p>La zona denominada previamente como estructura y hélice son consideradas como paredes, marcando límites en la consideración del espacio para el movimiento del fluido, dentro de esta configuración se establece como “Non Slip” no hay deslizamiento.</p> |

Identificación de zonas de contacto

El software identifica automáticamente las regiones en contacto que tienen los dominios involucrados en el estudio. En este caso las denominadas previamente “Interfase_R” e “Interfase_S”

Figura 125.

Regiones en contacto

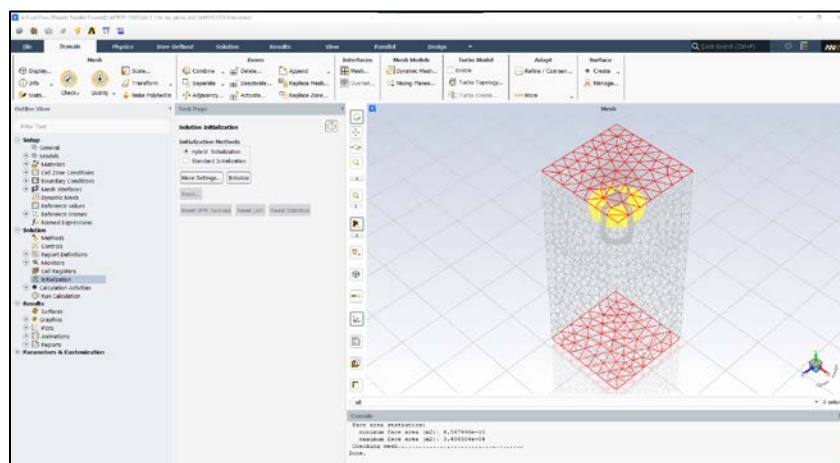


Inicialización

Dejando los apartados previos a la inicialización con sus valores y configuración predeterminados se procede con la inicialización. Se usará una inicialización tipo híbrida ya que suele acelerar el cálculo general.

Figura 126.

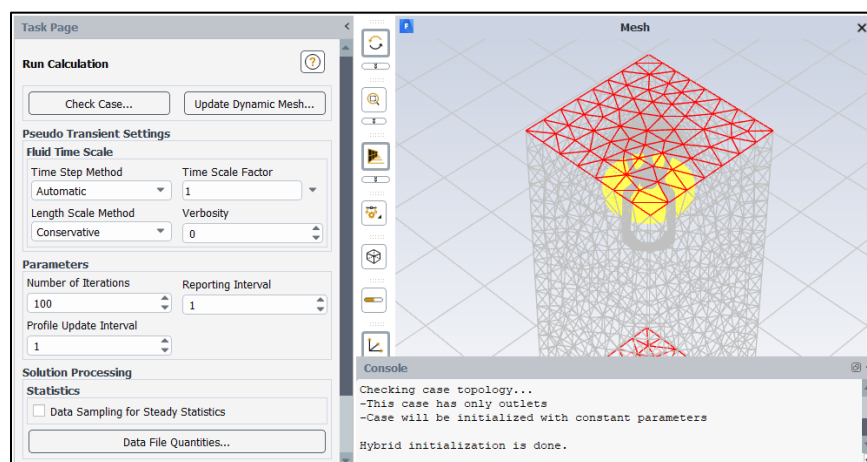
Proceso para inicio de solución



La inicialización estándar simplemente llena las propiedades archivadas con valores constantes, mientras que la inicialización híbrida resuelve una serie de iteraciones de un sistema de ecuaciones simplificado y, por lo tanto, generalmente obtiene una mejor estimación de las variables de flujo, en particular para el campo de presiones

Ejecución del cálculo

El paso final para calcular la solución requiere principalmente de indicar el número de iteraciones, en este caso 100 iteraciones.

Figura 127.*Ejecución de cálculo***Resultados del análisis CFD**

En la parte de resultados se analizarán aspectos que ayudan a confirmar temas como la diferencia de presión que se presenta en las hélices y sobre todo parte de la utilidad de Ansys Fluent para problemas planteados en CFD. Se puede asegurar que la hélice está elevándose producto de la diferencia de presiones que se marcan en su cara superior versus su cara inferior. Tal y como se puede observar en el contorno de presiones ver figura 128. Además, un valor promedio de la presión en la zona superior es -38.88 [Pa] y en la inferior 17.81 [Pa].

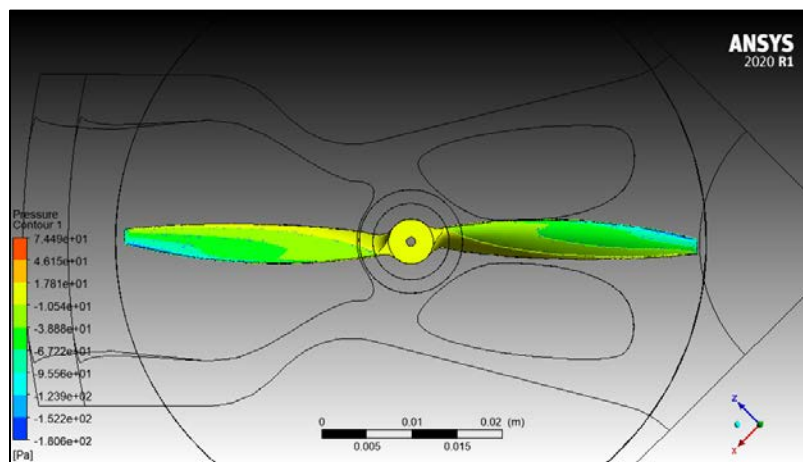
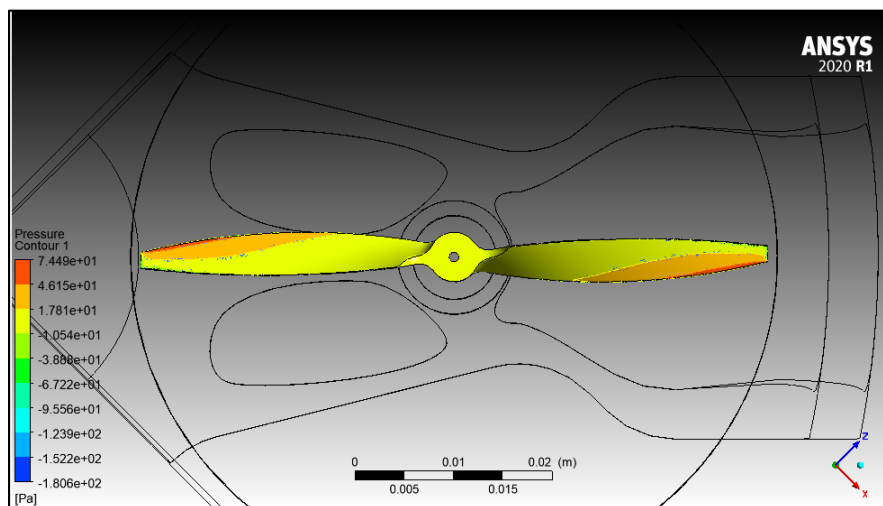
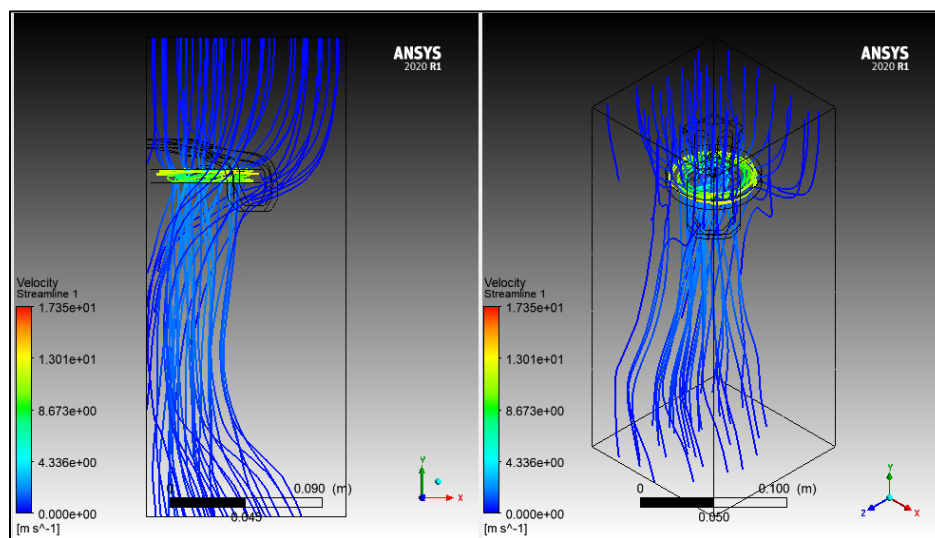
Figura 128.*Contorno de presión hélice vista superior*

Figura 129.*Contorno de presión hélice vista inferior*

Otro aspecto que se puede visualizar en el apartado de resultados son las líneas de corriente que detallan la velocidad en cada punto del trayecto. Se puede notar claramente que la velocidad es superior en las zonas más alejadas del centro de rotación de la hélice.

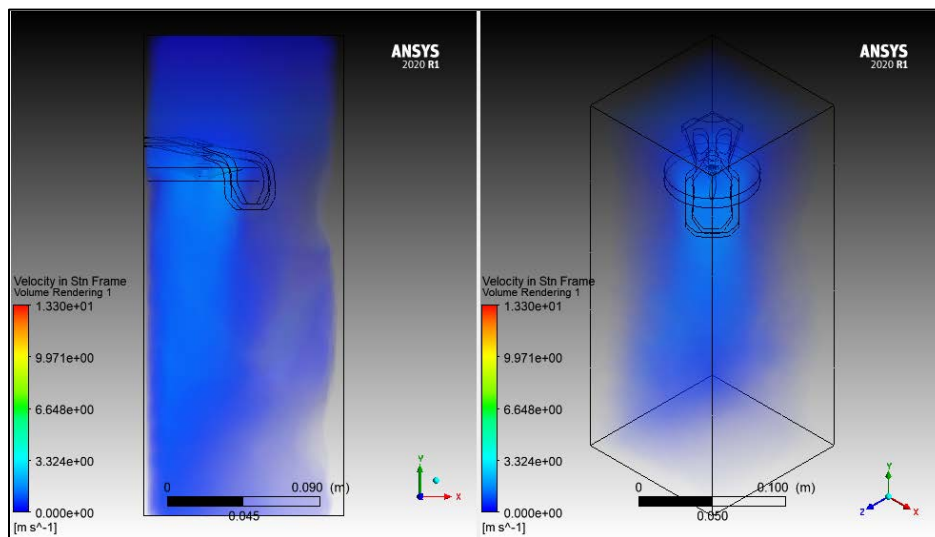
Figura 130.*Líneas de corriente*

Existe una herramienta muy útil para visualizar el volumen de flujo renderizado en el problema planteado; en este caso se marca la velocidad distribuida en diferentes concentraciones para identificar en que zonas el flujo ha alcanzado una mayor velocidad y

como se desarrolla desde la zona de ingreso (Velocidad de flujo libre) hasta la zona de salida (Velocidad de salida).

Figura 131.

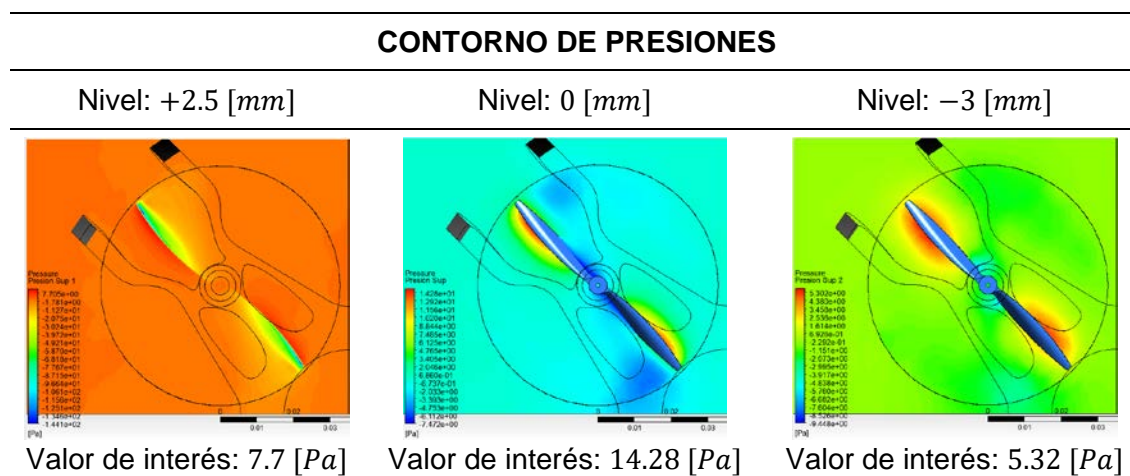
Volúmenes renderizados

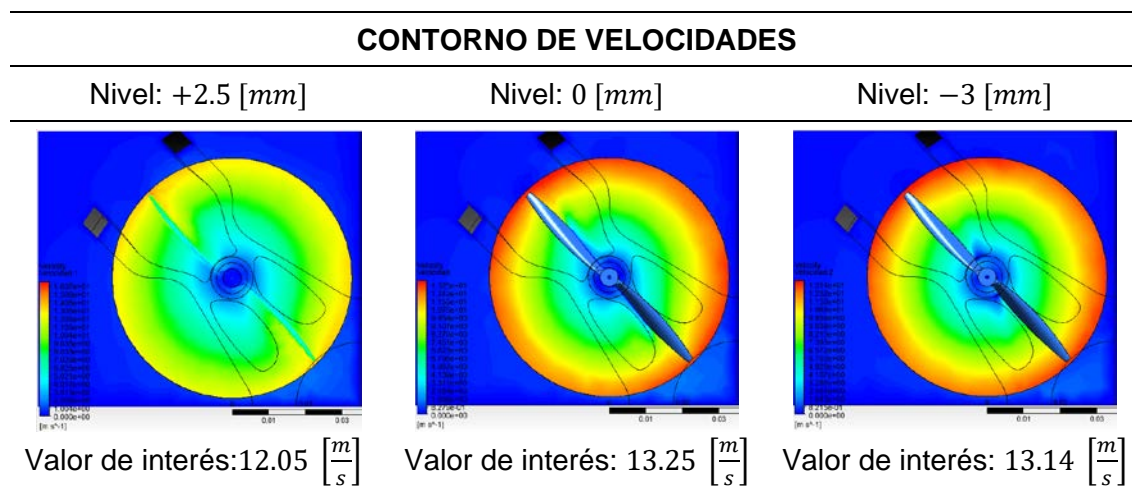


A continuación, se presenta planos de contorno a tres niveles de altura respecto al centroide de la hélice. Estos planos de contorno indicarán la distribución de la presión y la velocidad; esto puede servir como valores para calcular de forma muy “simple” una aproximación del empuje que se genera.

Tabla 26.

Análisis CFD contornos de simulación

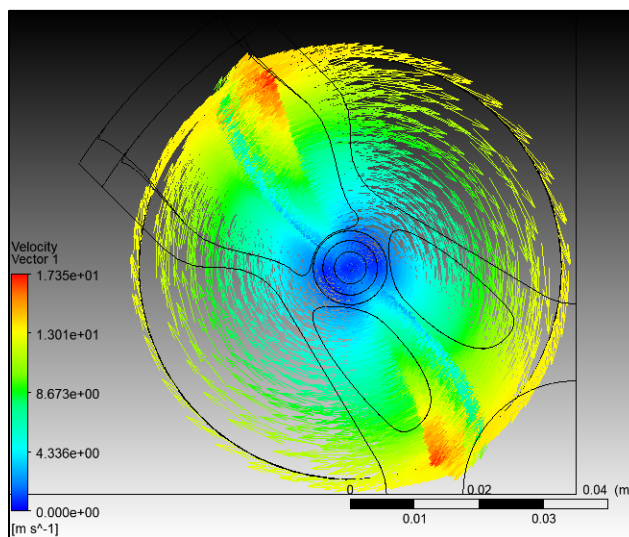




También se observa el campo vectorial de velocidades generado por la rotación de las hélices y se verifica que la magnitud de la velocidad aumenta a medida que se aleja del centro de rotación.

Figura 132.

Campo vectorial de velocidades



Cálculo simplificado del empuje

La hélice actúa como un ala giratoria. De la teoría del perfil aerodinámico, se conoce que la presión sobre la parte superior de un ala de elevación es menor que la presión debajo del ala. Una hélice giratoria establece una presión más baja que la corriente libre frente a la

hélice y más alta que la corriente libre detrás de la hélice. Aguas abajo del disco (hélice en rotación), la presión finalmente regresa a las condiciones de flujo libre. Pero a la salida, la velocidad es mayor que la corriente libre porque la hélice funciona con el flujo de aire.

Es por esto que se aplica la ecuación de Bernoulli al aire delante de la hélice y al aire detrás de la hélice. Pero no se puede aplicar la ecuación de Bernoulli a través del disco de la hélice porque el trabajo realizado por el motor viola una suposición utilizada para derivar la ecuación. Aplicando la teoría del momento simple, el empuje F generado por el disco de la hélice es igual a la diferencia de presión ΔP veces el área del disco de la hélice A :

$$F = \Delta P * A \quad [3]$$

Recalcando de nuevo que se puede usar la ecuación de Bernoulli para relacionar la presión y la velocidad por delante y detrás del disco de la hélice, pero no a través del mismo. Por delante del disco, la presión total P_{t0} es igual a la presión estática P_0 más la presión dinámica $\frac{1}{2} \rho * v^2$.

$$P_{t0} = P_0 + \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V_0^2 \quad [4]$$

Donde ρ es la densidad del aire y V_0 es la velocidad más próxima al flujo libre. Aguas abajo del disco se tiene:

$$P_{te} = P_0 + \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V_e^2 \quad [5]$$

donde P_{te} es la presión total aguas abajo y V_e es la velocidad de salida. Como en el disco la presión cambia

$$\Delta P = P_{te} - P_{t0}$$

Por lo tanto,

$$\begin{aligned} \Delta P &= (P_0 + \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V_e^2) - (P_0 + \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V_0^2) \\ \Delta P &= \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot (V_e^2 - V_0^2) \end{aligned} \quad [6]$$

Sustituyendo [6] dado por la ecuación de Bernoulli en la ecuación de empuje [1], se obtiene:

$$F = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot A \cdot (V_e^2 - V_0^2)$$

De los resultados de la simulación se obtiene los siguientes datos

- $\rho = 1.225 \text{ [kg/m}^3\text{]}$
- $A = 0.00317 \text{ [m}^2\text{]}$
- $V_e = 13.14 \text{ [m/s]}$
- $V_0 = 0.8 \text{ [m/s]}$

Entonces:

$$F = \frac{1}{2} \cdot 1.225 \left[\frac{\text{kg}}{\text{m}^3} \right] \cdot 0.00317 \text{ [m}^2\text{]} \cdot (13.14^2 - 0.8^2) \left[\frac{\text{m}}{\text{s}} \right]^2$$

$$F = 0.3337 \text{ [N]}$$

$$F = \mathbf{34.03 \text{ [gf]}}$$

Empuje total generado por los cuatro rotores: 136.12 [gf]

Al inicio de la presente tesis se supuso un valor referencial del empuje que se logra con la configuración de la hélice 2.5in y un motor 8520 mismo que es de 38[gf] (valor obtenido de datasheet del fabricante). Pues haciendo una comparación el valor obtenido en la simulación es aceptablemente próximo al referencial inicial.

Esto confirma la hipótesis inicial que sustenta que el dron volaría ya que el peso de los componentes suma 59.2 [gf], el peso de la estructura del modelo de optimización topológica de 32.9 [gf], el de diseño generativo 38.8 [gf], haciendo el análisis de comprobación.

Tabla 27.*Comparación prueba de vuelo*

| Modelo | Peso Completo [gf] | Empuje Calc. [gf] | ¿Se eleva? |
|---------------|---------------------------|--------------------------|-------------------|
| Topológico | 92.1 | 136.12 | Si |
| Generativo | 98 | | Si |

Es importante tener en cuenta que este empuje es un número ideal que no tiene en cuenta muchas pérdidas que ocurren en las hélices prácticas de alta velocidad, como las pérdidas de punta. Las pérdidas deben ser determinadas por una teoría de hélice más detallada, que está más allá del alcance de esta tesis. La teoría compleja también proporciona la magnitud del salto de presión para una geometría dada. Mientras que la teoría del momento simple, sin embargo, proporciona una buena primera aproximación en la respuesta que podría usarse para un diseño preliminar.

Prototipado

En este capítulo se realiza el prototipado de los modelos obtenidos del análisis topológico y del diseño generativo, para este apartado se utilizará la herramienta de software “PRUSA SLICER” con un modelo de impresora 3D con tecnología de extracción por filamento “ENDER 3 PRO” en la figura 133 se muestra el modelo de impresora.

Figura 133.

Impresora modelo ENDER 3 PRO



Para el uso del software “PRUSA SLICER” primero debe empezar por tener los dos modelos con extensión STL. para poder exportar el modelo a este espacio y así visualizarlo para su configuración.

Ajustes en PRUSA SLICER

Los parámetros y controladores vienen preconfigurados para una serie de impresoras 3D, para lo cual se debe configurar ciertos parámetros como: tamaño de cama, diámetro de boquilla, diámetro de filamento y temperatura del extrusor y cama de impresión.

Para iniciar con el modelo de la estructura es necesario corregir la orientación para disminuir el número de soportes entre la cama de impresión y el prototipo en la figura 134 se muestra el cambio de orientación del modelo a imprimir.

Figura 134. Cambio de orientación del modelo optimizado topológicamente

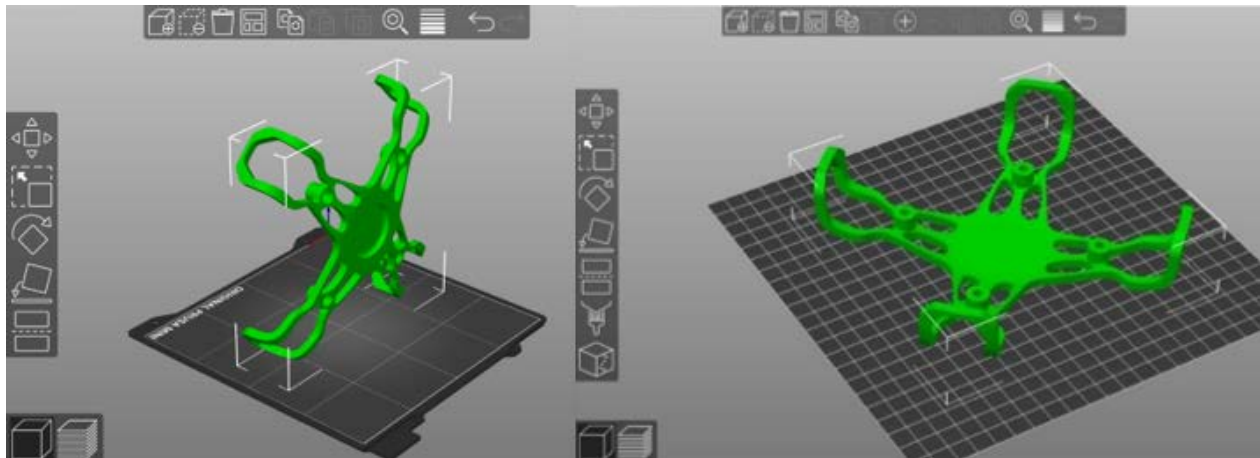
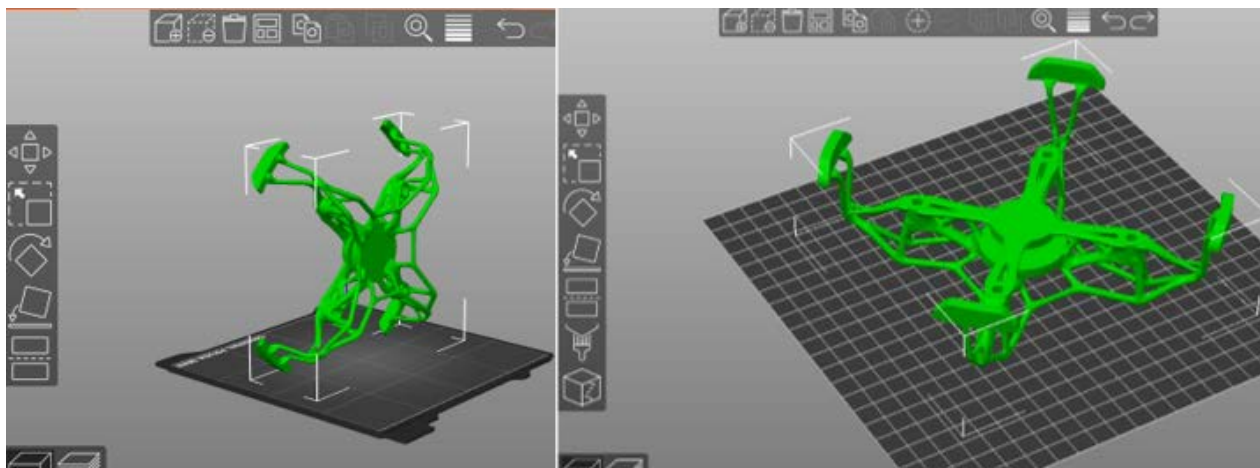


Figura 135. Cambio de orientación del modelo optimizado generativo

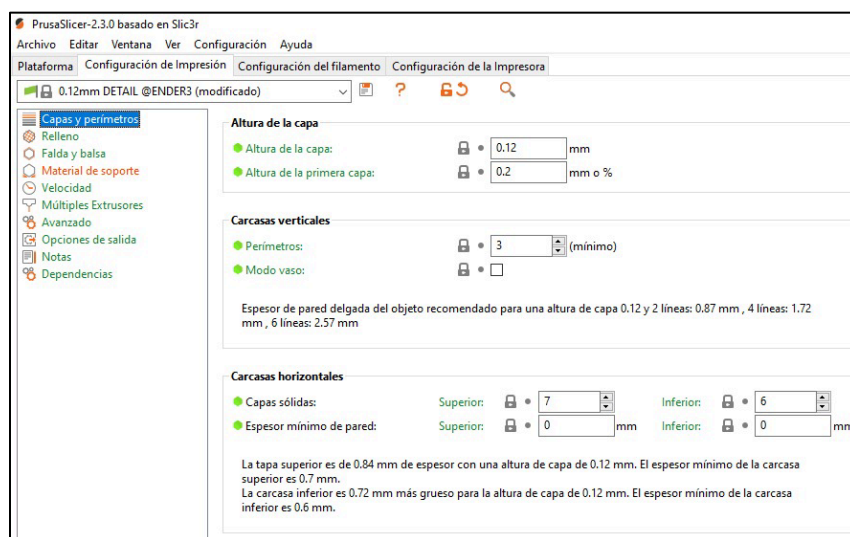


En el apartado de “Configuración de Impresión” se debe configurar la altura de la primera capa que se modifica experimentalmente con el fin de que el modelo se pueda mantener fijo mientras se imprime toda la demás estructura. Si la geometría lo requiere se puede añadir la opción Balsa para ayudar a su fijación en la cama.

La configuración de Carcasas Verticales y Horizontales tiene que ver con la rigidez que se le quiera agregar al prototipo. En este caso es de 3 paredes de perímetro y 7 capas sólidas superiores y 6 capas sólidas inferiores.

Figura 136.

Configuración de impresión

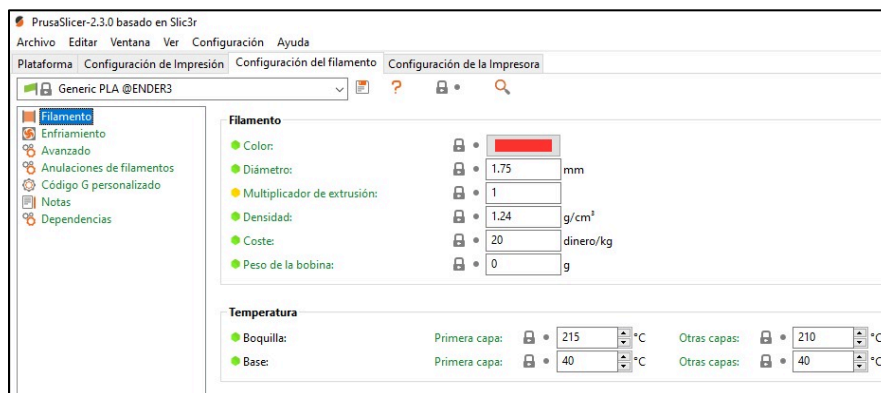


En el apartado de “Configuración de Filamento” se utilizan los parámetros proporcionados por nuestra materia prima a utilizar. En este caso se tiene un filamento marca ULTIMAKER con diámetro 1.75 mm, densidad 1.24 g/cm^3 .

Adicional se configura la Temperatura tanto de la boquilla como de la cama base.

- La temperatura en boquilla es de 210°C a de 215°C.
- La temperatura en cama base es de 40°C.

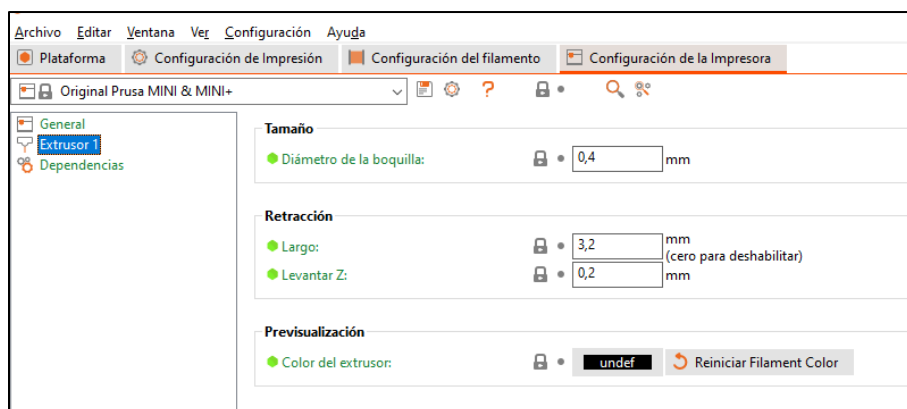
Figura 137. Configuración de temperatura



En el apartado de “Configuración de Impresora” se configura el diámetro de la boquilla de extrusor para este caso es de 0.4 mm. Esta tiene que ver con la calidad y detalle que se desee tener como acabado final.

Figura 138.

Configuración de impresión diámetro y boquilla



Después de la configuración de puntos relevantes, en el apartado “Plataforma” se puede visualizar el modelo con los distintos espesores de pared según sean perímetros, relleno o soportes y el tiempo de impresión de los mismos.

Figura 139.

Simulación de impresión 3D modelo diseño generativo

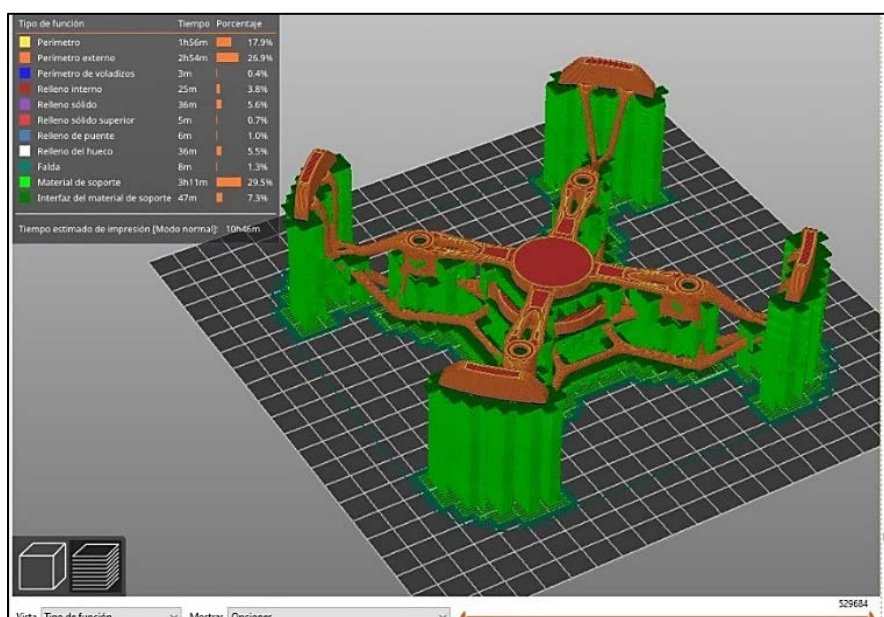
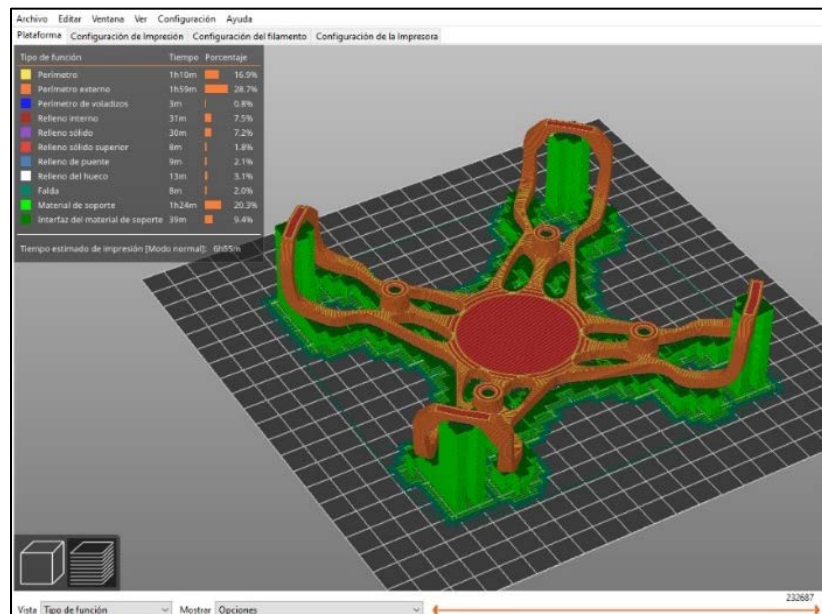


Figura 140.

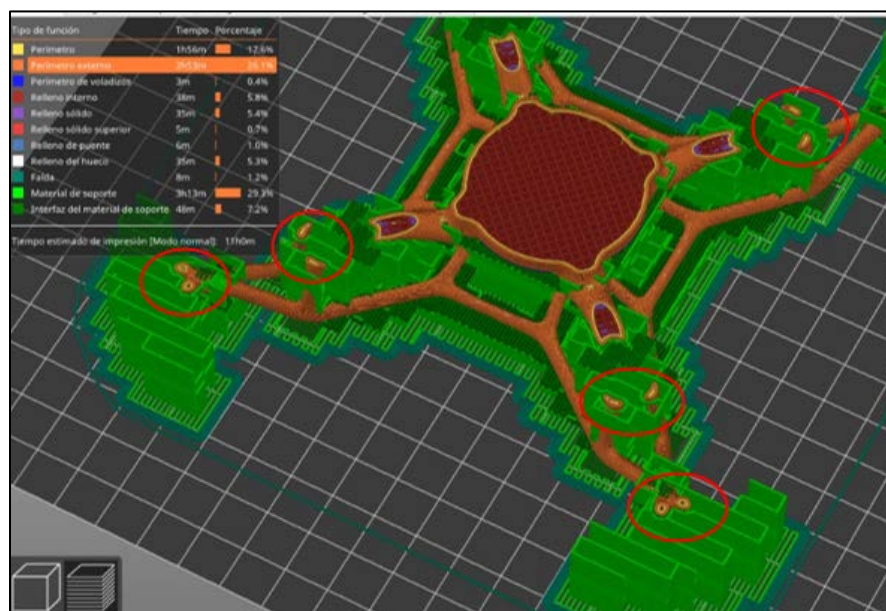
Simulación impresión 3D modelo optimización topológica



Adicionalmente, el software da la facilidad de simular todo el proceso de impresión y así verificar que en las secciones de menor diámetro (críticas) del modelo exista la pared necesaria de perímetro y relleno respectivamente.

Figura 141.

Simulación impresión secciones críticas

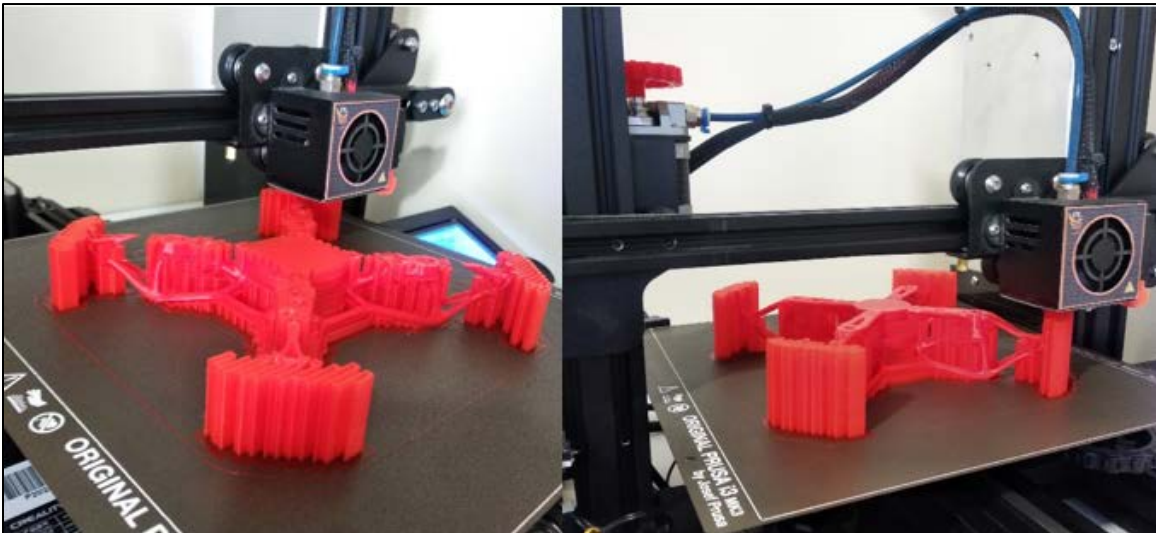


Impresión 3D de los modelos

Finalmente se exporta el Código G generado a una memoria externa para proceder a la impresión 3D física como se visualiza en la figura 142.

Figura 142.

Impresión 3D de la estructura del modelo Generativo



Para terminar con el proceso de impresión 3D la figura 143 muestra el modelo obtenido ya instalado los motores y las hélices en la estructura del cuadricóptero en diseño generativo.

Figura 143.

Estructura modelo generativo – renderizados



Figura 144. Resultado de impresión 3d modelo generativo

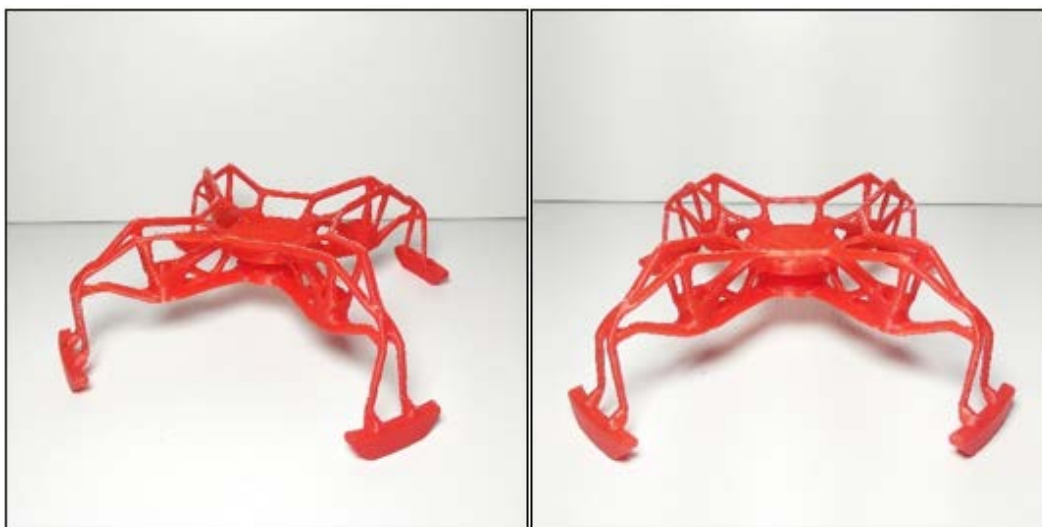


Figura 145. Impresión 3D del modelo de optimización topológica

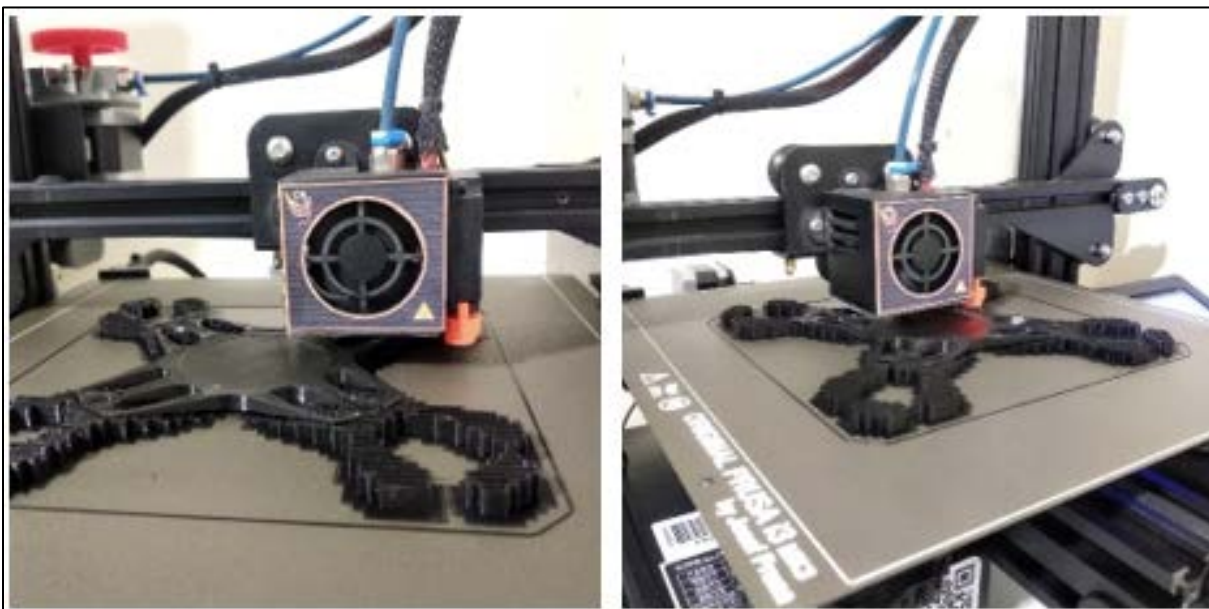


Figura 146. Estructura modelo topológico - renderizados



Figura 147. Resultado impresión 3d modelo topológico



Capítulo VI

Conclusiones y Recomendaciones

Conclusiones

- Es imperioso analizar los resultados obtenidos respecto a los indicadores del factor de seguridad que maneja SolidWorks mismos que en el presente trabajo son considerablemente altos, esto podría incitar a pensar que el modelo base (del cual parten todos los estudios) está sobredimensionado, sin embargo, no se consideró un rediseño debido a que los componentes en los que se basó su diseño fueron ubicados geométricamente de la forma más compacta posible para no obtener un choque en las hélices; el otro aspecto al cual se podría trabajar es el espesor, sin embargo, esto arriesgaría la rigidez del modelo. Sobre todo lo mencionado, se considera que el uso de las herramientas de optimización queda muy bien plasmado en el presente proyecto y se lo puede evidenciar en las tablas de resultados.
- El gran beneficio de la optimización topológica queda claramente plasmado en la presente tesis. Tal y como se pudo constatar en la Tabla 11 el ahorro de masa después de la optimización y posteriormente el rediseño en base a los resultados, es muy significativo, fue un ahorro del 53.85% de masa en comparación con el modelo inicial. El potencial de esta herramienta en los distintos softwares que la poseen es inmenso.
- Si bien el diseño generativo es una herramienta relativamente nueva y con poca socialización debido a que aún sigue en desarrollo; se pudo comprobar que su utilidad es igual que la optimización topológica para el diseño en base a ahorro de masa es considerable. Pues en el modelo resultante del diseño generativo se tuvo un ahorro de masa del 45.57% tal y como se lo puede observar en la Tabla 23, valor que ubica el peso del modelo dentro del rango que se planteó que el dron pueda elevarse.

- Realizar una comparación para determinar cuál de los dos métodos da un mejor resultado resulta poco útil. Y el motivo de esta conclusión se fundamenta básicamente en que, si bien un método arroja una reducción mayor en masa, el otro tampoco se queda muy atrás y minimizando este aspecto; el que marca diferencia es la forma del resultado, la estética y con esto la manufactura del producto. Los dos métodos arrojan formas complejas de producción por métodos convencionales de manufactura. Entonces si la producción es por un método nuevo como la manufactura aditiva la inclinación por un método (Optimización topológica o Diseño Generativo) será influenciada finalmente por un tema de “gustos”.
- Ansys Fluent ha demostrado ser una herramienta inmensamente completa para el estudio de problemas de varias áreas en este caso dinámica de fluidos computacionales. Y si bien, la interpretación y desarrollo del problema planteado no fue a profundidad los resultados obtenidos y plasmados confirman principios y teorías que el problema acarrea. Incluso se pudo llevar a cabo un cálculo simplificado de la fuerza de sustentación generada por la hélice, corroborando así el dato que se supuso basado en datasheet del motor en la fase previa del diseño preliminar del dron en el apartado de ingeniería conceptual.
- La fabricación del modelo por tecnología aditiva se basa en la generación del modelo STL y la configuración de parámetros propios de la máquina, temperatura, materia prima y acabado superficial deseado como resultado. La configuración se basa en pruebas de ensayos de prueba y error, así los resultados satisfacen a los requerimientos esperados.

Recomendaciones

- Para obtener un resultado aceptable en el rediseño de la optimización topológica se recomienda considerar cuidadosamente las zonas más críticas en las que se marca la eliminación de material. Cuidando así no alterar la resistencia mecánica de la estructura. Ya que el resultado de la optimización topológica es solo una guía de los lugares donde se puede retirar material, sin embargo, el diseñador no debe dejar de lado la lógica y el criterio de la estructura preliminar.
- Se recomienda realizar el mayor número de simulaciones posibles para tener la mayor cantidad de opciones para escoger, ya que las formas son tan variadas y algunas pueden llegar a ser incluso algo poco prácticas. Para tratar de forzar alguna forma deseada hay que hacer mayor enfoque en los obstáculos y las geometrías fijas que se le plantea al software para el ruteo del material.
- Para el apartado de Ansys Fluent se recomienda refinar la malla para obtener una calidad de estudio más precisa y evitar problemas en la convergencia, adicionalmente es importante establecer cuidadosamente las condiciones de estudio.
- Si se plantea la producción de algún elemento por manufactura aditiva es primordial en la fase de diseño considerar las limitaciones dimensionales que las máquinas de impresión 3D establecen.

BIBLIOGRAFÍA

3D SYSTEMS. (2020). ¿Qué es un archivo .STL?

<https://es.3dsystems.com/quickparts/learning-center/what-is-stl-file>

Abax. (2019). PLA y PETG: características, diferencias y aplicaciones.

<https://abax3dtech.com/2020/12/15/pla-y-petg-caracteristicas-diferencias-y-aplicaciones/>

Amazon. (2020). BAYANGTOYS X22 - Cámara de fotos GPS WiFi FPV con 3 ejes Gimbal

1080P RC Drone Quadcopter RTF - Gimbal de 3 ejes : Juguetes y Juegos.

[https://www.amazon.com/-/es/BAYANGTOYS-X22-C%C3%A1mara-Gimbal-](https://www.amazon.com/-/es/BAYANGTOYS-X22-C%C3%A1mara-Gimbal-Quadcopter/dp/B07NGLPLH5)

[Quadcopter/dp/B07NGLPLH5](https://www.amazon.com/-/es/BAYANGTOYS-X22-C%C3%A1mara-Gimbal-Quadcopter/dp/B07NGLPLH5)

Asier, M. (2019). Contribución a las tecnologías de fabricación aditiva para la obtención de piezas multimaterial, combinando la impresión 3D por máscara con la impresión funcional mediante sistemas InkJet.

Bendsoe, M., & Sigmund, O. (2004). Topology Optimization.

Formlabs. (2020). Guía sobre impresión 3D por estereolitografía (SLA) de 2020.

<https://formlabs.com/latam/blog/guia-definitiva-estereolitografia-sla-impresion-3d/>

Foronda, E. (2020). Optimización topológica aplicada al diseño de turbomáquinas considerando

restricciones estructurales y sobre el fluido Topology optimization applied to the design of turbomachines considering structural and fluid restrictions.

Frugone, M. (2017). MANUFACTURA ADITIVA FDM CON FILAMENTO DE MADERA COMO RECURSO PARA EL DISEÑO Y FABRICACIÓN DE PRODUCTOS.

Huacasi, L. (2021). Diseño regenerativo y FEA (análisis de elementos finitos).

Kajishima, T., & Taira, K. (2017). Computational Fluid Dynamics. Springer International Publishing. <https://doi.org/10.1007/978-3-319-45304-0>

Mariano, V. (2006). "OPTIMIZACIÓN DE FORMA Y TOPOLOGÍA CON MALLA FIJA Y ALGORITMOS GENÉTICOS."

- Maurad, K. (2017). ESTUDIO DEL DESEMPEÑO HIDRÁULICO DEL CANAL MULTIPROPÓSITO DEL LABORATORIO DE HIDRÁULICA Y DINÁMICA DE FLUIDOS LH&DF DEL CAMPUS BALZAY.
- Mina, H., Bailo, A., & Giordano, E. (2020). Aplicaciones de la optimización topológica en ingeniería mecánica.
- Moreno, M. (2014). IMPRESORA 3D POR EXTRUSIÓN DE PLÁSTICO.
- Narváez, C., Roa, M., & Garzón, D. (2007). 8º CONGRESO IBEROAMERICANO DE INGENIERÍA MECÁNICA.
- Ortega, A. (2014). INVESTIGACIÓN DE LAS CAPACIDADES DE LA TECNOLOGÍA DE MANUFACTURA ADITIVA FDM.
- Ramírez, F. (2013). Diseño óptimo de micromecanismos tridimensionales con actuación electrotérmica utilizando optimización topológica y unidades de procesamiento gráfico (GPU).
- Remache, Á., Leguisamo, J., & Tamayo, E. (2019). Análisis topológico mediante el Método de Elementos Finitos del chasis de una motocicleta de competencia (Topological analysis using the Finite Element Method of the chassis of a competition motorcycle). 3, 81–97. <http://ingenieria.ute.edu.ec/enfoqueute/>
- Rodríguez, A. (2020). Capítulo 5 - DINÁMICA DE FLUIDOS COMPUTACIONAL - Mani_Fo1dmx. <https://sites.google.com/site/manifo1dmx/capitulo-5>
- Rosen, D., & Gibson, I. (2015). Additive Manufacturing Technologies.
- Ruipérez, P. (2016). DISEÑO Y FABRICACIÓN DE UN DRON.
- Tresde. (2021a). Impresora 3D-FDM “LK1 Pro” - TRESDE. <https://tresde.pe/producto/lk1/>
- Tresde. (2021b). Tipos de Impresión - TRESDE. <https://tresde.pe/tipos-de-impresion/>
- Kurtoglu, C. (2020). Creating a Drone Chassis using Generative Design
- Gutierrez, E. (2017). Análisis estructural del armazón del ala de un avión tipo LSA.

