ANÁLISIS POR ELEMENTOS FINITOS DE SOPORTE PARA PROTOTIPO DE VEHÍCULO AÉREO DE CONSTRUCCIÓN POR MANUFACTURA ADITIVA



UNIVERSIDAD DISTRITAL
FRANCISCO JOSÉ DE CALDAS

WILMAN CAMILO GONZALEZ POVEDA

UNIVERSIDAD DISTRITAL FRANCISCO JOSÉ DE CALDAS

FACULTAD TECNOLOGICA

INGENIERÍA MECÁNICA

BOGOTÁ, COLOMBIA

AGOSTO DE 2023

ANÁLISIS POR ELEMENTOS FINITOS DE SOPORTE PARA PROTOTIPO DE VEHÍCULO AÉREO DE CONSTRUCCIÓN POR MANUFACTURA ADITIVA

WILMAN CAMILO GONZALEZ POVEDA

Trabajo de Grado presentado bajo la modalidad de monografía para optar al título de Ingeniero Mecánico

DOCENTE DIRECTOR

MARCO ANTONIO VELASCO PEÑA

UNIVERSIDAD DISTRITAL FRANCISCO JOSÉ DE CALDAS

FACULTAD TECNOLOGICA

INGENIERÍA MECÁNICA

BOGOTÁ, COLOMBIA

AGOSTO DE 2023

PÁGINA DE ACEPTACIÓN

NOTA DE ACEPTACIÓN

_____

_____

_____

_____

_____

_____

_____

_____

_____

MARCO ANTONIO VELASCO PEÑA

Tutor de proyecto

_____

JURADO

Este proyecto está dedicado a;

Dios quien ha guiado mi camino todos estos años. Con todo mi respeto, cariño, amor y admiración a mis padres, hermanos, y familiares quienes han sido unos seres maravillosos e incondicionales, a todos ellos mi corazón y mi amor por ayudarme a no rendirme y aportar a la materialización de estas metas.

Agradecimientos

En primer lugar, a Dios quien durante años ha brindado las condiciones necesarias para llevar a cabo este proyecto de vida. Al ingeniero Marco Antonio Velazco quien no solo puso su confianza, conocimiento, paciencia y asesoría, sino que brindó de su tiempo de descanso, sus propios equipos de manufactura aditiva y su más sincera disposición y compromiso en ayudarme a concluir este objetivo.

A la familia Guzmán, quien puso a mi disposición su taller, herramientas y ayuda incondicional a la hora de llevar a cabo los ensayos mecánicos. A mi madre, quien durante todos estos años fue la primera en levantarse y la última en acostarse siendo mi apoyo incondicional en todo este proceso. A mis amigos y compañeros quienes durante tantos años fueron ese impulso extra que se requería para concluir este proceso satisfactoriamente. A personas como Lorena, Juan Diego y Andrés Reyes quienes estuvieron prestos a darme su punto de vista y posiblemente sin ellos hubiera sido más difícil culminar este proceso.

TABLA DE CONTENIDO

RESUMEN 11
1 INTRODUCCIÓN 12
2 PLANTEAMIENTO DEL PROBLEMA 14
3 OBJETIVOS 16
3.1 OBJETIVO GENERAL 16
3.2 OBJETIVOS ESPECÍFICOS 16
4 MARCO TEÓRICO Y CONCEPTUAL 17
4.1 ANÁLISIS DE ELEMENTOS FINITOS 17
4.2 MANUFACTURA ADITIVA 17
4.3 VEHÍCULO AÉREO NO TRIPULADO 18
4.4 CLASIFICACIÓN DE LOS DRONES 19
4.5 MATERIAL ORTOTRÓPICO 20
4.5.1 Material ortotrópico y su análisis por elementos finitos 20
5 ESTADO DEL ARTE 21
6 IDENTIFICACIÓN DE GEOMETRÍA, MODELO CAD, CARGAS Y MOMENTOS DE LA PIEZA TIPO TRIDENTE 23
6.1 ANÁLISIS GEOMÉTRICO DEL COMPONENTE ESTRUCTURAL TIPO TRIDENTE 23
6.2 ANÁLISIS Y DEFINICIÓN DE CARGAS Y MOMENTOS DEL SISTEMA Y DEL COMPONENTE ESTRUCTURAL TIPO TRIDENTE PARA EL MODO DRON 27
6.3 ANÁLISIS Y DEFINICIÓN DE CARGAS Y MOMENTOS DEL SISTEMA Y DEL COMPONENTE ESTRUCTURAL TIPO TRIDENTE PARA EL MODO AVIÓN 28
6.4 DEFINICIÓN DE MODELO CAD PARA IMPRESIÓN DEL COMPONENTE ESTRUCTURAL TIPO TRIDENTE 29
6.5 MATERIALIZACIÓN POR MANUFACTURA ADITIVA DEL COMPONENTE ESTRUCTURAL TIPO TRIDENTE. 35

6.6 MATERIALIZACIÓN POR MANUFACTURA ADITIVA DEL COMPONENTE ESTRUCTURAL EN MATERIAL PLA 36
6.7 MATERIALIZACIÓN POR MANUFACTURA ADITIVA DEL COMPONENTE ESTRUCTURAL EN MATERIAL ABS. 38
7 SIMULACIÓN Y COMPORTAMIENTO MECÁNICO DE LA PIEZA TIPO TRIDENTE SOMETIDA A CARGAS DE TRABAJO 41
7.1 ANÁLISIS POR MÉTODO DE ELEMENTOS FINITOS DEL COMPONENTE ESTRUCTURAL TIPO TRIDENTE EN MODO DRON 43
7.2 ANÁLISIS POR MÉTODO DE ELEMENTOS FINITOS DEL COMPONENTE ESTRUCTURAL TIPO TRIDENTE EN MODO AVIÓN 45
7.3 RESULTADOS DEL ANÁLISIS POR MÉTODO DE ELEMENTOS FINITOS DEL COMPONENTE ESTRUCTURAL TIPO TRIDENTE 46
8 ENSAYOS DE RESISTENCIA MECÁNICA DE LA PIEZA TIPO TRIDENTE 55
8.1 MONTAJE EXPERIMENTAL PARA ENSAYOS MECÁNICOS 55
8.2 RESULTADOS DE ENSAYOS MECÁNICOS PARA DETERMINAR LA RESISTENCIA DE LA PIEZA TIPO TRIDENTE 56
9 ANÁLISIS DE RESULTADOS OBTENIDOS POR ELEMENTOS FINITOS Y ENSAYOS DE RESISTENCIA MECÁNICA 60
9.1 ANÁLISIS DE RESULTADOS TEÓRICOS DEL ANÁLISIS POR ELEMENTOS FINITOS 60
9.2 ANÁLISIS DE RESULTADOS PRÁCTICOS OBTENIDOS 61
9.3 ANÁLISIS DE ESFUERZOS CORTANTES 63
CONCLUSIONES 67
BIBLIOGRAFÍA 71

ÍNDICE DE FIGURAS

Figura 1. Subgrupos ala fija y ala móvil 19
Figura 2. Prototipo proyecto 23
Figura 3. Detalle soporte tipo tridente 24
Figura 4. Dimensiones generales de soporte tipo tridente 25
Figura 5. Dimensiones ejes y perforaciones del soporte tipo tridente 26
Figura 6. Espesores del soporte tipo tridente 27
Figura 7. Cargas y momentos definidos para componente tipo tridente en modo dron 28
Figura 8. Cargas y momentos definidos para componente tipo tridente en modo avión 29
Figura 9. Isométrico pieza tipo tridente 30
Figura 10. Posición por defecto y restricciones 31
Figura 11. Posición de impresión número 1 31
Figura 12. Posición de impresión número 2 32
Figura 13. Parámetros de impresión 33
Figura 14. Simulación de impresión número 1 sin soportes 34
Figura 15. Simulación de impresión número 1 con soportes 34
Figura 16. Simulación de impresión número 2 con soportes 34
Figura 17.Manufactura aditiva terminada de los cuatro tridentes 35
Figura 18. Pieza de ABS con defecto de fabricación 36
Figura 19. Impresora Creality Ender 3 V2 37
Figura 20. Proceso de impresión soporte tipo tridente en PLA 37
Figura 21. Impresora Flashforge Adventure 3 38
Figura 22. Warping en primera impresión 39
Figura 23. Warping en segunda impresión 39
Figura 24. Fallas en impresiones del soporte en material ABS 40
Figura 25. Datos de ingeniería material ABS y PLA 43
Figura 26. Soportes fijos, cargas simulando momentos para configuración tipo dron 44
Figura 27. Soportes fijos, cargas simulando momentos para configuración tipo avión 45
Figura 28. Deformación del ABS en la Configuración de Dron 47

Figura 29. Esfuerzo de Von Mises para ABS en la configuración de Dron 47
Figura 30. Carga a fallo de material ABS en configuración de dron 48
Figura 31. Deformación del PLA en la configuración de dron 49
Figura 32. Esfuerzo de Von Mises para PLA en la configuración de dron 49
Figura 33. Carga a fallo de material PLA en configuración de dron 50
Figura 34**.** Deformación del ABS en la configuración de avión 50
Figura 35. Esfuerzo de Von Mises para ABS en la configuración de avión 51
Figura 36. Carga a fallo de material ABS en configuración de avión 51
Figura 37. Deformación del PLA en la configuración de avión 52
Figura 38. Esfuerzo de Von Mises para PLA en la configuración de avión 52
Figura 39.Carga a fallo de material PLA en configuración de avión 53
Figura 40. Montaje experimental para ensayos mecánicos 55
Figura 41. Prueba mecánica ABS en la configuración de dron 56
Figura 42. Prueba mecánica ABS en la configuración de avión 57
Figura 43. Prueba mecánica PLA en la configuración de dron 58
Figura 44. Prueba mecánica PLA en la configuración de avión 59
Figura 45. Ensayos mecánicos del material ABS 61
Figura 46. Aplastamiento en ensayos mecánicos del Material PLA 62
Figura 47. Deformación plástica en el material PLA 62
Figura 48. Esfuerzo cortante máximo para configuración dron 64
Figura 49. Esfuerzo cortante máximo para configuración dron 65

ÍNDICE DE TABLAS

Tabla 1. Propiedades mecánicas y físicas del PLA (ácido poli láctico) 42
Tabla 2. Propiedades mecánicas, térmicas y físicas del ABS (Acrilonitrilo Butadieno Estireno) 42
Tabla 3. Resultados Torque y Fuerza de Fluencia Simulaciones 53
Tabla 4. Resultados Esfuerzos de Von Mises Simulaciones 54
Tabla 5. Resultados de los análisis por elementos finitos 60
Tabla 6. Resultados de ensayos mecánicos 63

RESUMEN

Partiendo del concepto ingenieril de mejorar constantemente procesos, desarrollando de manera permanente aspectos de producción, eficiencia y costos, en el campo del análisis estructural siempre han sido ejes fundamentales los ensayos prácticos y la base teórica que los soporta. Para los ensayos prácticos, resulta importante la selección del material, el cual se pone a prueba y a través de ensayos se validan sus propiedades garantizando que es adecuado para el diseño. Lo que se mencionó anteriormente, en ocasiones se ve respaldado por un prototipado rápido que contribuye a la revisión de geometrías y fiabilidad del diseño. Por otra parte, la base teórica actualmente se ve afianzada por un aporte de análisis computacional, que da aproximaciones de comportamientos teóricos y reales.

Uniendo todos los conceptos anteriormente mencionados en el presente trabajo de grado, para optar por el título de ingeniero mecánico, se estará evaluando estructuralmente un componente tipo soporte que hace parte del diseño de prototipo aéreo no tripulado del proyecto AKXO. Actualmente se desea tener datos de resistencia del soporte estructural tipo tridente, que es usado tanto en el prototipo de avión, como para el prototipo de dron. Para este trabajo se toma el componente estructural mencionado, el cual esta manufacturado por impresión 3D y será objeto de pruebas para determinar su condición estructural frente a las condiciones de trabajo. A lo largo del documento se pretende determinar si la estructura tipo tridente soportará la carga de trabajo a la que será sometida, evaluándola por análisis de elementos finitos para todas las configuraciones posibles, construyendo un montaje experimental que permita poner a prueba los soportes a través de ensayos mecánicos y llevando a cabo un análisis de esfuerzos cortantes. Además, se busca llegar a describir los materiales y métodos de impresión utilizados en el estudio, así como los resultados obtenidos. Todo esto esperando aportar al proyecto AKXO, donde se busca solucionar una problemática del transporte urbano, a través de vehículos aéreos autónomos, mejorando la calidad de vida de las personas y ofreciendo un medio veloz, eficiente y autónomo que a su vez aporte al medio ambiente.

PALABRAS CLAVES: MANUFACTURA ADITIVA, SOPORTE TIPO TRIDENTE, ANALISIS POR ELEMENTOS FINITOS, ENSAYO MECANICO.

1 INTRODUCCIÓN

A lo largo de la historia del diseño estructural se ha experimentado una constante evolución y búsqueda de la optimización de procesos; este desarrollo también invita a generar una transformación de los métodos analíticos que se utilizan para este propósito. Dentro de todo diseño siempre se requerirá satisfacer factores como la seguridad, el costo y la minimización de condiciones físicas como el peso, el volumen, entre otras. Se ha establecido que el progreso en el análisis y el desarrollo de las estructuras mecánicas se centra en la disponibilidad de programas, así como en la interacción entre software de análisis y software CAD(Gallagher, 1985). En consecuencia, un estudio a fondo de cualquier estructura a través de software especializado siempre será una característica innovadora en la industria.

Otro aspecto que ha venido evolucionando es el uso de procesos de manufactura avanzados en las estructuras, lo que promueve el uso de geometrías complejas y hace más eficientes los diseños. En la actualidad, es posible la impresión de una gran cantidad de materiales, lo que, junto con el software CAD, lo hace una opción muy viable para la fabricación de estructuras (Castro Cruces, 2021). Se espera que la combinación de la manufactura aditiva para elementos estructurales, respaldada por el análisis de elementos finitos, produzca un efecto beneficioso en la implementación de estas tecnologías en el prototipado de estructuras. La aplicación de este tipo de tecnologías contribuirá al desarrollo de conocimiento y fomentará la eficiencia en los usos en los diferentes campos de la industria, innovación y academias.

Hablar de manufactura aditiva, directamente conlleva a relacionarla con los materiales ortotrópicos. Al ser un proceso de fabricación por capas y fibras suelen presentar propiedades mecánicas y térmicas ortotrópicas. Comúnmente determinar las propiedades de estos materiales se realiza por medio de caracterizaciones de material, donde a través de probetas, ensayos y simulaciones se discrepan las propiedades correspondientes a cada material. Es notable que en una caracterización se deben validar los resultados teóricos y prácticos y estos a su vez deben concordar (León-Becerra et al., 2020). Todas estas investigaciones permiten a su vez la predicción del comportamiento estructural de las piezas de fabricación aditiva.

Mediante este proyecto se pretende brindar apoyo en el desarrollo del prototipo del vehículo dron AKXO. La determinación de cargas de trabajo de la pieza tipo tridente para el proyecto vehículo volador denominado AKXO, será de gran impacto a nivel estructural, no solo resolviendo dificultades, sino también haciendo que el diseño sea más eficiente. En coherencia con los objetivos del proyecto AKXO, se verán beneficiados con menos restricciones geométricas y tiempo en producción de manufactura, además, un elemento estructural más fiable y de ser posible, una estructura más eficiente y económica.

2 PLANTEAMIENTO DEL PROBLEMA

En la actualidad los vehículos aéreos son una alternativa innovadora para llevar a cabo varias actividades. Entre los principales problemas a resolver se encuentra el transporte de personas, bienes y mercancías, ofreciendo un medio veloz y eficiente en comparación con otras formas de transporte. La principal ventaja de este tipo de transporte es que serán completamente autónomos, lo que requerirá un importante aporte en automatización, además de requerir un monitoreo y control más exhaustivo (Nogués et al., 2021). A pesar de las barreras sociales, tecnológicas y de infraestructura, es una opción viable a mediano plazo para el transporte.

La llamada "cuarta revolución industrial" requiere pensar en un futuro más eficiente con el uso y producción de recursos, bienes y servicios. La fabricación de productos aditivos es un factor esencial en la industria del futuro, ya que este tipo de producción contribuye significativamente en la cantidad de piezas que se pueden manufacturar, a la par que avanza en la cantidad de materiales que se pueden sintetizar a través de estos procesos (León B et al., 2020, pp. 161–176). Como resultado, el proyecto actual pretende abordar esta cuarta revolución y analizar el soporte estructural centrado en la facilidad y uso de software de elementos finitos pensando en la practicidad de construcción que brinda la manufactura aditiva.

En la Universidad Panamericana de México, concretamente en el Campus Guadalajara, en la actualidad se lidera el proyecto de vehículo volador denominado AKXO. Este proyecto se fundamenta en la idea de un vehículo aéreo que pueda optimizar el tiempo en el transporte; los objetivos principales del proyecto son: (a) que la aeronave pueda permanecer treinta minutos en el aire, (b) no ocupar más de tres metros de diámetro esférico y (c) desplazarse aproximadamente cuarenta kilómetros. En la actualidad, están próximos a probar la tercera versión de su prototipo, el cual se terminará de construir y ensayar en julio, según lo proyectado. (Universidad Panamericana, 2020).

Con el propósito de aportar al campo de la manufactura, en este caso aditiva, y al uso de herramientas que hacen más eficientes los procesos que la componen, se plantea el desarrollo de

un modelo analizado por elementos finitos, que permitirá obtener datos y valores más cercanos a la realidad de cómo se comportará una pieza manufacturada. En consecuencia, surge el problema de analizar el componente estructural tipo tridente, el cual deberá soportar cargas de tipo vivas, muertas y fuerzas del viento. Esta estructura, que se analizará mediante elementos finitos, forma parte de la tercera versión del prototipo de vehículo aéreo no tripulado perteneciente al proyecto de auto volador denominado AKXO.

3 OBJETIVOS

3.1 OBJETIVO GENERAL

Determinar el comportamiento bajo cargas de trabajo de la pieza tipo tridente para el vehículo Dron AKXO.

3.2 OBJETIVOS ESPECÍFICOS

- Simular el comportamiento mecánico de la pieza tipo tridente sometida a cargas de trabajo.
- Realizar ensayos para determinar la resistencia mecánica de la pieza tipo tridente.
- Validar el modelo obtenido por elementos finitos con los resultados obtenidos de los ensayos de resistencia mecánica.

4 MARCO TEÓRICO Y CONCEPTUAL

4.1 ANÁLISIS DE ELEMENTOS FINITOS

El método de los elementos finitos es la división de un medio en pequeños elementos conectados por nodos, que permite por medio de sistemas de ecuaciones algebraicas lineales pasar de un medio continuo con infinitos grados de libertad a uno con grados de libertad finitos. En palabras simples el método de elementos finitos hace una abstracción de la realidad en un lenguaje matemático, por medio del cual, se proporcione la información necesaria para dar una aproximación a los comportamientos de la realidad a través de un conjunto de ecuaciones (Otero Pereiro, 2006). Dentro de los principales ejes del método de los elementos finitos se encuentra el campo estructural, por consiguiente, las estructuras suelen clasificarse en sistemas discretos o continuos. Todo esto debido a que al para iniciar el proceso de cálculo siempre será necesario definir el esquema o modelo de cálculo en el que la estructura se idealizará (Celigüeta Lizarza, 2000).

En la actualidad, herramientas como son los softwares de análisis de elementos finitos suelen ser la elección principal para diseñar. Estos softwares ofrecen interfases amigables con los usuarios, que una vez se familiarizan, facilitan el uso de software y a su vez brindan precisión y confiabilidad de los estudios realizados en los programas. Otro aspecto importante es el estudio de problemas de diferentes naturalezas y condiciones, además, del beneficio de su facilidad de enlace con programas CAD. A pesar de ser una opción viable de evaluación y diseño, su constante innovación en versiones normalmente trae consigo exigencias computacionales muy altas, siendo esta una de las pocas desventajas de los softwares de análisis de elementos finitos (Galeano et al., 2007).

4.2 MANUFACTURA ADITIVA

La manufactura aditiva surge junto con la primera impresora 3D creada en 1984 por Systems Corporation. Desde su creación, su aceptación ha sido tal que para 2015 aumento un 52% más que en su año anterior, siendo una industria que movió en Estados Unidos más de 5000 millones de dólares. Esta manufactura es un método de producción avanzado por medio del cual, a partir de una pieza digital previamente modelada se deposita con ayuda de la impresora, capas de material

formando la pieza tridimensional. Su funcionamiento es lo que la convierte en una manufactura atractiva en la actualidad, ya que permite producir una gran cantidad de bienes en menos tiempo y con un ahorro significativo en materiales y recursos (Christoph et al., 2016).

Existen actualmente diversas herramientas para el desarrollo tecnológico y científico, no obstante, si se estudia el área del prototipado, el proceso de manufactura que prima será la impresión 3D. Al considerar factores tales como la facilidad de diseño e impresión, los tiempos de materialización y la cantidad de materiales que se pueden usar, es sencillo determinar a la manufactura aditiva como la más viable a participar en los diferentes procesos de enseñanza, desarrollo científico y tecnológico. A pesar de la viabilidad de este proceso de manufactura, se deben considerar cinco factores principales, que son la temperatura de impresión y ambiente, colocación inadecuada del objeto en a bandeja de impresión, un modelado inadecuado, obstrucción en las boquillas y fallas eléctricas o mecánicas (Juarez et al., n.d.). La manufactura aditiva es un proceso de producción factible cuando se trata de generar conocimiento tecnológico y científico, ofreciendo materialización desde polímeros a metales y brindando tiempos de producción muy competentes.

4.3 VEHÍCULO AÉREO NO TRIPULADO

Los vehículos aéreos no tripulados, más conocidos como Drones, son naves de menor tamaño en comparación con otras aeronaves tripuladas. Estos vehículos se manipulan de forma controlada y generalmente son impulsados por motores (Rivera Gutiérrez et al., 2022). Su funcionamiento no resulta diferente al de cualquier vehículo aéreo, consta de hélices y motores, la diferencia radica en que el navegado se realiza a través de un control o por una ruta programada previamente por un GPS.

La mayoría de su historia se encuentra marcada por la guerra y los conflictos bélicos, su primer uso se registró en Australia durante 1849, donde globos no tripulados cargados con bombas se usaron en Venecia. A partir de allí, en las diferentes guerras se empezaron a utilizar con diferentes propósitos como espionaje, fotografías y el lamentable uso armamentístico. En muchos aspectos se puede atribuir a Nikola Tesla, el dron de la actualidad, ya que demostró que se pueden controlar vehículos a través de ondas radio magnéticas y esta técnica fue perfeccionada hasta obtener el

vehículo aéreo de hoy en día. Actualmente, los usuarios de estas aeronaves las emplean en actividades más positivas que en sus inicios, tareas como la producción de vídeos, fotografía, repartición de productos, ayuda humanitaria, usos en agricultura e incluso reemplazo de humanos en actividades de alto riesgo; estos son solo algunos de los muchos aportes benéficos que se logran con la tecnología mencionada (Delgado, 2017).

4.4 CLASIFICACIÓN DE LOS DRONES

Los drones pueden clasificarse en función de diversas características, pero en esencia existen tres principales como son el (a) uso del dron; (b) el método de control y (c) la forma de sustentación (Ledesma et al., 2019). Con respecto al uso del dron, se clasifica por la utilidad y el área en la que se emplea la aeronave, por ejemplo, la milicia, la agricultura, la exploración, entre otros. Se entiende que el método de control es una clasificación que se basa en la forma de pilotar, ya sea manual, asistido, automático o autónomo. Por último, la clasificación por su forma de sustentación, que es donde se separa el vehículo de acuerdo con el diseño que usa para mantenerse en el aire, se divide en dos grupos, drones de ala fija y ala móvil, que a su vez se dividen en subgrupos observados en la Figura *1*.

Figura 1. Subgrupos ala fija y ala móvil



Fuente: REUTER, Fabian y PEDENOVI, Amilcar. Clasificación de drones [imagen]. Los drones y sus aplicaciones a la ingeniería. Facultad de Ciencias Forestales UNSE. 2019. p. 8. Disponible en: https://fcf.unse.edu.ar/wp-content/uploads/2014/07/SD-43-Drones-y-su-aplicacion-a-la-ingenieria-REUTER_r.pdf

4.5 MATERIAL ORTOTRÓPICO

A nivel de ingeniería, el análisis y estudio de los materiales que componen un diseño, así como sus propiedades y clasificación, son esenciales para desarrollar el mismo. A lo que respecta a los materiales, es importante señalar que estos pueden clasificarse en función de su estructura en materiales homogéneos, heterogéneos, isotrópicos, ortotrópicos y anisotrópicos, donde destacan sus diferencias en propiedades mecánicas y térmicas dependiendo de su configuración estructural. Un material ortotrópico es, por supuesto, aquel que presenta propiedades, principalmente mecánicas y térmicas, diferentes a partir de cada dirección de prueba. Comúnmente, estos son materiales compuestos y su estructura está en forma de fibras (Hernández et al., 2002). Este tipo de materiales son fundamentales en la ingeniería y en la fabricación de diseños y componentes, ya que permiten obtener entre otras cosas, estructuras que puedan soportar diferentes tipos de fuerzas en diferentes direcciones.

4.5.1 Material ortotrópico y su análisis por elementos finitos.

El análisis por elementos finitos es una herramienta ampliamente utilizada en la ingeniería para el diseño y estudio de estructuras y componentes mecánicos. El análisis mediante elementos finitos permite obtener resultados consistentes, dar cierto grado de confianza y una evaluación más aproximada a la realidad**(Patiño & Corz, 2018)**. Los materiales ortotrópicos son aquellos que presentan distintas propiedades mecánicas en diferentes direcciones, lo que los hace más complejos de evaluar mediante elementos finitos que los materiales isotrópicos. Para analizar un material ortotrópico con elementos finitos, se deben tener en cuenta las propiedades mecánicas, térmicas, químicas, ópticas, entre otras, que varían en las diferentes direcciones. Sintetizando, para el análisis por elementos finitos de estructuras y componentes construidos con materiales ortotrópicos, se debe considerar la orientación de las fibras del material, definir las propiedades del material en cada dirección y considerar la orientación de las fibras.

5 ESTADO DEL ARTE

El método de aproximación numérica utilizado para encontrar soluciones a problemas físicos, conocido como Método de los Elementos Finitos (MEF), cuenta con una historia reciente si se compara con los métodos de discretizado que usaban los egipcios, griegos o en oriente medio antes de Cristo. Fue con el comienzo de la computación, en la década de 1950, que se empieza a denominar MEF a los métodos de aproximación numérica. El principal eje de la aparición de los cálculos por elementos finitos fue el diseño estructural, y posteriormente se extendió a muchos otros tipos de sistemas (Nápoles Padrón et al., 2015). Esta herramienta contribuyó significativamente al diseño asistido por computadora y en la actualidad la industria cuenta con este método como la herramienta principal a la hora de diseñar e innovar.

En lo que respecta al caso de estudio particular, se examina la tesis doctoral (Ayensa Pardo et al., 2011) donde se realiza un análisis de elementos finitos con el propósito de estudiar el comportamiento de estructuras históricas de fábrica. A lo largo del documento se analiza un pórtico continuo y una cúpula de la Iglesia de San Sebastián ubicada en el pueblo de Piedratajada, Zaragoza. El documento se puede repartir en dos partes, (a) un análisis gráfico y experimental de la estática, donde se hace un estudio de límite y coeficiente de seguridad; (b) una segunda parte, donde se desarrolla la metodología propuesta y a partir de mallados se realiza el análisis por elementos finitos, mediante el cual se evalúa la seguridad estructural de los dos componentes seleccionados. Los resultados concluyen que el análisis de la primera parte es coherente en cuanto a la situación de equilibrio, sin embargo, la evaluación de la estructura reveló que cargas vivas de nieve o viento no se contemplaron en el diseño original y no tienen un impacto significativo como sobrecarga. En cuanto al uso del método de elementos finitos, se concluye que es una herramienta que proporciona una gran cantidad de información y, por ende, se puede comprender mejor el comportamiento y factores como el "coeficiente de seguridad geométrico" en general.

Hoy en día existe una tendencia al uso de materiales compuestos para estructuras, debido a que dichos materiales suelen ofrecer unas características y propiedades mecánicas peculiares. En (Oñate, 2002) los modelos multilaminados se evalúan mediante el cálculo de vigas planas y

elaboran un estudio de elementos finitos más completo y profundo. Aunque este análisis no es computacional, concluyó que un mallado más amplio de forma triangular y de seis nodos proporcionaría una información más acertada. Un caso similar es el que se observa en el estudio de (León B et al., 2020) acerca de materiales compuestos producidos por la manufactura aditiva en el que se evalúan las causas, daños y fallas posibles. Se describen los materiales utilizados, la caracterización de estos y las tipologías de falla, utilizando métodos numéricos, analíticos y computacionales enfocados en la predicción de falla, para llegar a unas conclusiones fundamentadas en esto. Una vez que fueron analizados por elementos finitos, se determinó que es un acierto establecer una relación entre los parámetros de manufactura y las propiedades mecánicas mediante métodos de elementos finitos, lo que permite producir materiales y procesos más fiables y eficientes.

Otro aspecto clave es el planteado por (Bravo Ríos, 2020)en la tesis “optimización topológica del soporte de las puertas de un motor de avión para su fabricación por manufactura aditiva”, donde se parte del concepto de optimización de estructuras, haciéndolas más ligeras sin afectar sus propiedades mecánicas. El autor menciona diversos métodos de optimización topológica, realiza un estudio del diseño actual identificando oportunidades de mejora, un análisis por elementos finitos y, finalmente, concreta el proceso de optimización topológica. Se halló una reducción de 0,301 kg con el rediseño optimizado y mediante el análisis de elementos finitos, se obtuvo en la validación estructural que la reducción de masa realizada no afecta la capacidad de carga.

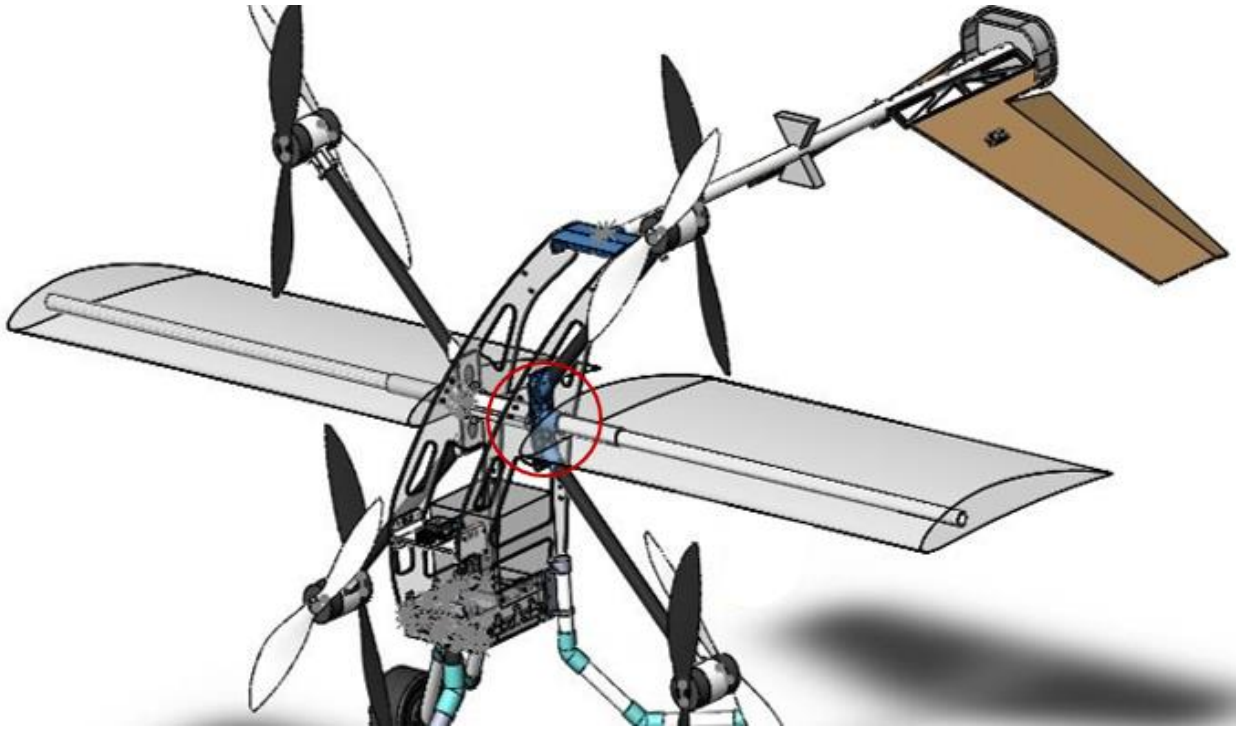
Por último, los trabajos revisados invitan a comprender la necesidad de explorar más el campo de la manufactura aditiva junto con los componentes estructurales, sustentando su uso viable a partir de métodos de análisis más completos. El análisis estructural no solo es esencial para la integridad de las personas y máquinas, sino que, como se ha evaluado, es una oportunidad de mejora en la utilización y producción de bienes, lo que abre el camino a los procesos de manufactura avanzados. Según lo investigado, se justifica el uso de la manufactura aditiva, ya que permite diseñar y fabricar geometrías complejas, lo cual produce un beneficio económico y lo hace eficiente. Por consiguiente, es adecuado el análisis del componente estructural tipo tridente por elementos finitos, ya que no se ha llevado a cabo un análisis exhaustivo que pueda proporcionar valores de confiabilidad, seguridad estructural y oportunidades de mejora.

6 IDENTIFICACIÓN DE GEOMETRÍA, MODELO CAD, CARGAS Y MOMENTOS DE LA PIEZA TIPO TRIDENTE

6.1 ANÁLISIS GEOMÉTRICO DEL COMPONENTE ESTRUCTURAL TIPO TRIDENTE

La evaluación geométrica se basa en la ubicación espacial del componente en el prototipo. El soporte tipo tridente se encuentra ubicado, como se observa en la Figura 2, en el centro de la estructura. El objetivo de este soporte es mantener las bases que sujetan las hélices superiores e inferiores, así como brindar el apoyo a la estructura sobre la que se apoyan las alas. Se contará con dos piezas tipo tridente de dimensiones y características iguales, las cuales se encontrarán ubicadas en cada costado del prototipo como se evidencia en la Figura 2 y en esta posición sufren el efecto de los torques y cargas correspondientes.

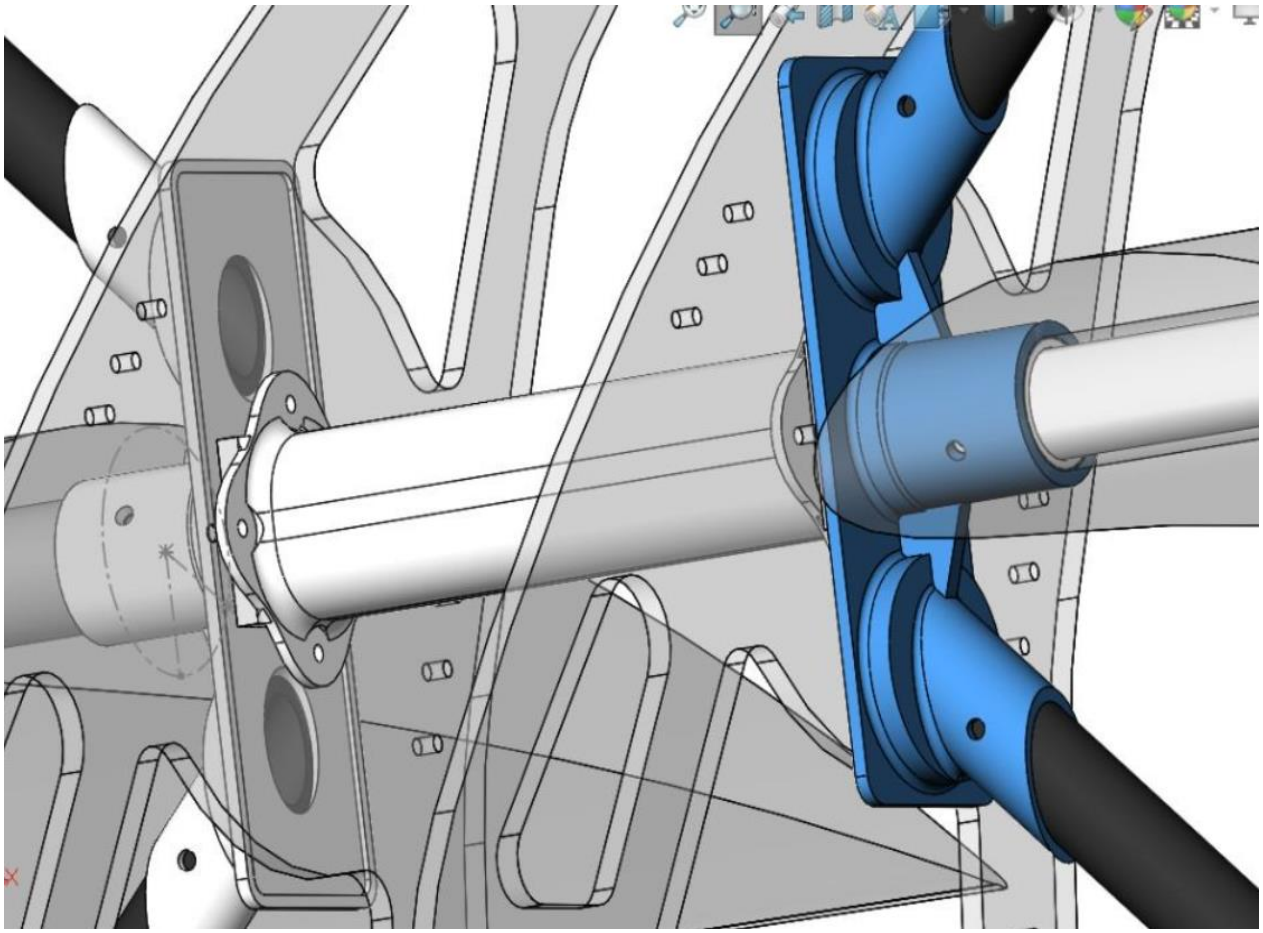
Figura 2. Prototipo proyecto



Fuente*:* TAPIA, Fidencio. Sin nombre [imagen]. AKXO. Facultad de Ciencias Forestales UNSE. Sin Fecha. Disponible en: https://aakxo.wordpress.com/

A continuación, si se observa la Figura 3, se encuentra que la pieza tipo tridente se encuentra fija a la base central mediante pernos, por ende, se considera esta la base del tridente como la superficie que está fijada al fuselaje.

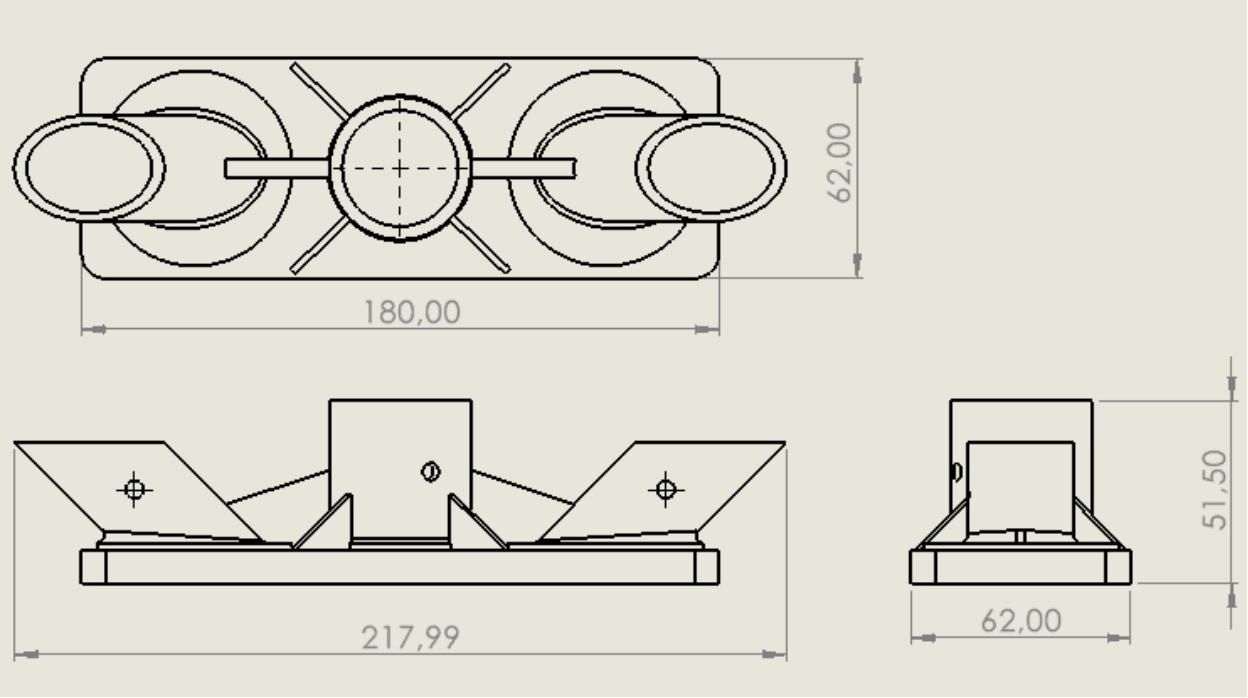
Figura 3. Detalle soporte tipo tridente



Fuente*:* TAPIA, Fidencio. Sin nombre [imagen]. AKXO. Facultad de Ciencias Forestales UNSE. Sin Fecha. Disponible en: https://aakxo.wordpress.com/

A nivel dimensional, si se observa la Figura 4, se dispone de una altura máxima de 51,5 mm, y se obtiene una longitud de base de 180 mm. No obstante, se analiza que existe una longitud total, que incluye perfiles cilíndricos oblicuos de 217,9 mm, y una profundidad de 62 mm. Estos datos ayudan a determinar el equipo de manufactura aditiva adecuado respecto a tamaños adecuados para la impresión.

Figura 4. Dimensiones generales de soporte tipo tridente



Fuente: elaboración propia.

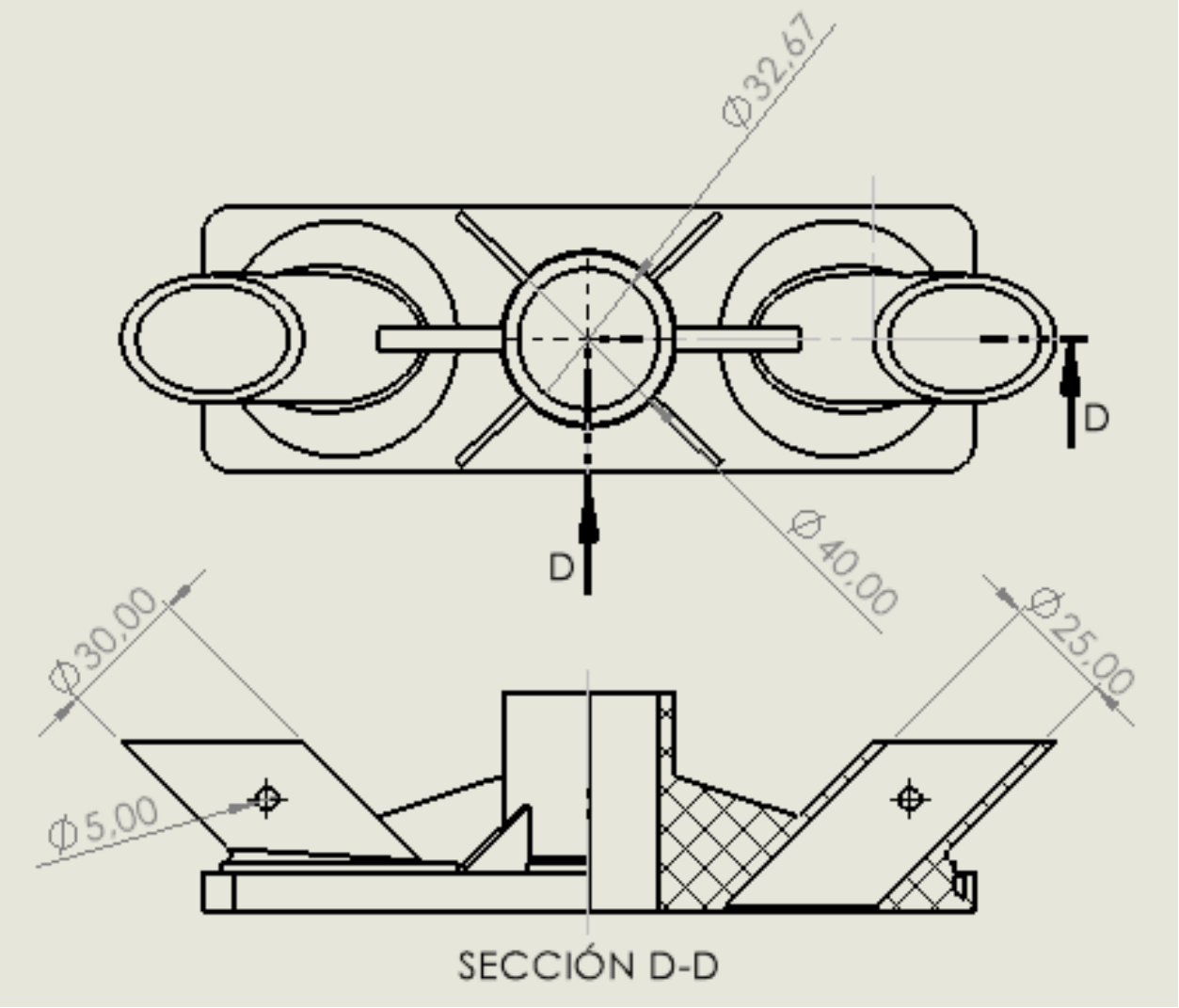
En cuanto a los orificios se usarán para insertar los ejes que van a las hélices, que debido a la inclinación se observa de forma elíptica como muestra la Figura 5. Inicialmente los ejes inclinados que van a las hélices cuentan con un diámetro interno de 25 mm y un diámetro externo de 30 mm, lo que da un espesor de pared de 2,5 mm.

Respecto al diámetro del eje central en el cual van soportadas las alas cuenta con un diámetro interno de 32,67 mm y un diámetro externo de 40 mm, lo que indica un espesor de pared correspondiente a 3,66 mm. Además, se observan orificios que tienen un diámetro de 5 mm en cada una de las perforaciones realizadas, esto para ubicar los pernos y asegurar la unión de las estructuras.

Para concluir se examinan los espesores del soporte, donde se recuerda que los cilindros inclinados cuentan con un espesor de 2,5 mm y el cilindro central de 3,66 mm. Se observan dos nervaduras o costillas que van de los cilindros inclinados al cilindro central y tienen un espesor de 5 mm, como

se muestra en la Figura 6. Además, en la misma figura se muestran cuatro nervaduras adicionales que van de la base al cilindro central, que tienen un espesor de 2 mm. Finalmente, el espesor de la base tiene una medida de 9.5 mm.

Figura 5. Dimensiones ejes y perforaciones del soporte tipo tridente

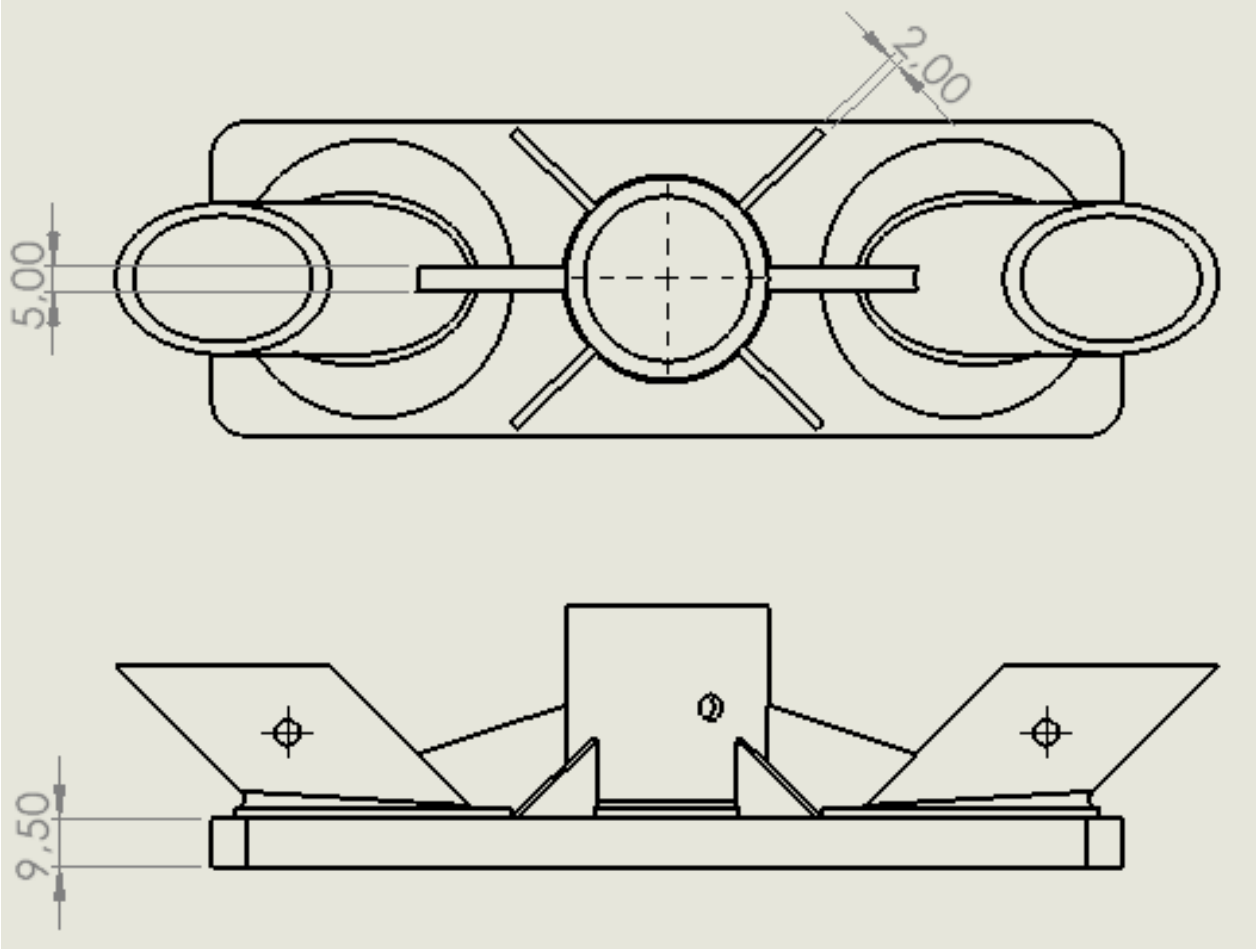


Fuente: elaboración propia.

Por último, debe entenderse que a pesar de que las dimensiones serán las mismas, el soporte tipo tridente se analizará desde dos configuraciones, las cuales son tipo Dron y tipo Avión que pueden ocasionar cargas distintas. El análisis desde la configuración tipo Dron corresponde a las hélices apuntando hacia arriba o vertical para lograr un despegue horizontal. Por ende, el análisis del tipo

avión corresponde a las hélices en posición horizontal para desplazarse hacia adelante una vez ha alcanzado la altura de vuelo.

Figura 6. Espesores del soporte tipo tridente



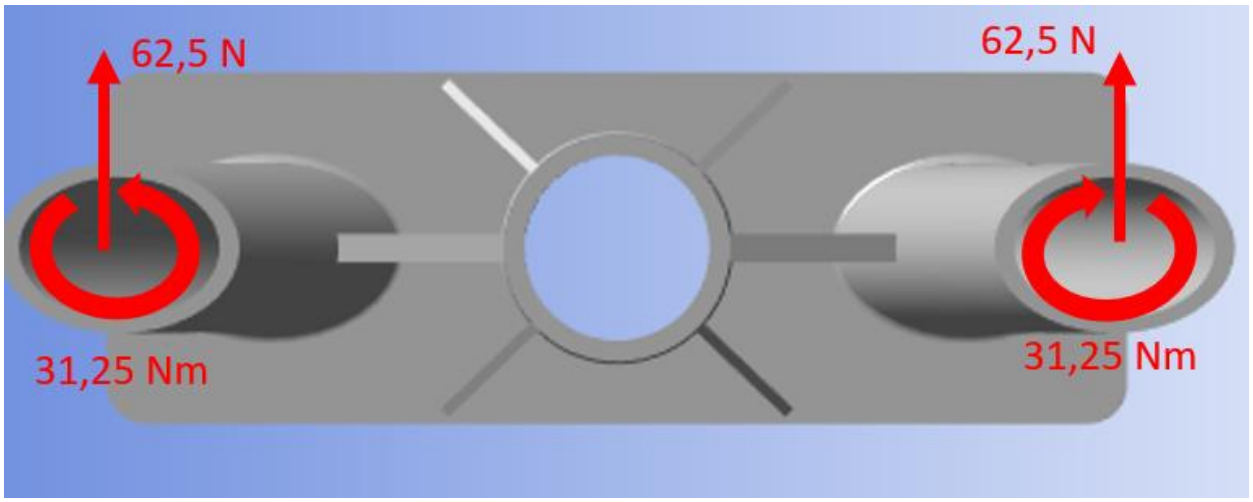
Fuente: elaboración propia.

6.2 ANÁLISIS Y DEFINICIÓN DE CARGAS Y MOMENTOS DEL SISTEMA Y DEL COMPONENTE ESTRUCTURAL TIPO TRIDENTE PARA EL MODO DRON

Definiendo las cargas a las que se encuentran sometida la pieza tipo tridente para la modalidad del dron, se considera que las hélices ocasionan cargas mecánicas sobre la pieza tridente. Estas cargas se definen como se observa en la Figura 7, donde se aprecia un momento que es producto de la

rotación de las hélices y una carga que es causada por las fuerzas ideales a las que se somete las mismas al desplazarse.

Figura 7. Cargas y momentos definidos para componente tipo tridente en modo dron



Fuente: elaboración propia.

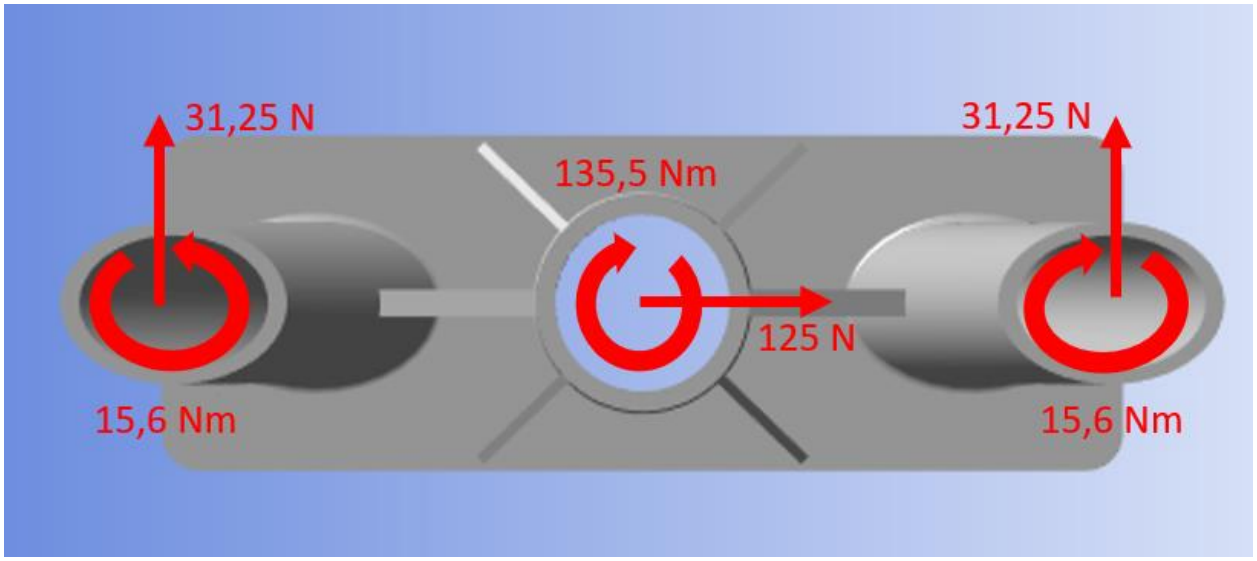
Es de tener en cuenta que, teniendo en cuenta las restricciones de pruebas mecánicas, para efectos de simulaciones y ensayos mecánicos solo se considerarán los torques de 31,25 Nm.

6.3 ANÁLISIS Y DEFINICIÓN DE CARGAS Y MOMENTOS DEL SISTEMA Y DEL COMPONENTE ESTRUCTURAL TIPO TRIDENTE PARA EL MODO AVIÓN

Por otra parte, las cargas correspondientes a las que se encuentra sometida la pieza tipo tridente en la modalidad de avión se definen como se observa en la Figura 8, donde se evidencia un momento que es producto de la rotación de las hélices y una carga que es causada por las fuerzas ideales a las que se someten las hélices al desplazarse. Resalta la diferencia respecto al modo Dron en que el eje central está sometido a momentos y cargas. La carga se debe al peso que debe elevar y el momento al que se ven sometidos los soportes de las alas. Tanto las cargas de modo avión y de modo dron se reciben como datos de diseño dados por la parte interesada.

Bajo el mismo criterio de la configuración del Capítulo 6.2 en cuanto a simulaciones y ensayos mecánicos solo se considerarán los eventos críticos correspondientes a los torques de 15,6 Nm y 135,5 Nm.

Figura 8. Cargas y momentos definidos para componente tipo tridente en modo avión

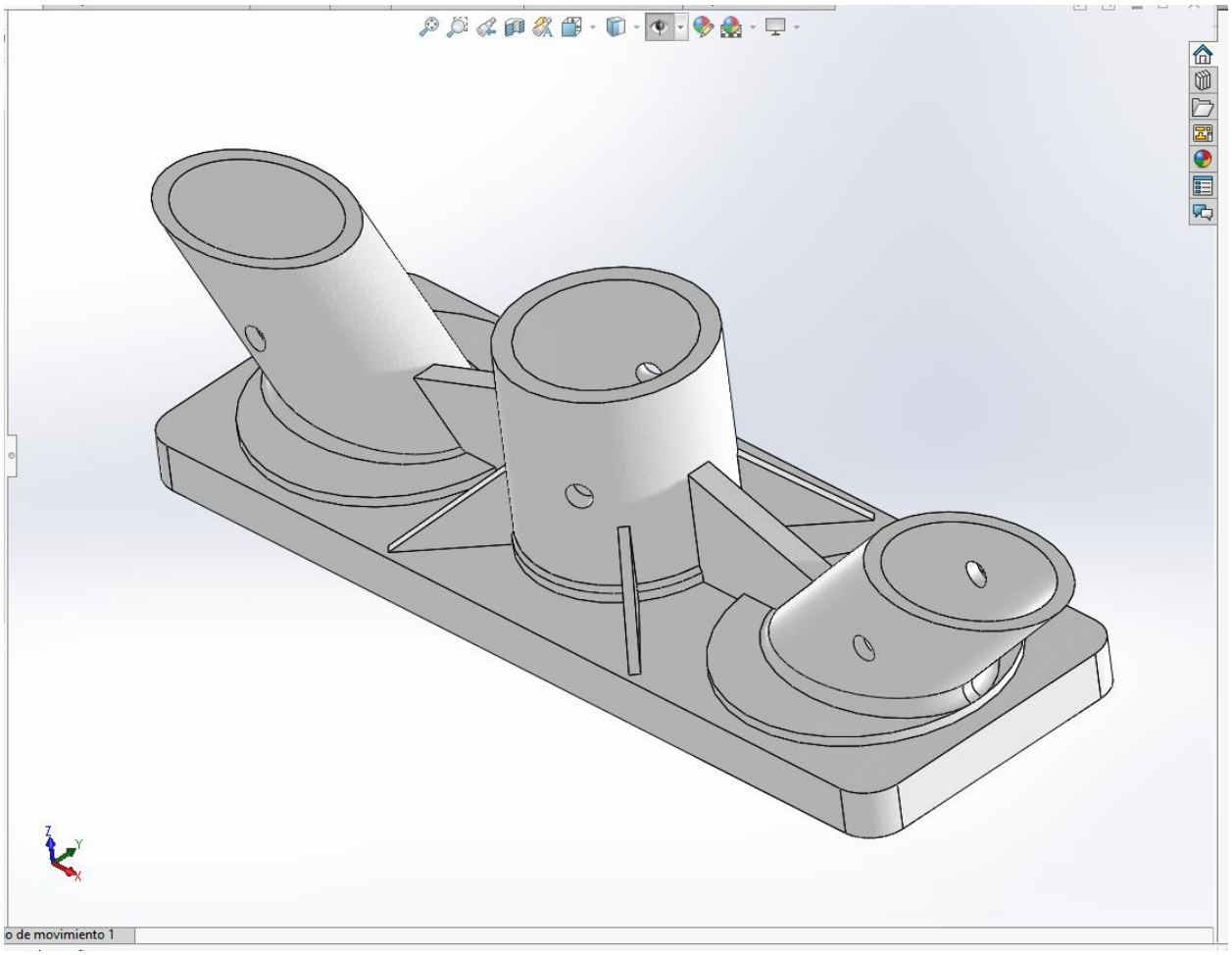


Fuente: elaboración propia.

6.4 DEFINICIÓN DE MODELO CAD PARA IMPRESIÓN DEL COMPONENTE ESTRUCTURAL TIPO TRIDENTE

Con respecto a la definición del modelo CAD, se dispone de unas medidas previamente establecidas de la pieza tridente que se observa en Figura 9. Este modelo CAD fue realizado en el software SolidWorks respetando las dimensiones previamente establecidas por el prototipo AKXO. A partir del modelo CAD se genera el archivo en formato STL para que se ajuste al software de laminado o *slicer* CURA 4.5.0 para hacer el proceso de manufactura aditiva.

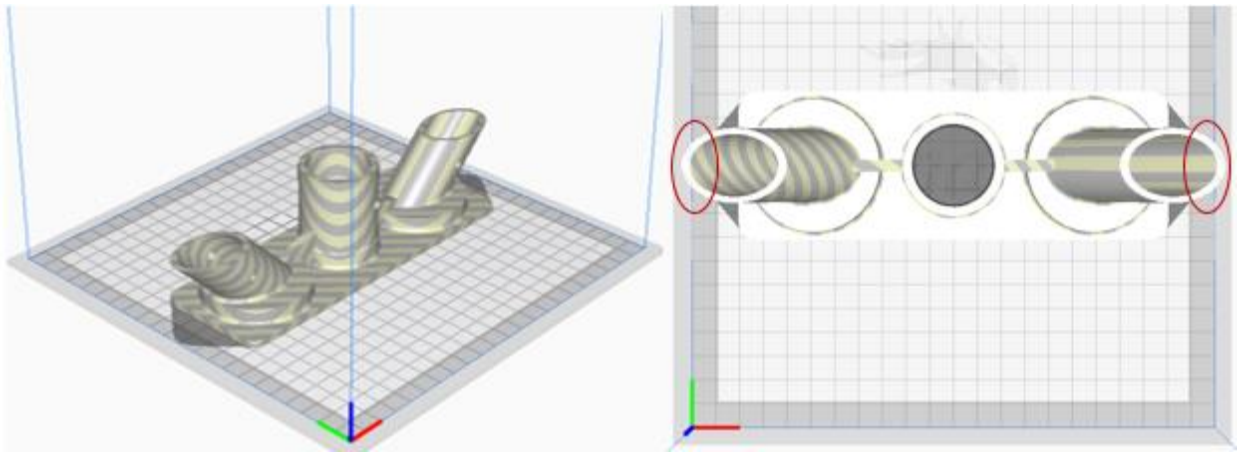
Figura 9. Isométrico pieza tipo tridente



Fuente: elaboración propia.

La primera actividad fue configurar los datos de la impresora en el Software de la manera adecuada para determinar las posibles posiciones de impresión. Se configuraron las medidas de plancha y las opciones necesarias para la impresora Creality modelo Ender-3 V2. El software, por defecto, siempre ubica la pieza en la posición central que se observa en Figura 10, donde se observa que la pieza tridente sobresale de los límites de impresión de la plancha. Además, se debe tener en cuenta que esta pieza se realizará en dos polímeros que son ABS genérico (acrilonitrilo butadieno estireno) y PLA genérico (ácido poliláctico).

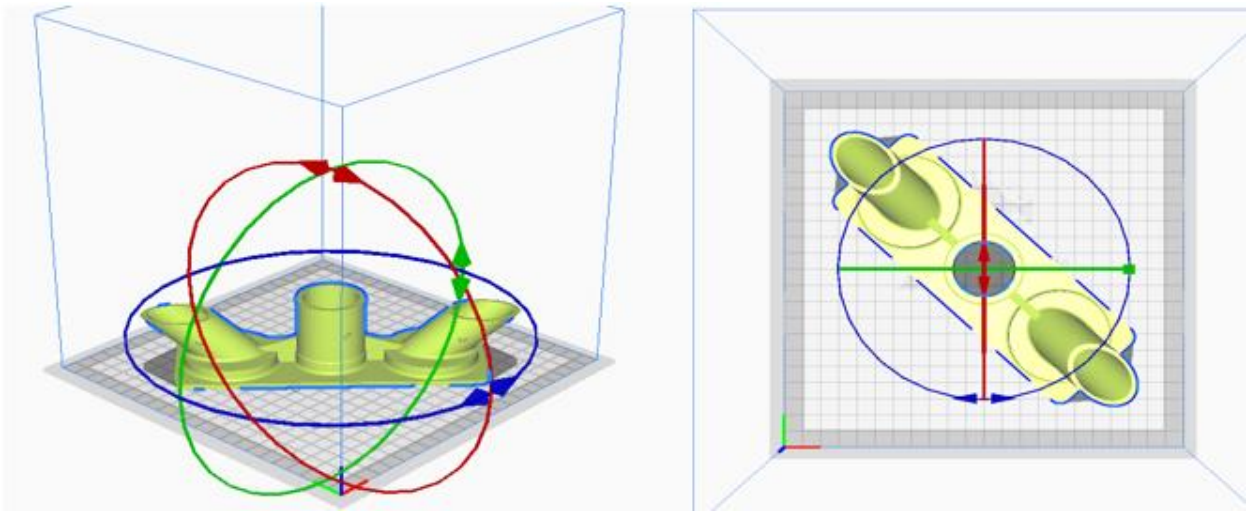
Figura 10. Posición por defecto y restricciones



Fuente: elaboración propia.

Teniendo en cuenta la configuración, se proponen dos formas de impresión donde el soporte se ubicaría adecuadamente en la cama de impresión, evitando que la pieza quede incompleta a la hora de imprimir. En la primera posición que se observa en la Figura 11, se rotó la pieza 45° en el plano XY de la posición inicial y se mantuvo la base sobre la plancha.

Figura 11. Posición de impresión número 1

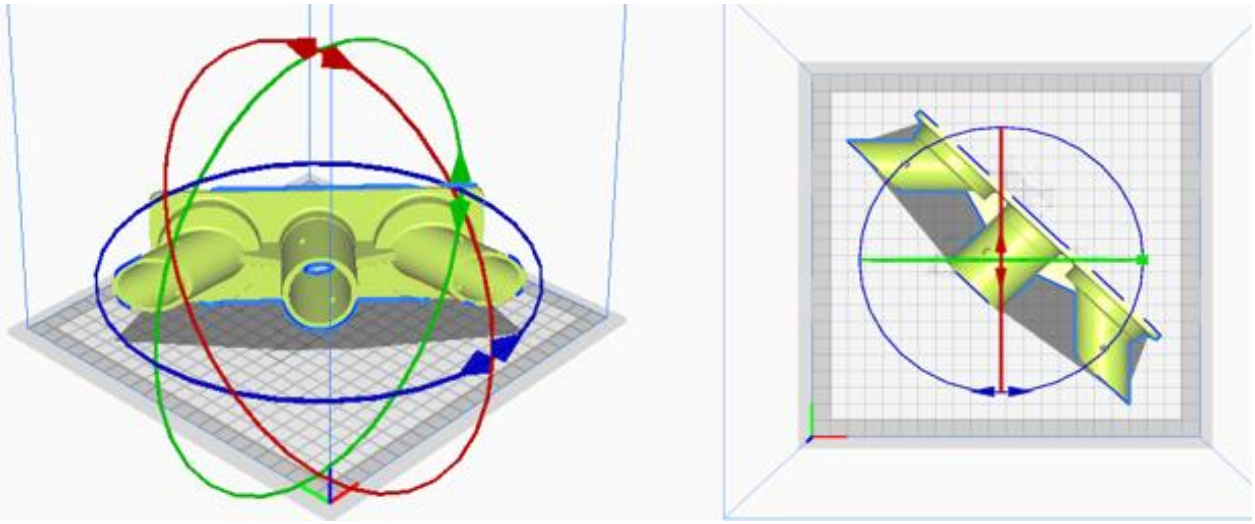


Fuente: elaboración propia.

Por otra parte, como se observa en la Figura 12 se tiene una segunda posición con la pieza nuevamente rotada a 45° en el plano XY y rotada 90° en su eje longitudinal. Teniendo así dos

opciones de impresión para el soporte tipo tridente. A continuación, se escoge la posición no solo para garantizar que la impresión sea posible de realizar sino también para conseguir la disminución del tiempo de impresión.

Figura 12. Posición de impresión número 2



Fuente: elaboración propia.

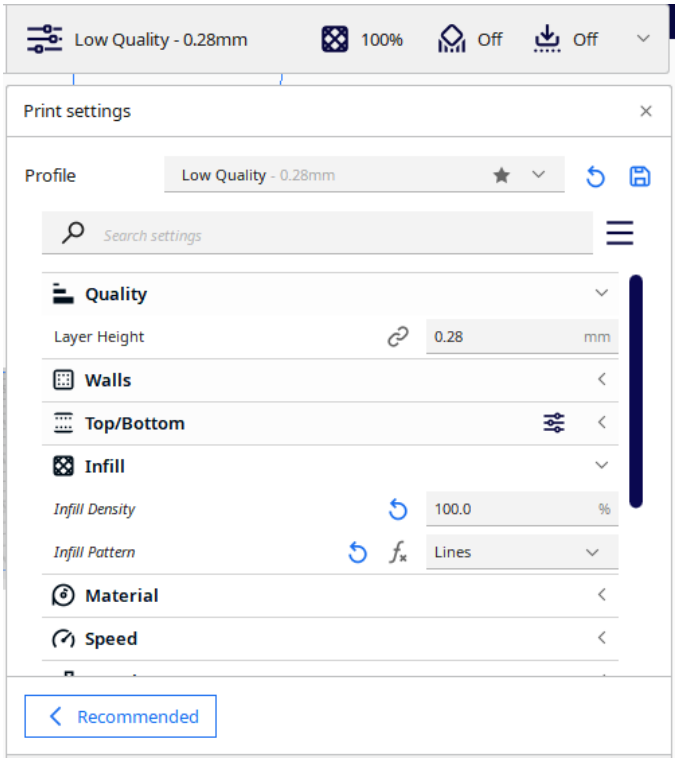
A continuación, se configuraron los parámetros de impresión. Esencialmente se seleccionó el perfil de calidad de impresión, si iba a contar con soportes para la estructura, el tipo de relleno y el material que se utiliza. La configuración es la misma para las dos opciones de impresión, con la única diferencia de que la impresión se simula la opción con y sin soportes para posición de impresión número 1. Como se observa en

Para la posición de impresión número 1 se hicieron dos simulaciones respectivamente, con los parámetros anteriormente mencionados, con la diferencia de que una simulación lleva soportes temporales y otra no. En la Figura 14 se observa que la primera simulación indica un tiempo de impresión de 8 horas con 56 minutos, materializando una pieza sin soportes de impresión. Sin embargo, para la simulación con soportes tiene un aumento a 11 horas con 48 minutos para materializar la pieza como se observa en la Figura 15.

Figura *13*, para la calidad de perfil se seleccionó la opción “Low Quality” con un espesor de capa de 0.28 mm. Este espesor de capa permite una impresión más rápida y la posibilidad de una mejor resistencia mecánica porque hay menos uniones entre capas. Estas zonas de unión entre capas son las más propensas a fallar. Respecto al relleno se usa una densidad del 100% y un patrón de impresión del tipo Lines. Por último, para el material se hace la configuración tanto para filamento ABS genérico (acrilonitrilo butadieno estireno) como PLA genérico (ácido poliláctico).

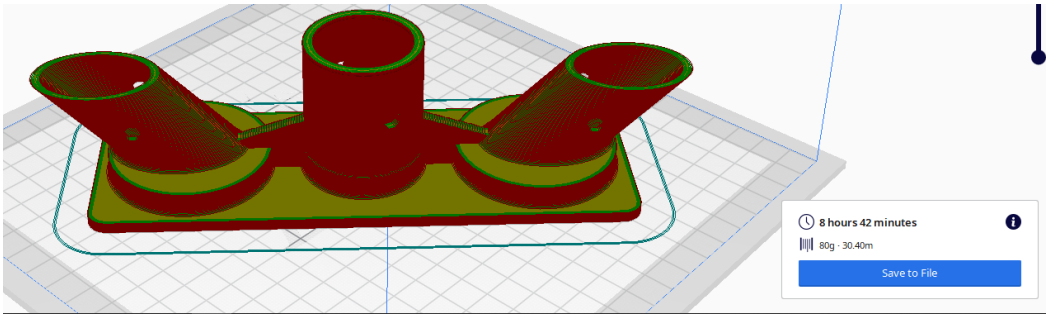
Para la posición de impresión número 1 se hicieron dos simulaciones respectivamente, con los parámetros anteriormente mencionados, con la diferencia de que una simulación lleva soportes temporales y otra no. En la Figura 14 se observa que la primera simulación indica un tiempo de impresión de 8 horas con 56 minutos, materializando una pieza sin soportes de impresión. Sin embargo, para la simulación con soportes tiene un aumento a 11 horas con 48 minutos para materializar la pieza como se observa en la Figura 15.

Figura 13. Parámetros de impresión



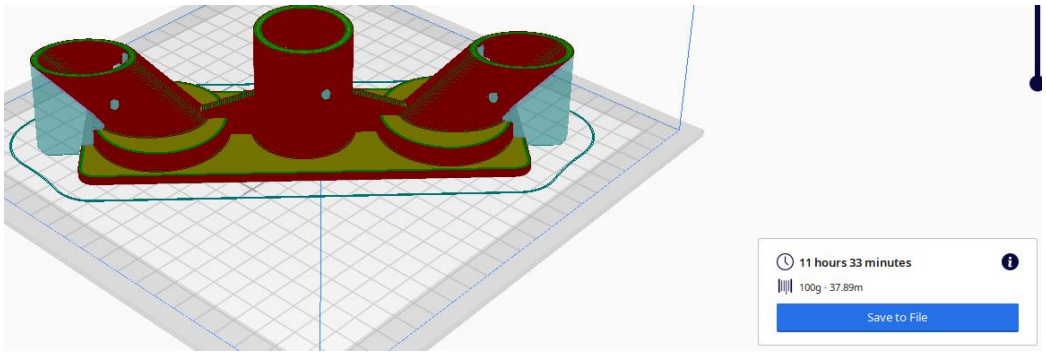
Fuente: elaboración propia.

Figura 14. Simulación de impresión número 1 sin soportes



Fuente: elaboración propia.

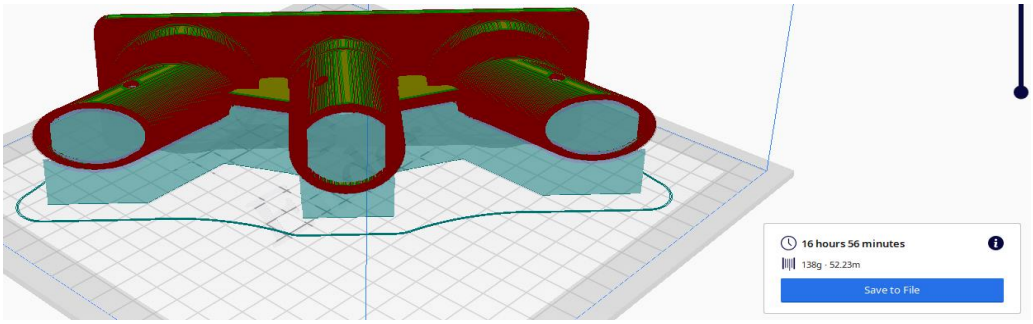
Figura 15. Simulación de impresión número 1 con soportes



Fuente: elaboración propia.

Para la posición de impresión número 2 solo se realiza una simulación ya que no es posible materializarla sin soportes. En la Figura *16* se observa que el tiempo requerido para la impresión es de 17 horas con 10 minutos.

Figura 16. Simulación de impresión número 2 con soportes



Fuente: elaboración propia.

Teniendo en cuenta los tiempos de impresión y la necesidad de soportes para superficies inclinadas, se escoge la posición de impresión que se muestra en la figura 15.

6.5 MATERIALIZACIÓN POR MANUFACTURA ADITIVA DEL COMPONENTE ESTRUCTURAL TIPO TRIDENTE.

La materialización de la pieza estructural tipo tridente se lleva a cabo con el apoyo del software UltiMaker Cura y dos impresoras 3D. Debido a que el ABS debía imprimirse en un ambiente cerrado se utilizó una impresora Flashforge 3 mientras que para el PLA se utilizó la impresora Creality Ender-3 V2. En UltiMaker Cura, un software de impresión 3D gratuito, se modeló y acondicionó el archivo STL del soporte como se observa en el Capítulo 7.4. Por otra parte, en la impresora 3D se manufacturan cuatro soportes, dos de material PLA y 2 de material ABS, esto con el fin de poner a prueba y comparar las configuraciones. En Figura *17* se pueden apreciar las piezas en ABS en color blanco y las piezas en PLA en color negro.

Figura 17.Manufactura aditiva terminada de los cuatro tridentes



Fuente: elaboración propia.

La manufactura del ABS presentó dificultad por la contracción que sufre al haber cambio de temperatura. Esto conduce al fenómeno de *warping* o pandeo que ocasiona que los extremos de la pieza se desprendan de la mesa de impresión y que las superficies horizontales planas queden convexas. Fue necesario cambiar la impresora después de tres impresiones fallidas y aún luego del cambio de impresora solo se pudo obtener una pieza perfectamente materializada. La pieza que no salió de acuerdo con el diseño previo no se descartó, sino que fue utilizado para las pruebas en la configuración dron ya que fue en el eje central donde geométricamente se vio más perjudicada como se observa en la Figura 18. En la configuración dron es poco relevante el eje central por lo que fue viable esta solución.

Figura 18. Pieza de ABS con defecto de fabricación



Fuente: elaboración propia.

6.6 MATERIALIZACIÓN POR MANUFACTURA ADITIVA DEL COMPONENTE ESTRUCTURAL EN MATERIAL PLA

Para la manufactura del soporte tipo tridente en el material PLA, existía la posibilidad de fabricarla en una impresora Creality Ender 3 V2 como la que se observa en la Figura 19. Esta fabricación se lleva a cabo con el material PLA+ de la marca eSUN, del color negro. Respecto a las condiciones de materialización no se cambia la configuración observada en el Capítulo 6.4. Fue manufacturada con una temperatura de extrusor de 185°C y una temperatura de cama de 65°C. El tiempo aproximado de impresión fue de 8 horas con 45 minutos y como se puede apreciar en Figura *20* la apariencia de la pieza fue buena, no presentó *warping* y no presentó mayor dificultad.

Figura 19. Impresora Creality Ender 3 V2



Fuente: Sin autor. Sin nombre [fotografía]. En: 3D MARKET MX. Ender 3 V2 Neo Creality. Sin Fecha. Disponible en: https://www.3dmarket.mx/p/ender-3-v2-neo/

Figura 20. Proceso de impresión soporte tipo tridente en PLA



Fuente: elaboración propia.

6.7 MATERIALIZACIÓN POR MANUFACTURA ADITIVA DEL COMPONENTE ESTRUCTURAL EN MATERIAL ABS.

La manufactura aditiva del soporte estructural tipo tridente en material ABS se intentó hacer en la impresora Creality Ender 3 V2, pero por las características de la impresora abierta y el material, finalmente se fabricó en una impresora Flashforge Adventure 3 como la que se observa en la Figura 21. Para el primer intento de materializar la pieza se utilizó ABS de marca eSUN, en color blanco, con temperatura de 220 °C y cama de la impresión de 70 °C. Mientras se llevaba a cabo esta manufactura, la pieza presentó *warping*, como se observa en la Figura 22.

Figura 21. Impresora Flashforge Adventure 3



Fuente: Sin autor. Sin nombre [fotografía]. En: Impresoras3D.com. Flashforge Adventurer. Sin Fecha. Disponible en: https://www.impresoras3d.com/producto/flashforge-adventurer-3/

Figura 22. Warping en primera impresión



Fuente: elaboración propia.

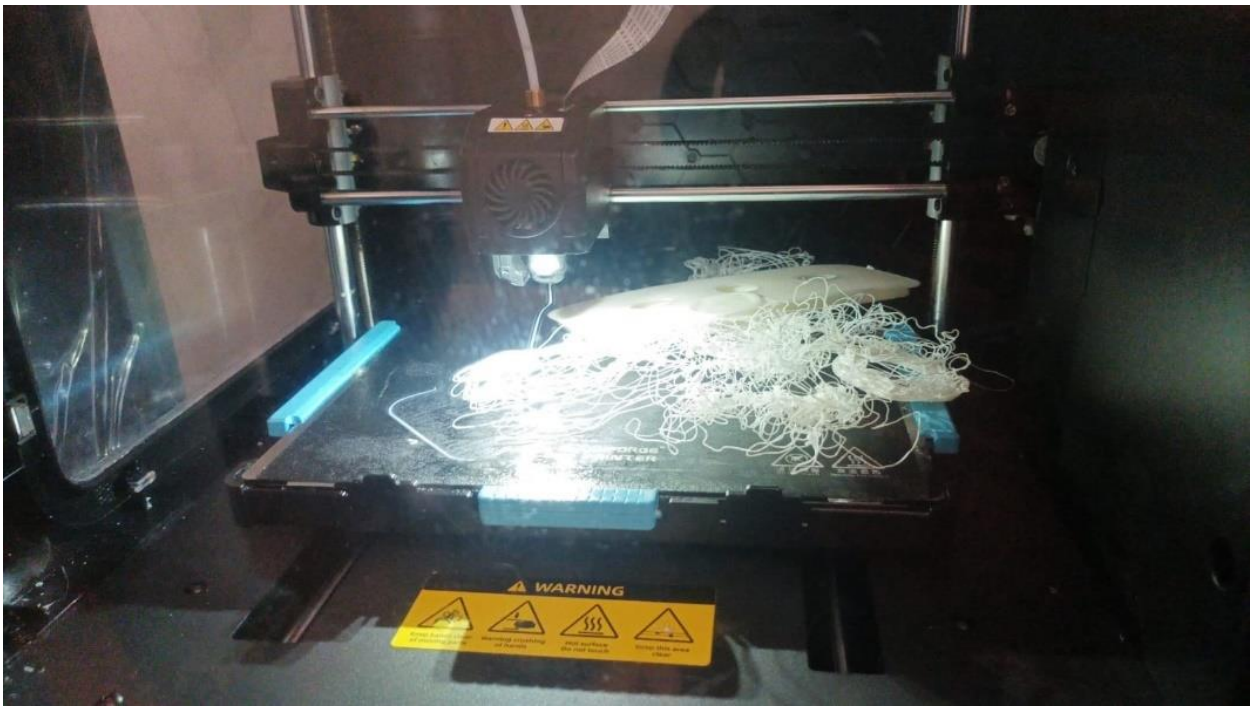
Por esto, se usó en segundo lugar la impresora Flashforge Adventure 3 con la configuración vista en Capítulo 6.4 y una temperatura extrusora de 240 °C configurada con la temperatura de cama correspondiente a 75 °C. A pesar de que en esta impresora se observa mejoría de manufactura, también presentó problemas de *warping*, como se observa en la Figura *23* y la Figura 24, lo que causa el desprendimiento de varias piezas. Finalmente se lograron obtener dos modelos para los ensayos mecánicos, uno en perfectas condiciones y otro con defectos mínimos que no afectaron los ensayos mecánicos.

Figura 23. Warping en segunda impresión



Fuente: elaboración propia.

Figura 24. Fallas en impresiones del soporte en material ABS



Fuente: elaboración propia.

7 SIMULACIÓN Y COMPORTAMIENTO MECÁNICO DE LA PIEZA TIPO TRIDENTE SOMETIDA A CARGAS DE TRABAJO

La simulación se llevará a cabo considerando dos configuraciones de cargas. La primera forma de modelar el sistema comprende las cargas y momentos definidos para el modo dron y la segunda disposición se conforma por las cargas y momentos definidos para el modo avión. Adicionalmente se estudiará cada modelo con dos materiales diferentes, la primera es con las propiedades mecánicas correspondientes al ABS genérico (acrilonitrilo butadieno estireno) y, por último, se aplicarán las propiedades del PLA genérico (ácido poliláctico).

Las propiedades mecánicas se obtienen de (Rodríguez Suarez & Restrepo Ardila, 2015), donde se estudia sobre la fabricación de estructuras porosas mediante impresión 3D. Principalmente desarrollan una caracterización de las propiedades mecánicas de los materiales porosos PLA y ABS. Respecto a las propiedades mecánicas que se tienen en cuenta para la simulación predominan dos propiedades mecánicas, que son el módulo de Young y la resistencia a la tracción o límite elástico.

Respecto a las propiedades mecánicas del PLA han sido tomadas de Tabla *1*. Propiedades mecánicas y físicas del PLA (ácido poli láctico) donde se obtiene una resistencia a la tracción de 60 MPa, una densidad de 1240 kg/m^3 y un módulo de Young que corresponde a 2346 MPa. Por otra parte, para las propiedades mecánicas del ABS fueron tomadas de la Tabla 2 de donde se usará una resistencia a la tracción de 43.25 MPa, una densidad de 1040 kg/m^3 y un módulo de Young que corresponde a 1600 MPa.

Con estos datos se procede a realizar la simulación en el software ANSYS, para determinar el comportamiento de la pieza, bajo las condiciones de carga previamente definidas y las propiedades mecánicas ya mencionadas.

Tabla 1. Propiedades mecánicas y físicas del PLA (ácido poli láctico)

PHYSICAR PROPERTIES PLA POLYMER[1]			
SpecificGravity @25°C		1.24	ISO 1183
SpecificGravity @230°C		1.08 - 1.12	
MeltIndex @190°C/2.16Kg	g/10 min	10 - 30	ISO 1183
MeltIndex @210°C/2.16Kg	g/10 min	30-60	ISO 1183
Haze (2 mm)	%	<5	ISO 1482
Transmittance (2mm)	%	>90	ISO 1482
GlassTransitionTemperature	°C	52-60°C	ISO 11357
Crystalline Melt Temperature	°C	145-175°C	ISO 11357
MECHANICAL PROPERTIES [1]			
Tensile Strength @ Break	MPa	55	ISO 527
Tensile Yield Strength	MPa	60	ISO 527
Tensile Modulus	MPa	3500	ISO 527
Tensile Elongation	%	6.0	ISO 527
Notched Izod Impact	kJ/m^2	3.5	ISO 180
Flexural Yield Strength	MPa	90	ISO 178

Fuente: RODRÍGUEZ, Jhonatan y RESTREPO, Deivi. Propiedades del PLA [imagen]. Elaboración y caracterización de componentes plásticos porosos, mediante impresión 3d para aplicaciones de regeneración ósea. Bogotá D.C. 2015. p. 24. Disponible en: https://repository.usta.edu.co/bitstream/handle/11634/474/elaboracion%20y%20caracterizacion%20componentes%20plasticos%20porosos%20mediante%20impresion%203d%20para%20aplicaciones%20de%20regeneracion%20osea.pdf?sequence=1

Tabla 2. Propiedades mecánicas, térmicas y físicas del ABS (Acrilonitrilo Butadieno Estireno)

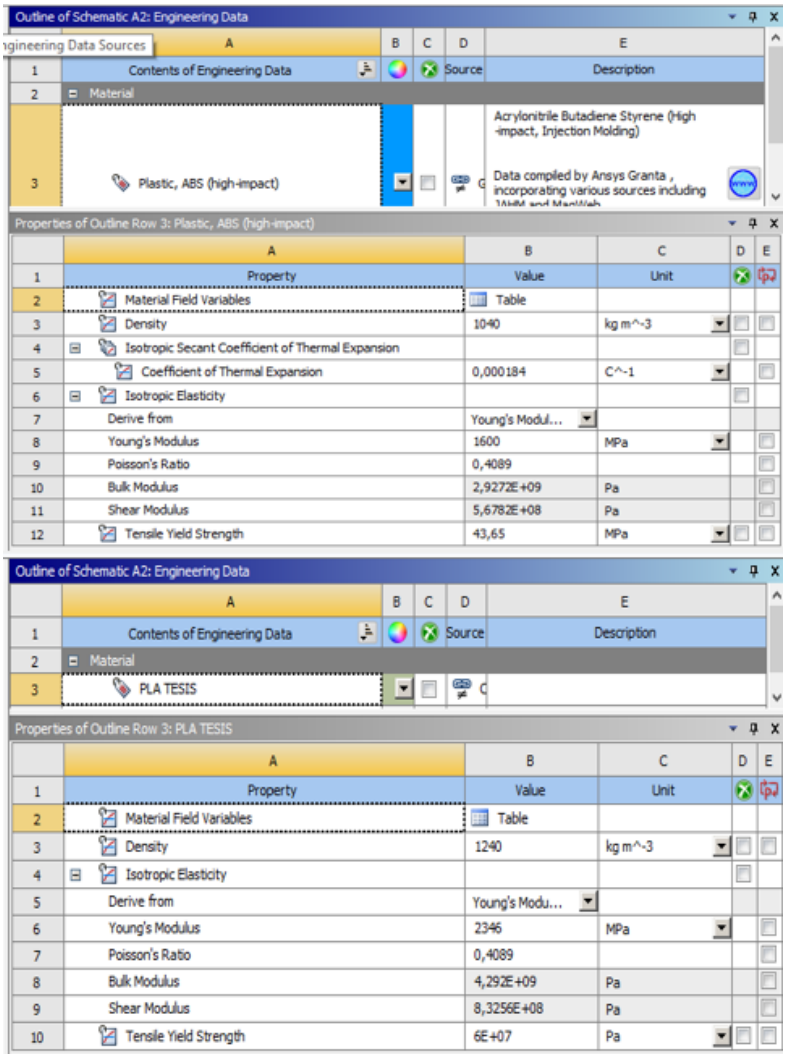
PhysicalProperties	Metric	English
Density	1.04 g/cc	0.0375 lb/in^3
Melt Flow	18-23 g/10 min	18-23 g/10 min
Mecanical Properties		
Hardness, Rockwell R	103-112	103-112
Tensile Strength, Yield	42.5 - 44.8 MPa	6160 - 6500 psi
Elongation at Break	23 - 25%	23 - 25%
Flexural Modulus	2.25 - 2.28 GPa	326 - 331 ksi
Flexurual Yield Strenght	60.6 - 73.1 MPa	8790 - 10600 psi
Izod Impact, Notched	2.46 J/cm	4.61 - 5.51 ft-lb/in
Electrical Properties		
Arc Resistance	120 sec	120 sec
Comparative Tracking Index	600 V	600 V
Hot WireIgnition, HWI	15 sec	15 sec
High Amp Arc Ignition, HAI	120 arc	120 arc
High Voltage Arc-Tracking Rate, HVTR	24 mm/min	0,984 in/min
Thermal Properties		
Maximun Service Temperature, Air	88 - 89°C	190-192°F
Deflection Temperature at 1.8 Mpa (264 psi)	88 - 89°C	190-192°F
Vicat Softening Point	100°C	212°F
Flammability, UL94	HB	HB

Fuente: RODRÍGUEZ, Jhonatan y RESTREPO, Deivi. Propiedades del ABS [imagen]. Elaboración y caracterización de componentes plásticos porosos, mediante impresión 3d para aplicaciones de regeneración ósea. Bogotá D.C. 2015. p. 25. Disponible en: https://repository.usta.edu.co/bitstream/handle/11634/474/elaboracion%20y%20caracterizacion%20componentes%20plasticos%20porosos%20mediante%20impresion%203d%20para%20aplicaciones%20de%20regeneracion%20osea.pdf?sequence=1

7.1 ANÁLISIS POR MÉTODO DE ELEMENTOS FINITOS DEL COMPONENTE ESTRUCTURAL TIPO TRIDENTE EN MODO DRON

El análisis por elementos finitos del componente estructural tipo tridente para la configuración dron empieza por establecer las propiedades de material que se consideran necesarias para la simulación, definiendo las características de acuerdo con los dos materiales a evaluar cómo se observa en Figura 25. Esto con las propiedades mecánicas ya definidas para el ABS y PLA.

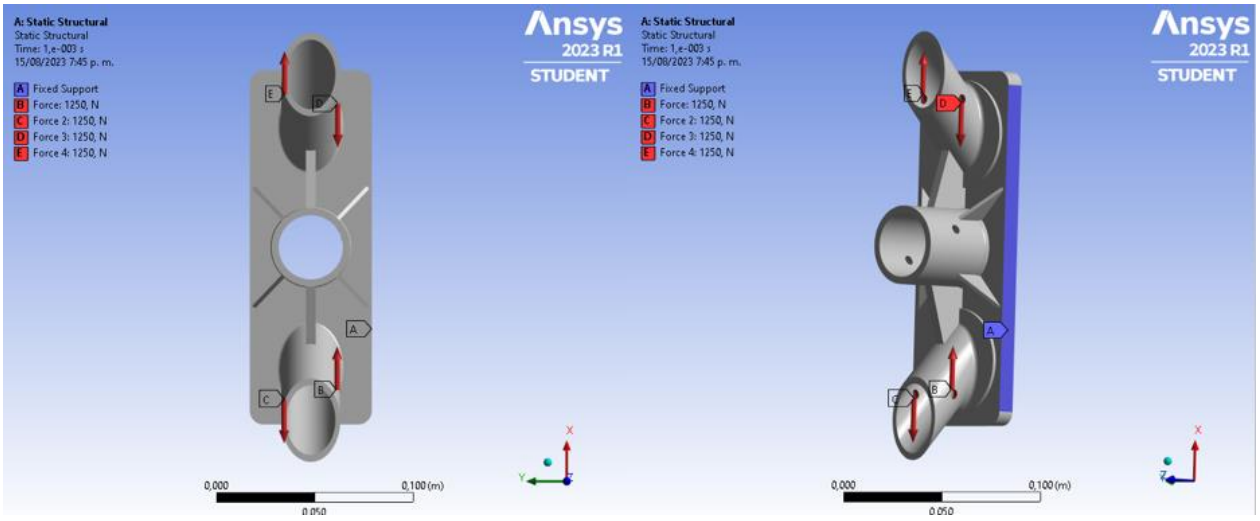
Figura 25. Datos de ingeniería material ABS y PLA



Fuente: elaboración propia.

Después se carga el modelo CAD de la pieza tipo tridente para que se genere un modelado. Con el modelado se genera un mallado que permitirá realizar un análisis más preciso a través de software de elementos finitos. Con la malla creada se ubican las cargas definidas como se observa en Figura 26. Conforme a los ensayos mecánicos se coloca el soporte fijo de los costados azules y las cargas acorde a las definidas para aplicación tipo dron en el Capítulo 6.2.

Figura 26. Soportes fijos, cargas simulando momentos para configuración tipo dron



Fuente: elaboración propia.

Para determinar las fuerzas correspondientes a los momentos se simulan las cargas que se aplicarían desde el eje que atraviesa las perforaciones. Para ello se toman los momentos y son divididos en los dos agujeros para distribuir la carga. Finalmente, esto se divide en el radio para tener una magnitud aproximada a la real, obteniendo 1250 N.

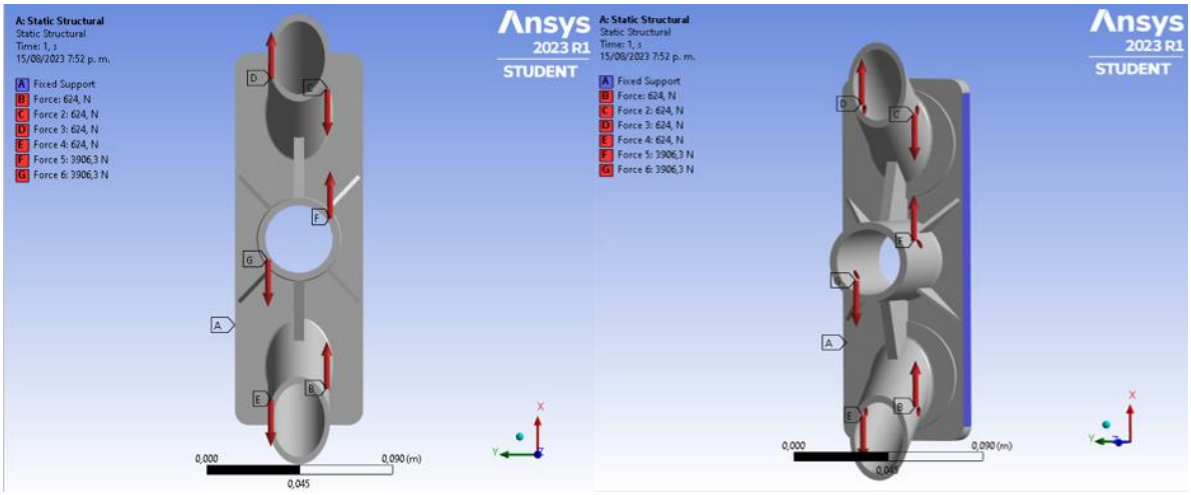
$$\frac{31{,}25\ Nm}{2} = 15{,}625\ Nm$$

$$\frac{15{,}625\ Nm}{0{,}0125\ m} = 1250\ N$$

7.2 ANÁLISIS POR MÉTODO DE ELEMENTOS FINITOS DEL COMPONENTE ESTRUCTURAL TIPO TRIDENTE EN MODO AVIÓN

El análisis por elementos finitos del componente estructural tipo tridente para la configuración en modo avión igualmente se lleva a cabo como un análisis estructural. Se empieza definiendo las propiedades de material que se consideran necesarias para la simulación como se observa en Figura *25*. Después se carga el modelo CAD de la estructura tipo tridente para que se genere un modelado, y con éste se genera un mallado, el cual, a través de nodos y ecuaciones algebraicas, entregará un resultado más cercano a la realidad. Con la malla creada se ubican las cargas definidas como se observa en la Figura 27. Conforme a los ensayos mecánicos se coloca el soporte fijo de los costados azules y las cargas conforme a las definidas para aplicación tipo avión en el Capítulo 6.3.

Figura 27. Soportes fijos, cargas simulando momentos para configuración tipo avión



Fuente: elaboración propia.

Con el propósito de determinar las fuerzas correspondientes a los momentos, al igual que en el caso anterior se pretende simular las cargas que se aplicarían desde el eje que atraviesa las perforaciones. Para ello se toman los momentos y son divididos en los dos agujeros para distribuir la carga. Finalmente, esto se divide en el radio para tener una magnitud aproximada a la real, obteniendo para los ejes de los extremos un valor de 624 N.

$$\frac{15{,}6\ Nm}{2} = 7{,}8\ Nm$$

$$\frac{7{,}8\ Nm}{0{,}0125\ m} = 624\ N$$

Para el caso particular del eje central se cuenta con una carga de 4234,37 N

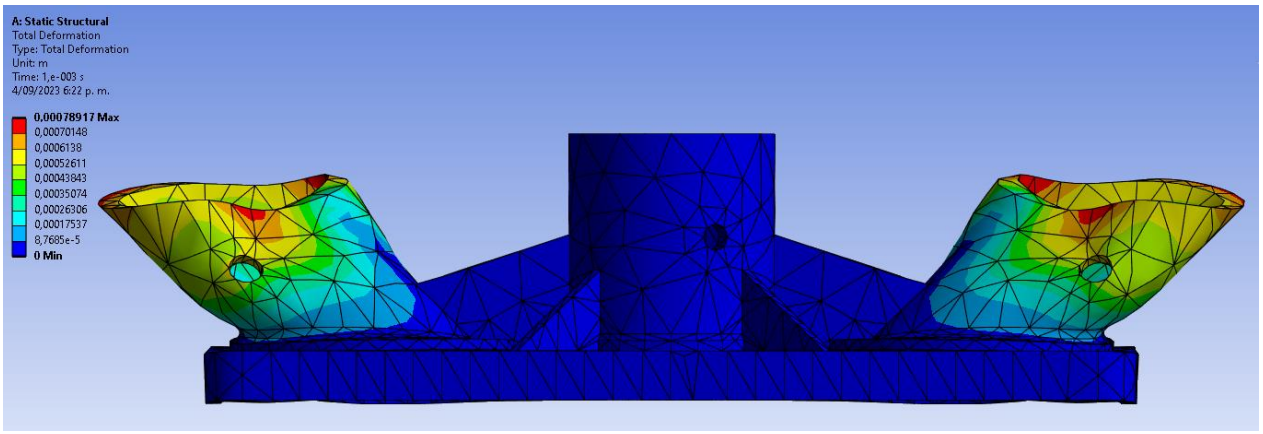
$$\frac{135{,}5\ Nm}{2} = 67{,}65\ Nm$$

$$\frac{67{,}65\ Nm}{0{,}016\ m} = 4234{,}37\ N$$

7.3 RESULTADOS DEL ANÁLISIS POR MÉTODO DE ELEMENTOS FINITOS DEL COMPONENTE ESTRUCTURAL TIPO TRIDENTE

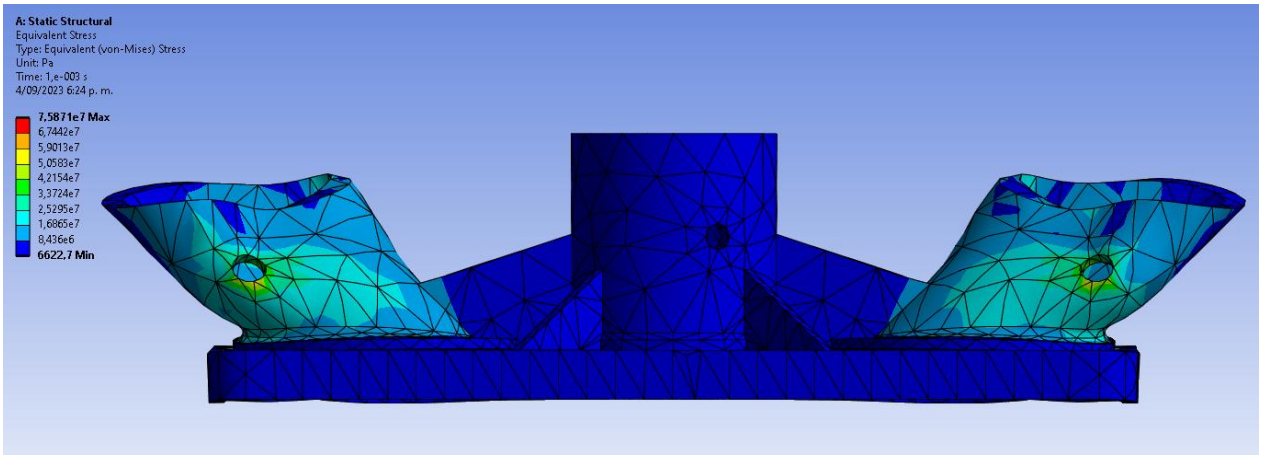
El análisis por elementos finitos del componente estructural tipo tridente entregó cuatro resultados correspondientes a los dos materiales en las dos configuraciones. Para la primera configuración se tiene el modo dron con las propiedades mecánicas del ABS. De esta configuración se obtiene la deformación observada en la Figura 28 donde identifica una deformación total máxima de 0,79 mm. Por otra parte, respecto al esfuerzo de Von Mises se tiene que en el punto más crítico experimenta un esfuerzo de 75,87 MPa y en el menos crítico de un mínimo de 6622,7 Pa como se observa en la Figura 29. Adicionalmente se realiza una interpolación para determinar en qué carga se supera el esfuerzo de fluencia, teniendo en cuenta que el límite de fluencia para el ABS es de 43,65 MPa.

Figura 28. Deformación del ABS en la Configuración de Dron



Fuente: elaboración propia.

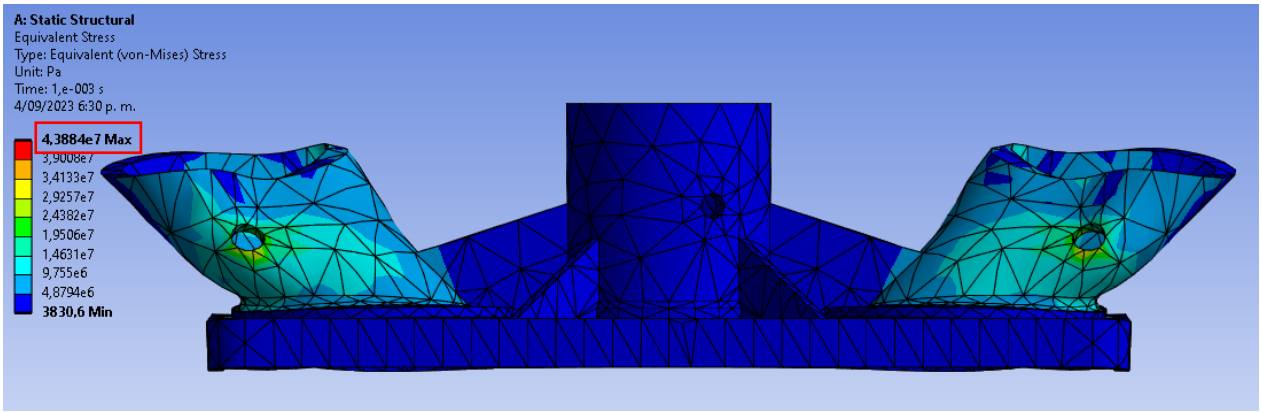
Figura *29*. Esfuerzo de Von Mises para ABS en la configuración de Dron



Fuente: elaboración propia.

Una vez realizada la interpolación se determina que la carga a la que se supera el límite de fluencia es de 722,45 N, por lo que se lleva a cabo una simulación con los valores de carga de 723 N y se obtiene, como se observa en la Figura 30, una confirmación de que se supera por poco el esfuerzo de fluencia, generando que el componente no cumpla la función para la que está diseñado. Es decir, aun considerando que el ABS se comporte como un material isotrópico, la pieza como está diseñada en términos de geometría y material no podrá resistir las cargas a las que se estima estará sometida.

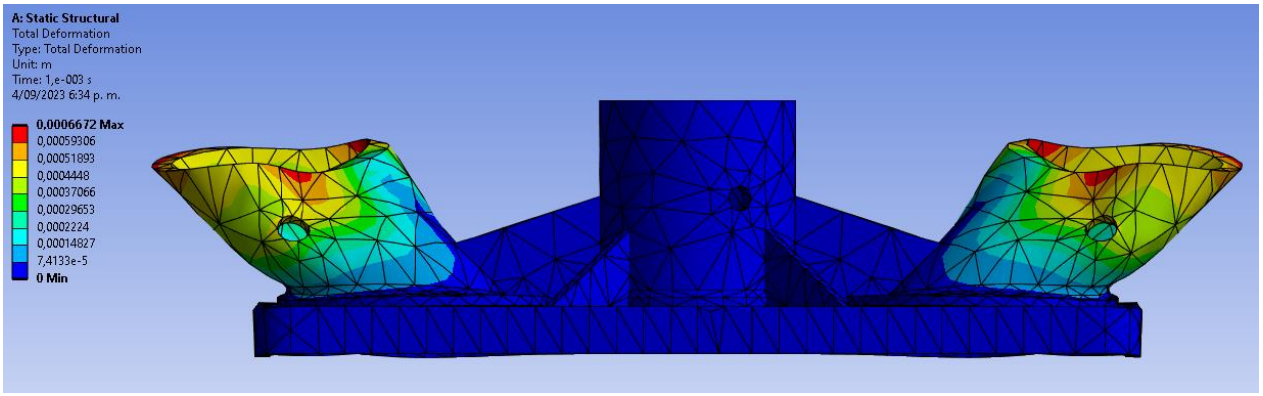
Figura 30. Carga a fallo de material ABS en configuración de dron



Fuente: elaboración propia.

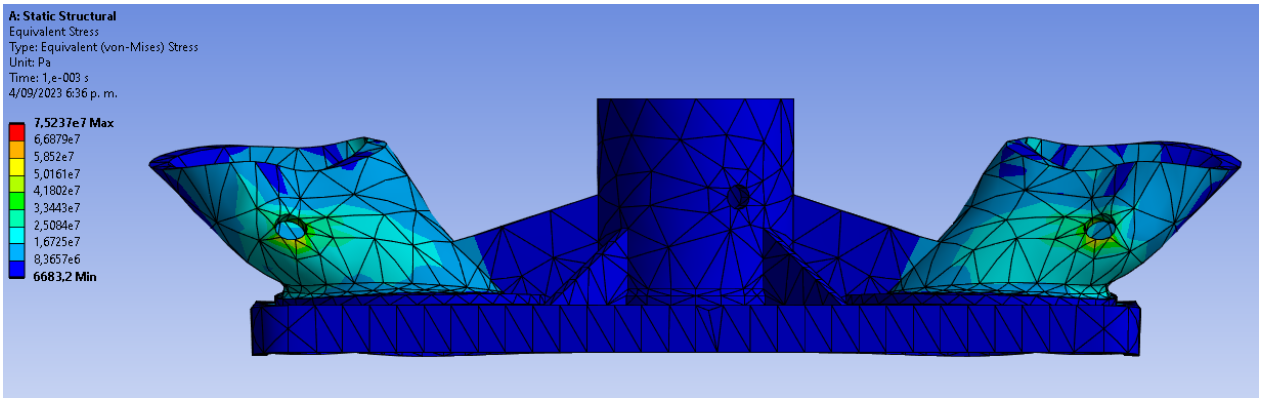
Con la segunda configuración se tiene el modo dron con las propiedades mecánicas para el PLA. Con esta simulación se observa en Figura *37.* Deformación del PLA en la configuración de avión una deformación total máxima de 0,667 mm. Por otra parte, respecto al esfuerzo de Von Mises se tiene que en el punto más crítico experimenta un valor de esfuerzo de 75,24 MPa y en el menos crítico, un valor mínimo esfuerzo de 5355,6 Pa, como se observa en la Figura 32.

Figura 31. Deformación del PLA en la configuración de dron



Fuente: elaboración propia.

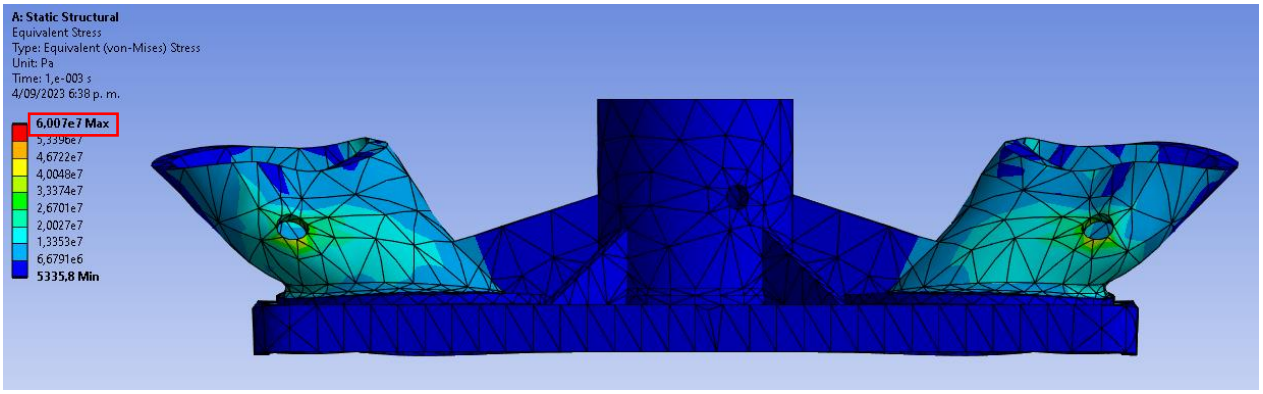
Figura 32. Esfuerzo de Von Mises para PLA en la configuración de dron



Fuente: elaboración propia.

Como en el caso anterior se realiza una interpolación para determinar en qué carga se supera el esfuerzo de fluencia. La iteración para este material se usa sobre el esfuerzo de fluencia del PLA que equivale a 60 MPa, lo que da un valor de 997,3 N; por lo que se realiza una simulación con los valores de carga de 998 N y se obtiene una confirmación de la iteración como muestra la Figura 33.

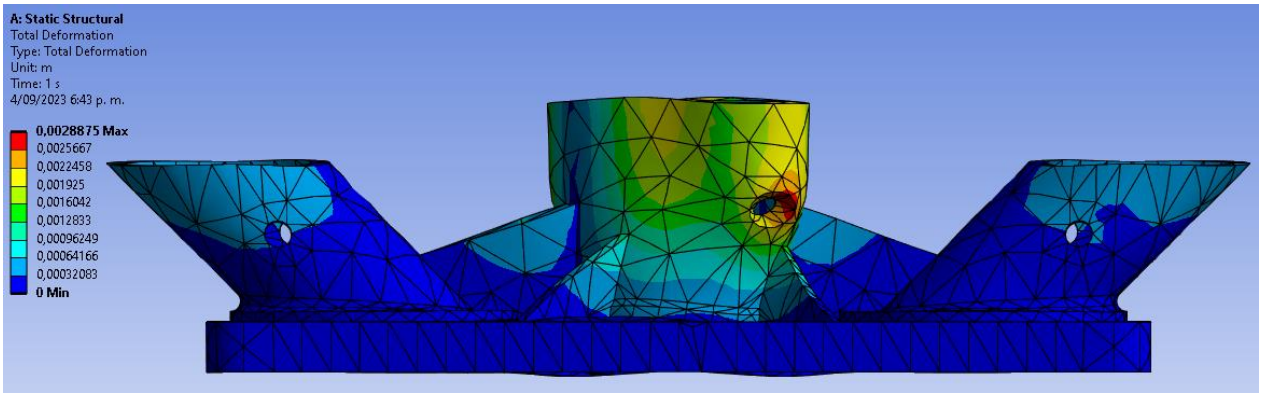
Figura 33. Carga a fallo de material PLA en configuración de dron



Fuente: elaboración propia.

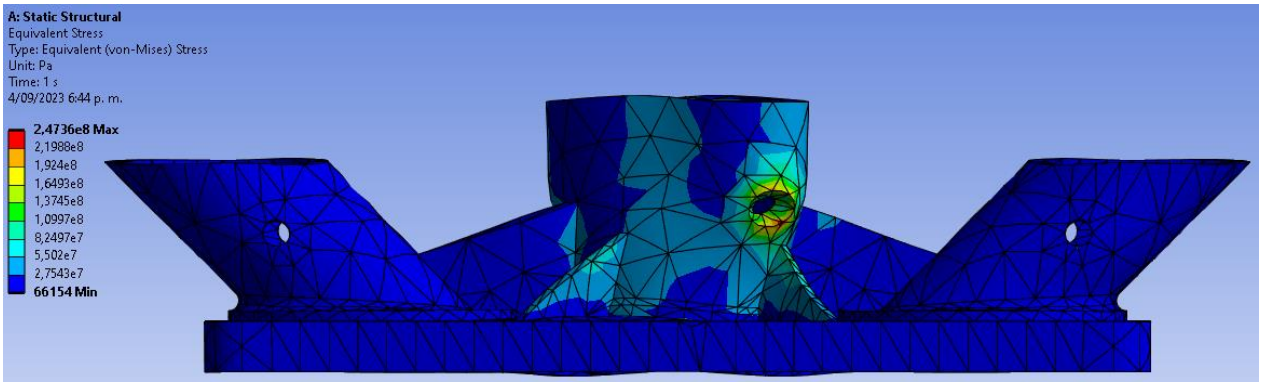
Continuando con la tercera simulación se usan las cargas para el modo avión con el material ABS. En la Figura 34 se observa una deformación máxima de 2,89 mm para el ABS. Respecto al esfuerzo de Von Mises, en la Figura 35, se tiene que en el punto más crítico experimenta un esfuerzo de 247,4 Mpa y en el menos crítico, un valor mínimo de esfuerzo de 66153 Pa. Para esta configuración al igual que las dos anteriores se va a determinar en qué carga se supera el esfuerzo de fluencia, recordando que el límite de fluencia para el ABS es de 43,65 MPa.

Figura 34**.** Deformación del ABS en la configuración de avión



Fuente: elaboración propia.

Figura 35. *Esfuerzo de Von Mises para ABS en la configuración de avión*

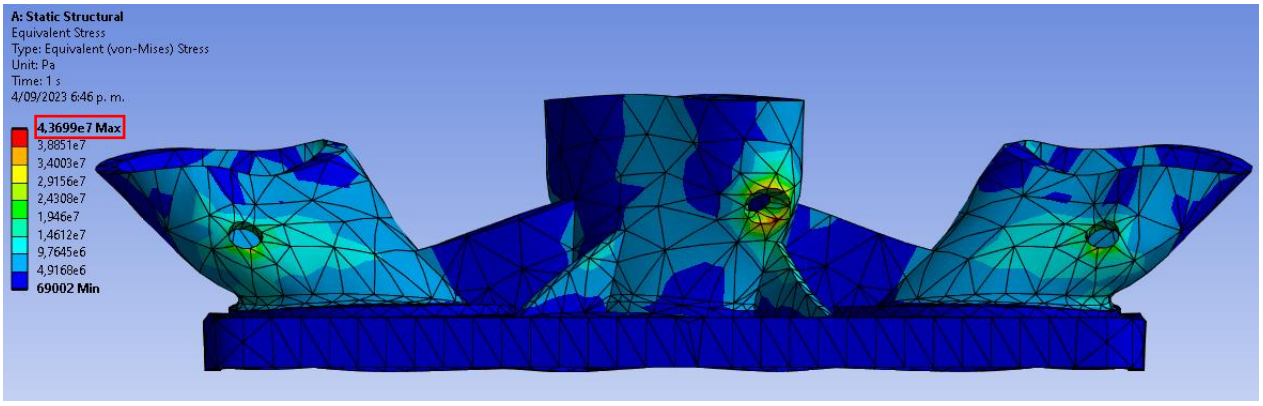


Fuente: elaboración propia.

Se determina, luego de la iteración, que la carga a la que se supera el límite de fluencia es de 748,5 N, por lo que se lleva a cabo una simulación con los valores de carga de 749 N, como se observa en la

Figura 36 donde se supera por poco el esfuerzo de fluencia generando que el componente no cumpla.

Figura 36. Carga a fallo de material ABS en configuración de avión



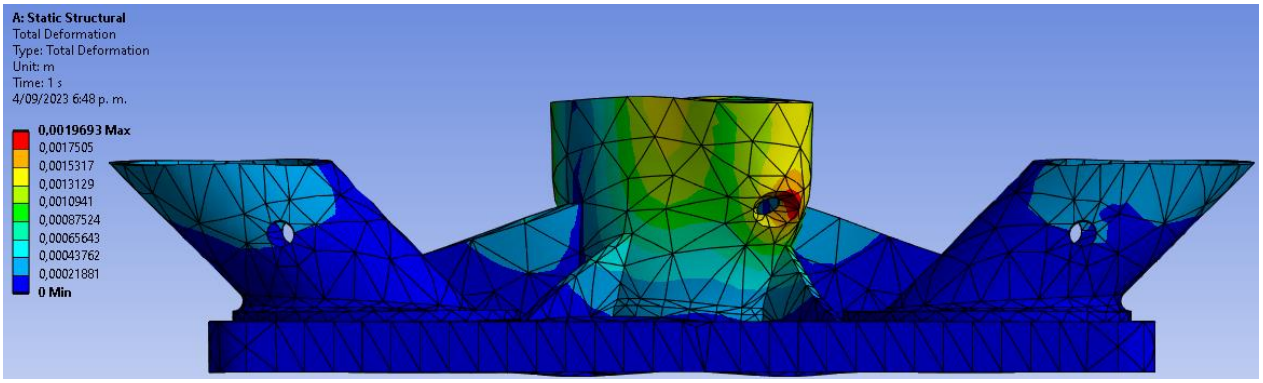
Fuente: elaboración propia.

Por último, en la simulación faltante se tiene el modo avión con las propiedades mecánicas del PLA. Para esta configuración se observa en la Figura 37 donde se obtiene una deformación total máxima de 1,97 mm. Por otra parte, respecto al esfuerzo de Von Mises se obtiene un máximo

esfuerzo de 247,4 MPa y un valor mínimo de esfuerzo que corresponde a 66153 Pa, cómo se observa en la Figura 38.

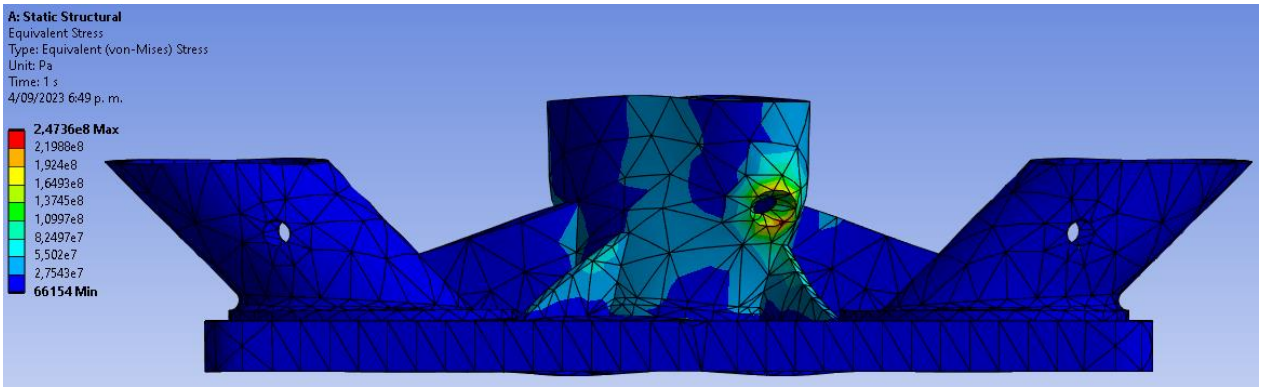
Para esta última simulación se repitió la interpolación hecha anteriormente considerando que para este material PLA el esfuerzo de fluencia se encuentra en 60 MPa.

Figura 37. Deformación del PLA en la configuración de avión



Fuente: elaboración propia.

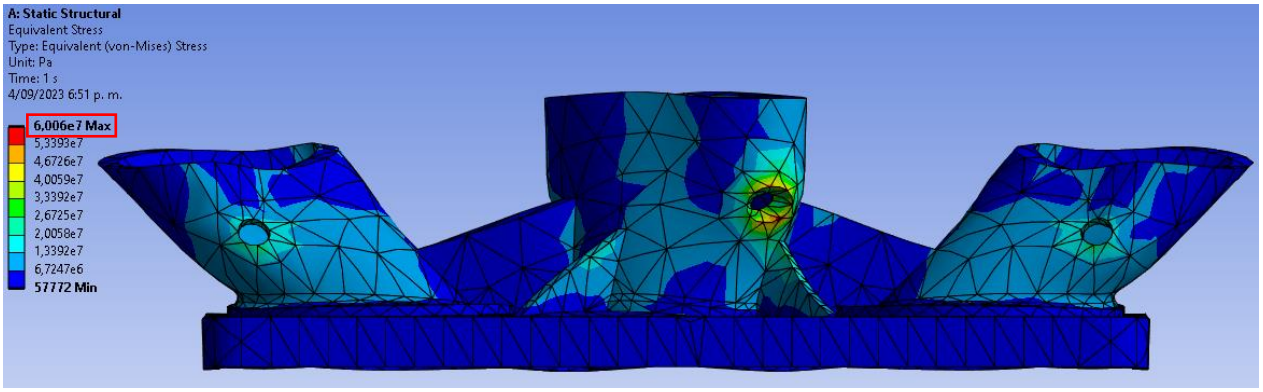
Figura 38. Esfuerzo de Von Mises para PLA en la configuración de avión



Fuente: elaboración propia.

Luego de la interpolación, se determina que la carga a la que se supera el límite de fluencia es de 1028,72 N, por lo que se lleva a cabo una simulación con los valores de carga de 1029 N, como se observa en Figura *39*.Carga a fallo de material PLA en configuración de avión, superando por poco el esfuerzo de fluencia generando el fallo del componente.

Figura 39.Carga a fallo de material PLA en configuración de avión



Fuente: elaboración propia.

Finalmente, si se observa la Tabla 3 se pueden apreciar a detalle los resultados de los ensayos de cada pieza. En esta tabla se comparan los tubos de los extremos y centro, con el torque de rotura y la fuerza de rotura para fluencia normal.

Tabla 3. Resultados Torque y Fuerza de Fluencia Simulaciones

TABLA DE RESULTADOS TORQUE Y FUERZA DE FLUENCIA SIMULACIONES

Material	Configuración	Sección ensayada	Torque de rotura para esfuerzo de fluencia nominal (Nm)	Fuerza de rotura para esfuerzo de fluencia nominal (N)
ABS	Dron	Tubo lateral a 45°	18,06125	722,45
		Tubo central	N/A	N/A
	Avión	Tubo lateral a 45°	18,06125	722,45
		Tubo central	23,1184	748,5
PLA	Dron	Tubo lateral a 45°	24,9325	997,3
		Tubo central	N/A	N/A
	Avión	Tubo lateral a 45°	24,9325	997,3
		Tubo central	32,928	1029

Fuente: elaboración propia.

Por otra parte, si se observa la Tabla 4 se puede ver el esfuerzo de Von Mises para torque de rotura experimental en cada material y configuración.

Tabla 4. Resultados Esfuerzos de Von Mises Simulaciones

TABLA DE RESULTADOS ESFUERZOS DE VON MISES SIMULACIONES

Material	Configuración	Sección ensayada	Esfuerzo de Von Mises para Torque de rotura experimental (MPa)
ABS	Dron	Tubo lateral a 45°	75,8
		Tubo central	N/A
	Avión	Tubo lateral a 45°	75,8
		Tubo central	247,4
PLA	Dron	Tubo lateral a 45°	75,24
		Tubo central	N/A
	Avión	Tubo lateral a 45°	75,24
		Tubo central	247,4

Fuente: elaboración propia.

8 ENSAYOS DE RESISTENCIA MECÁNICA DE LA PIEZA TIPO TRIDENTE

8.1 MONTAJE EXPERIMENTAL PARA ENSAYOS MECÁNICOS

El montaje experimental se lleva a cabo con el apoyo de una prensa de banco, tubería estructural de acero y un torquímetro. El propósito del montaje experimental es poner a prueba la condición más crítica, que son los momentos que generan las turbinas del dron y el avión. Como se observa en la Figura 40 la primera parte del montaje consta de adaptar el tubo estructural para que permita simular el momento al que se ve sometido en realidad la pieza. Se realizan unas perforaciones en los costados para simular los pasadores y una soldadura en el tornillo para asegurar la transmisión del movimiento del torque. Respecto al banco y torquímetros no se adaptan puesto que su diseño y configuración inicial resultan apropiados para llevar a cabo el montaje experimental.

Figura 40. Montaje experimental para ensayos mecánicos



Fuente: elaboración propia.

8.2 RESULTADOS DE ENSAYOS MECÁNICOS PARA DETERMINAR LA RESISTENCIA DE LA PIEZA TIPO TRIDENTE

Para los ensayos mecánicos se toman los escenarios más críticos que corresponden a los momentos. La primera prueba que se realiza es la correspondiente al material ABS en donde se simula las condiciones de torque para la configuración tipo dron. Como se observa en Figura *41*. Prueba mecánica ABS en la configuración de dron presentó rotura sin una deformación notoria visualmente. Esta primera prueba presentó fallo a un torque de 15 Nm según el torquímetro para el primer extremo y en el segundo extremo rotura a 10 Nm.

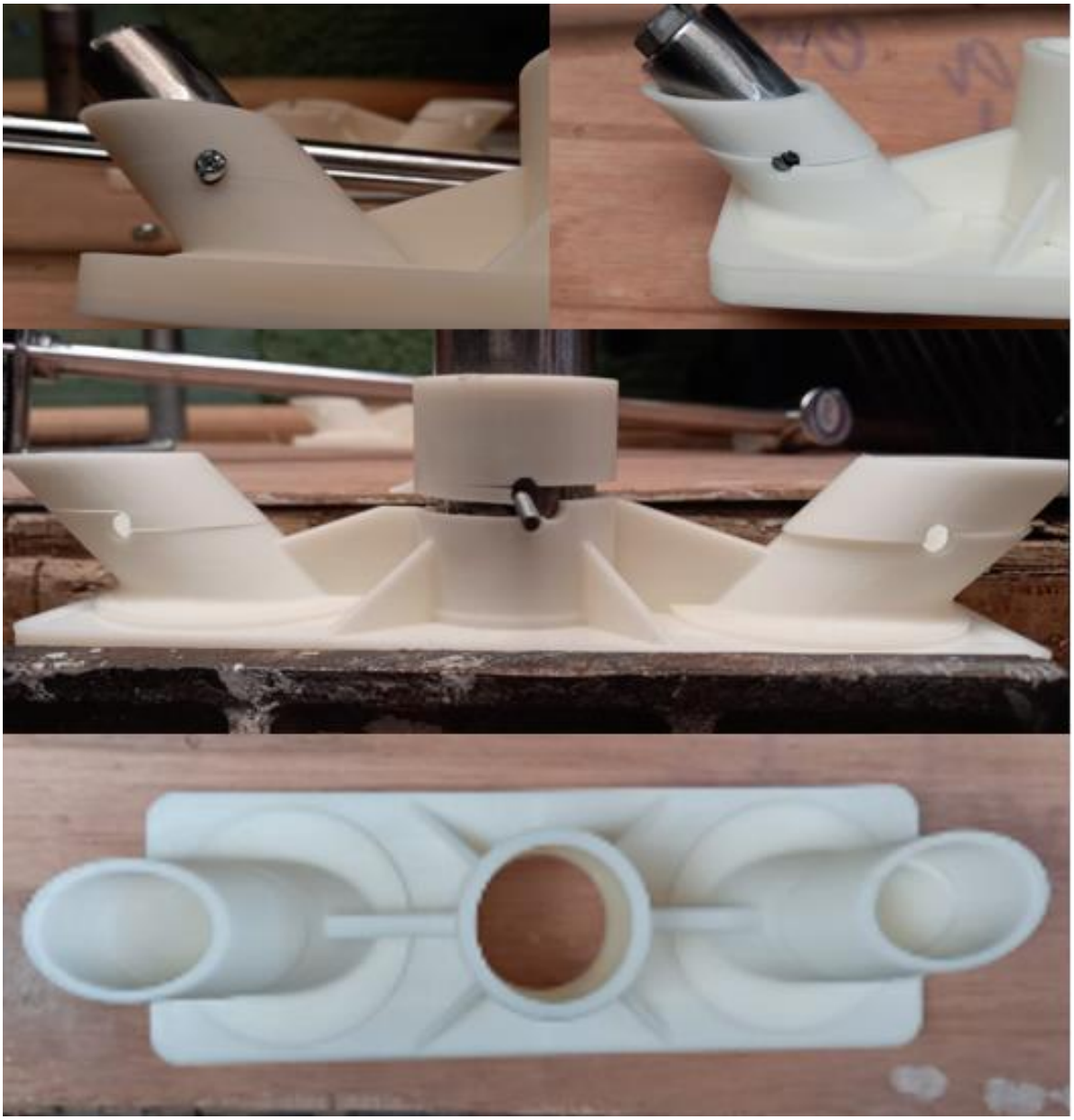
Figura 41. Prueba mecánica ABS en la configuración de dron



Fuente: elaboración propia.

Con la segunda prueba el proceso es similar, con la diferencia de que se aplica un momento en el centro de 135,5 Nm, esto simulando las condiciones críticas del modo avión. Para este caso en particular la deformación se puede notar en un extremo como se observa en la Figura 42. Para este ensayo mecánico ambos extremos fallaron sobre 15 Nm y el eje central falló sobre los 20 Nm.

Figura 42. Prueba mecánica ABS en la configuración de avión



Fuente: elaboración propia.

Con las pruebas del material PLA se realiza un proceso similar a las dos anteriores. Para la tercera prueba la configuración de los momentos corresponde a los torques del modo dron. En esta prueba como se observa en la Figura 43 no se presenta una deformación marcada visualmente. Ambos extremos sufren fallo sobre los 20 Nm.

Figura 43. Prueba mecánica PLA en la configuración de dron



Fuente: elaboración propia.

Por último, la cuarta prueba se lleva a cabo con las cargas para el modo avión, al igual que en la segunda prueba se aplica un momento en el centro de 135,5 Nm. No se observa en la Figura 44 que exista deformación permanente en la pieza. Los extremos en esta prueba fallaron ambos sobre los 35 Nm y el eje central falló aproximándose a los 75 Nm.

Figura 44. Prueba mecánica PLA en la configuración de avión



Fuente: elaboración propia.

9 ANÁLISIS DE RESULTADOS OBTENIDOS POR ELEMENTOS FINITOS Y ENSAYOS DE RESISTENCIA MECÁNICA

9.1 ANÁLISIS DE RESULTADOS TEÓRICOS DEL ANÁLISIS POR ELEMENTOS FINITOS

Respecto al análisis por elementos finitos se cuenta con varios resultados de las dos configuraciones del soporte. Como evaluación principal se tiene que en los cuatro análisis el esfuerzo de Von Mises supera el esfuerzo de fluencia, por lo que se entiende que en todos los soportes se va a fracturar el material con la carga a la que se está sometiendo. Respecto a lo anterior, se da un primer concepto al planteamiento del problema, donde con las opciones de material y las cargas actuales el soporte estructural tipo tridente no va a resistir las fuerzas de trabajo.

Otra evaluación que es visible se encuentra en la deformación máxima y la fuerza necesaria para llegar a fluencia. En este aspecto, como se observa en la Tabla 5, el PLA no solo tiene menos deformación máxima, sino que es el que requiere más fuerza para llegar a fluencia.

Tabla 5. Resultados de los análisis por elementos finitos

TABLA DE RESULTADOS SIMULACIONES

		DRON		AVIÓN	
		ABS	PLA	ABS	PLA
ESFUERZO DE FLUENCIA	(MPa)	43,65	60	43,65	60
ESFUERZO DE VON MISSES MAXIMO	(MPa)	75,87	75,24	247,4	247,4
DEFORMACION MAXIMA	(mm)	0,79	0,667	2,89	1,97
FUERZA DE FLUENCIA	(N)	722,45	997,25	748,5	1029
TORQUE DE FLUENCIA	(Nm)	18,06125	24,93125	18,7125	25,725

Fuente: elaboración propia.

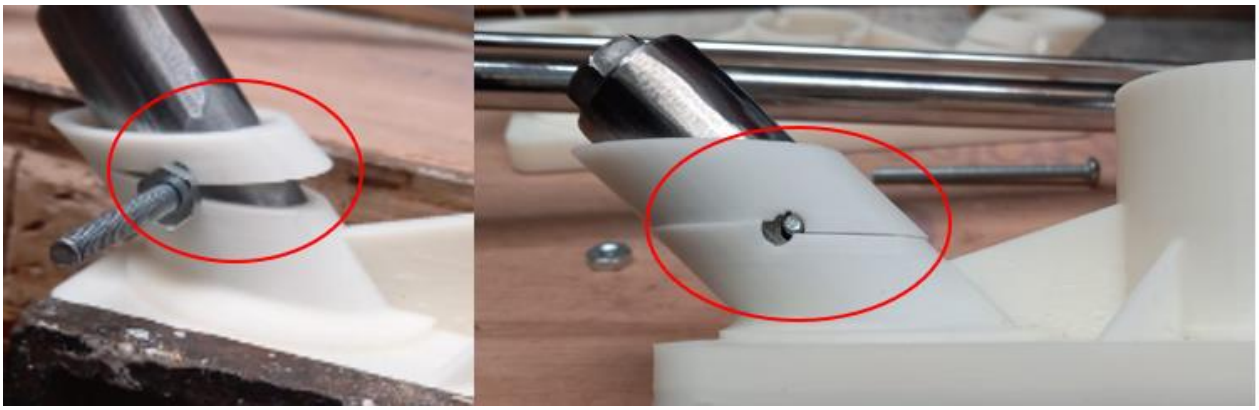
Analizando el comportamiento y la presencia de esfuerzos de Von Mises iguales para cada configuración, se puede entender que, a pesar de las diferencias en cuanto a propiedades mecánicas,

al estar sometidas a cargas iguales en puntos iguales hace que los materiales estén expuestos a condiciones iguales de esfuerzos.

9.2 ANÁLISIS DE RESULTADOS PRÁCTICOS OBTENIDOS

Para los ensayos mecánicos se tienen varios resultados que evaluar. Inicialmente para las pruebas con el material ABS en la configuración de dron y en la de avión se nota un comportamiento bastante frágil. Si se observa la Figura 45 no hay deformación plástica visible, sino que un corte casi limpio que indica que su comportamiento es similar al de un material frágil. Esto se debe posiblemente a que la manufactura aditiva genera capas y la adherencia entre ellas no es la mejor. Esto ocasiona que la pieza falle con cargas mecánicas que desde el punto de vista de propiedades mecánicas nominales del ABS o del PLA debieron haber sido mayores.

Figura 45. Ensayos mecánicos del material ABS



Fuente: elaboración propia.

En los ensayos mecánicos para el PLA, también hay varios resultados que pueden ser interpretados. Las pruebas realizadas al PLA son las mismas que fueron sometidas al material ABS, en ambas configuraciones. Su comportamiento difiere un poco respecto al material ABS; es decir, el PLA si tiende a presentar cierta deformación plástica. Como se observa en Figura *46.* Aplastamiento en ensayos mecánicos del Material PLA se ve aplastamiento en la superficie de los agujeros al ser sometidos al torque correspondiente.

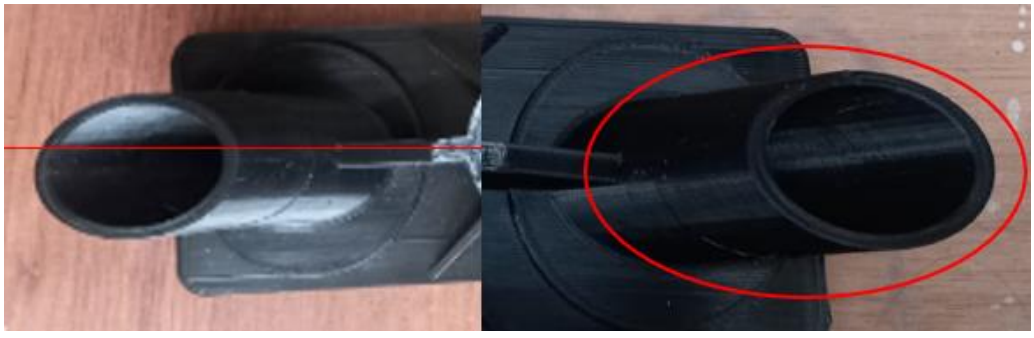
Figura 46. Aplastamiento en ensayos mecánicos del Material PLA



Fuente: elaboración propia.

Otra deformación plástica que se pudo observar fue durante la prueba del PLA en configuración dron. Se presentó una leve deformación en los ejes de los extremos como se puede apreciar en Figura 47. Deformación plástica en el material PLA como se dijo antes, esta diferencia con el ABS se puede deber principalmente a la adherencia entre las capas de impresión del ABS y las del PLA. Debido a que la impresión del PLA no presenta de manera tan marcada el fenómeno de *warping* que presenta el ABS, resulta que la pieza en PLA es más resistente que la de ABS a pesar de que este último tenga una resistencia nominal más alta. El fenómeno de contracción debido al enfriamiento del material es más acentuado en el ABS y dicho fenómeno puede provocar problemas de adherencia entre capas que hace que disminuya significativamente la resistencia mecánica de la pieza.

Figura 47. Deformación plástica en el material PLA



Fuente: elaboración propia.

Por último, si se observa la Tabla 6 se visualizan los resultados de torque y fuerza obtenidos de los ensayos mecánicos. Comparando resultados de simulaciones y ensayos mecánicos se tiene que fallan mecánicamente 10 secciones de forma tubular tubos o de los cuales solo uno está por debajo 55% de diferencia entre la simulación y la realidad. Otros cinco resultados están entre el 55% y 70% de diferencia entre el torque de fallo simulado y el real. Lo que deja un resultado al 93% de diferencia y tenemos tres ensayos mecánicos que resisten mucho más torque que la simulación.

Para la prueba particular del PLA en la configuración de dron tuvo los mejores resultados, donde en los tres ejes superó el límite de fluencia. Para la última prueba en los casos de los ejes de los extremos se tiene que, sí cumplen con las cargas del diseño, pero para el eje central no cumplen con la carga que requiere el diseño. En general el PLA es el material que mejor se comporta de acuerdo con los resultados teóricos y prácticos.

Tabla 6. Resultados de ensayos mecánicos

TABLA DE RESULTADOS ENSAYOS MECANICOS

		DRON		AVIÓN	
		ABS	PLA	ABS	PLA
TORQUE DE FRACTURA EJE SUPERIOR	(Nm)	15	20	15	35
TORQUE DE FRACTURA EJE CENTRAL	(Nm)	N/A	N/A	20	75
TORQUE DE FRACTURA EJE INFERIOR	(Nm)	10	20	15	35
FUERZA DE FRACTURA EJE SUPERIOR	(N)	600	800	600	1400
FUERZA DE FRACTURA EJE CENTRAL	(N)	N/A	N/A	625	2343,75
FUERZA DE FRACTURA EJE INFERIOR	(N)	400	800	600	1400

Fuente: elaboración propia.

9.3 ANÁLISIS DE ESFUERZOS CORTANTES

Para el presente análisis de esfuerzos, se usa la ecuación de esfuerzos cortantes en tubos de pared delgada. Esta se utiliza teniendo en cuenta la pared del tubo y el propósito es comparar el resultado del cálculo realizado con el esfuerzo cortante máximo del análisis por elementos finitos para cada caso. Esta ecuación relaciona el torque, ancho de pared del tubo y radio medio con el propósito de obtener un resultado de esfuerzo cortante.

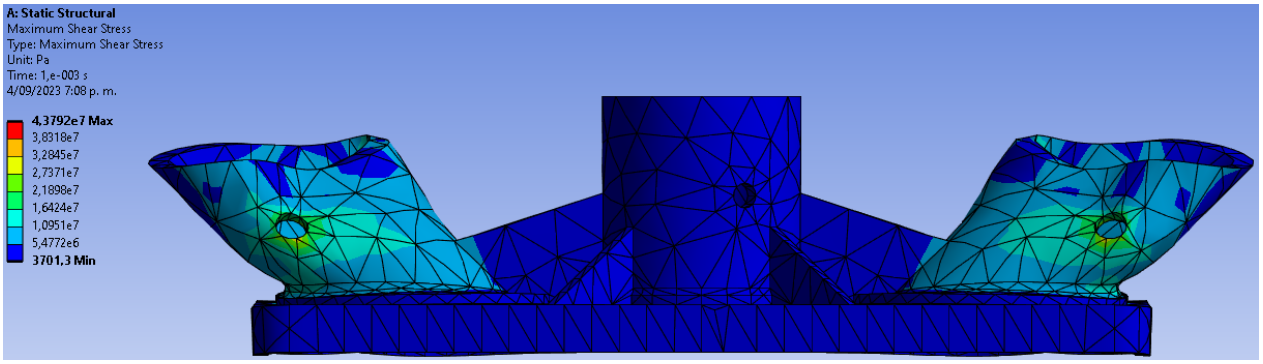
$$\tau = \frac{T}{2\pi r^2 t}$$

Usando la ecuación para la primera prueba en modo dron, con los valores iniciales de diseño se observa que genera un esfuerzo cortante de 5,2 MPa en los ejes de los extremos.

$$\tau = \frac{(31{,}25\ Nm)}{2\pi * (0{,}01375m)^2 * 0{,}005\ m} = 5261320{,}4\ Pa = 5{,}2MPa$$

Analizando el esfuerzo cortante máximo de la simulación por elementos finitos, como se observa en la Figura 48 se obtiene un esfuerzo cortante máximo de 30,25 MPa.

Figura 48. Esfuerzo cortante máximo para configuración dron



Fuente: elaboración propia.

Usando nuevamente la ecuación de esfuerzo cortante para pared delgada, se reemplaza el torque al más crítico del ensayo mecánico para la configuración del modo dron, obteniendo un esfuerzo cortante de 3,37 MPa.

$$\tau = \frac{(20\ Nm)}{2\pi * (0{,}01375m)^2 * 0{,}005\ m} = 3367245{,}1\ Pa = 3{,}37\ MPa$$

Teniendo en cuenta lo revisado, el primer esfuerzo cortante indica el valor al que deberá llegar el soporte, considerando el torque de la configuración inicial, es decir los valores de diseño. Con la

simulación se puede dar un estimado del esfuerzo cortante máximo al que llegará a estar sometida la pieza, el cual al ser tan alto justifica por qué la pieza deberá fallar mucho antes de esa carga. Por último, el esfuerzo cortante real que se determina considerando el valor crítico del torque en los ensayos mecánicos, al ser reemplazado en la ecuación, entrega el valor de esfuerzo cortante que soportó el tridente en realidad.

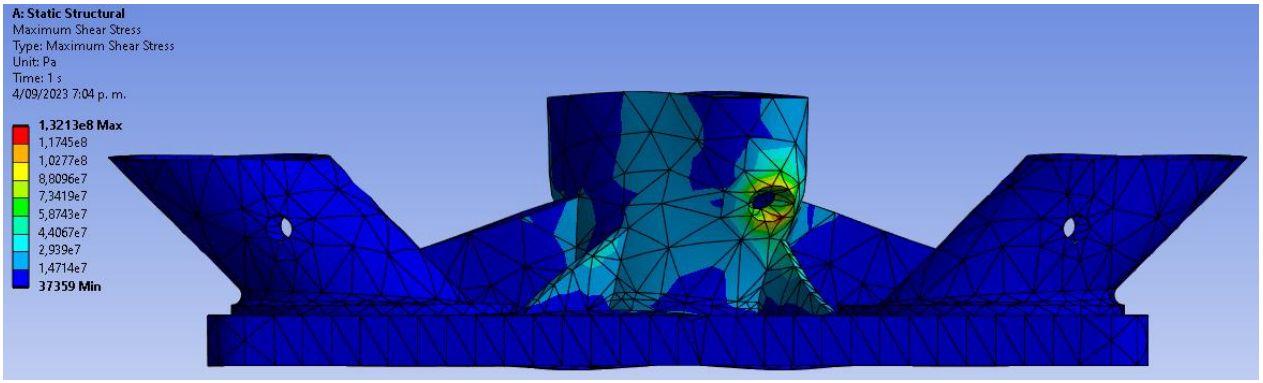
Para el segundo análisis correspondiente al modo avión, inicialmente se reemplaza el torque por el de diseño, donde se evidencia que se tiene un esfuerzo cortante de 2,6 MPa para los ejes de los extremos y un esfuerzo cortante de 8,9 MPa para el eje central.

$$\tau = \frac{(15{,}6\ Nm)}{2\pi * (0{,}01375m)^2 * 0{,}005\ m} = 2626451{,}2\ Pa = 2{,}6\ MPa$$

$$\tau = \frac{(135{,}5\ Nm)}{2\pi * (0{,}01817m)^2 * 0{,}0073\ m} = 8948015{,}2\ Pa = 8{,}9\ MPa$$

El esfuerzo cortante máximo de la simulación por elementos finitos, como se observa en la Figura *49*, tiene un valor de a 132,1 MPa.

Figura 49. Esfuerzo cortante máximo para configuración dron



Fuente: elaboración propia.

Para finalizar, se calcula el esfuerzo cortante basado en las condiciones críticas de torque para el ensayo mecánico, por lo que se tiene en los extremos un esfuerzo cortante de 5,8 MPa y para la parte del eje central, un esfuerzo de 4,9 MPa.

$$\tau = \frac{(35\ Nm)}{2\pi * (0{,}01375m)^2 * 0{,}005\ m} = 5892678{,}9\ Pa = 5{,}8\ MPa$$

$$\tau = \frac{(75\ Nm)}{2\pi * (0{,}01817m)^2 * 0{,}0073\ m} = 4952775{,}9\ Pa = 4{,}9\ MPa$$

Como se aprecia, hay una diferencia considerable entre el esfuerzo cortante estimado mediante la ecuación aplicable a tubos de pared delgada y el esfuerzo cortante que muestran las simulaciones. Esta diferencia puede deberse a que en las simulaciones los agujeros para colocar los pasadores funcionan como un concentrador de esfuerzo, a la colocación de las cargas puntuales en los agujeros, y al tamaño de los elementos que es relativamente grande en la versión estudiantil de ANSYS con la que se hizo la simulación. Por otro lado, desde el punto de vista experimental, las cargas que originan el esfuerzo cortante están dispuestas paralelas a las superficies donde se adhieren las distintas capas del material. Como ya se mencionó antes, en estas capas la resistencia mecánica es mucho menor que la resistencia nominal de los polímeros empleados.

CONCLUSIONES

Partiendo del planteamiento del problema, donde se busca obtener datos y valores más cercanos a la realidad de cómo se comportará una pieza manufacturada; se puede concluir que el análisis por elementos finitos es una herramienta muy útil y viable a la hora de evaluar la resistencia y el comportamiento de estructuras complejas. Adicionalmente la manufactura aditiva es una técnica de prototipado y materialización muy prometedora, dando piezas de alta precisión y complejidad en un tiempo de manufactura relativamente corto. Con estos dos primeros análisis se puede entender que la selección apropiada del material siempre dependerá de un buen análisis teórico, respaldado de un ensayo práctico que garantizará la resistencia y durabilidad de la pieza. En el caso de la manufactura aditiva no solo es necesario considerar las propiedades del material, sino factores ambientales, el equipo que manufactura y el ajuste de la impresora, ya que son consideraciones esenciales a la hora de obtener una pieza confiable.

Respecto a los análisis realizados por simulaciones de elementos finitos, se tienen cuatro demostraciones de resultados de esfuerzo de Von Mises, deformación máxima y la fuerza donde se supera el límite de fluencia. En primer lugar, los datos del comportamiento del análisis por elementos finitos resultan un poco diferentes a los obtenidos en los ensayos mecánicos debido a que el software toma el material como un sólido completamente rígido. En realidad, la manufactura aditiva llevada a cabo da como resultado un material ortotrópico, pero llevar estos datos a la simulación hubiera requerido una caracterización de los materiales. Otro aspecto que se tiene en cuenta al desarrollar las simulaciones es que se ubican cargas puntuales en lugar de momentos, esto para tener resultados más acordes con los ensayos mecánicos. En los ensayos mecánicos la carga está principalmente afectando las perforaciones en contacto con los pasadores, por lo que simular con un momento que afecte toda la superficie, alejaría los resultados de la simulación aún más de los resultados de los ensayos mecánicos.

En los cuatro análisis por elementos finitos la pieza supera el límite de fluencia. Esto se determina ya que en todas las simulaciones el esfuerzo de Von Mises está por encima del esfuerzo de fluencia. En consecuencia, en ninguno de los dos materiales y en ninguna de las dos configuraciones el

diseño cumpliría y estaría acorde a la carga de trabajo requerida. Por último, en las simulaciones se obtiene que el material PLA muestra una deformación plástica máxima inferior al ABS y adicionalmente el PLA requiere una mayor fuerza para llegar al límite de fluencia; lo que hace al material PLA en cuanto a simulaciones la opción más acertada. Esto puede deberse principalmente a dos propiedades mecánicas que superan las del ABS, la cuales son una densidad mayor y un límite de fluencia más alto.

En cuanto a los ensayos mecánicos se observa que el ABS tiende a mostrar un comportamiento de fragilidad, donde el material falla sin antes presentar algo de deformación plástica. Este efecto puede deberse principalmente a las dificultades de impresión que presentó, donde requirió una impresora con cabina y posiblemente esto afectó la adherencia entre capas del material conllevando al comportamiento de fragilidad. Aspectos de manufactura como la temperatura incorrecta de impresión, adherencia insuficiente de la cama, velocidad de impresión incorrecta o humedad del ambiente y material pudieron afectar el proceso para una correcta fabricación. En cuanto al material, sus propiedades mecánicas y térmicas diferentes al PLA pudieron afectar su desempeño en las pruebas. Entre las propiedades térmicas que pudieron interferir con la impresión se observa que el ABS tiene una temperatura de transición vítrea (Tg) muy superior que pudo afectar la adherencia de las capas. Un módulo de elasticidad inferior del ABS pudo causar deformaciones excesivas durante la impresión o dificultar la adhesión entre capas. Lo anterior sumado a factores como la adhesión interfacial o adsorción de la humedad pudieron causar las dificultades de impresión y unión entre capas del material. Otro factor que influyó bastante fue el warping que se presentó en todas impresiones del ABS, lo que debilitó mucho el proceso de adhesión entre capas. Finalmente se puede evidenciar como los aspectos de manufactura del material pueden influir bastante en su desempeño, dicho esto, al seleccionar un material se debe evaluar sus propiedades mecánicas para determinar el proceso de manufactura más eficaz a la hora de fabricar.

Con el PLA se observa que presentan aplastamientos en las perforaciones y deformación plástica visible antes de fallar. Esto resulta coherente con la facilidad de impresión y la notable adherencia entre capas que presento el PLA. Respecto a la comparación de resultados se cuenta con que, de diez simulaciones y ensayos, solo uno está por debajo del 80% de similitud, incluso hay uno al 93% de similitud. Adicionalmente para cuatro resultados en los ensayos mecánicos resistió más

que en la simulación. Particularmente los resultados con mayor porcentaje de similitud fueron los del material PLA, lo que puede deberse a las dificultades de impresión del ABS. El PLA al igual que en las simulaciones por elementos finitos vuelve a tener mejores resultados que el ABS y requiere más torque para fallar. Un caso que estuvo cerca de cumplir con las cargas es la última simulación y ensayo mecánico, correspondientes al PLA en modo avión. En esta simulación y ensayo, los ejes de los extremos soportan la carga de trabajo y es en el eje central donde finalmente falla el diseño. En un concepto general el PLA termina desempeñándose mejor en los resultados teóricos y prácticos.

Para los últimos análisis se lleva a cabo una evaluación de los esfuerzos cortantes de pared delgada, analizando la configuración en modo dron y la configuración en modo avión. Para ambas configuraciones el primer cálculo corresponde al esfuerzo cortarte que debería llegar a soportar el tridente con las cargas de diseño requeridas. Con la segunda evaluación se revisa por el análisis de elementos finitos, el esfuerzo cortante máximo al que podría llegar a estar sometido el tridente. Para el último cálculo se revisa el esfuerzo cortante real obtenido de los ensayos mecánicos. En ambas configuraciones se observa que esfuerzo cortante real llega a ser de aproximadamente la mitad del esfuerzo cortante de diseño. Adicionalmente, en ambos casos el esfuerzo cortante máximo está muy por encima del esfuerzo cortante de diseño. Estos resultados dan a entender que el diseño no podría cumplir con las cargas especificadas y que, conforme a los otros resultados, el soporte fallaría mucho antes de desempeñar las cargas de trabajo establecidas. Existe una diferencia considerable entre el esfuerzo cortante estimado mediante la ecuación aplicable a tubos de pared delgada y el esfuerzo cortante que muestran las simulaciones. Esta diferencia puede deberse a que en las simulaciones los agujeros para colocar los pasadores hacen el trabajo de un concentrador de esfuerzo, por lo que la distribución de las cargas en los agujeros puede no estar representada con precisión en las simulaciones contribuyendo a la diferencia en los resultados. Por otro lado, desde el punto de vista experimental, las capas de los dos materiales están en contacto entre sí y tienen una resistencia mecánica significativamente menor, por temas de adherencia como se mencionó anteriormente, en comparación con la resistencia en cortante de los polímeros empleados.

Para finalizar, uno de los ejes cruciales de todo diseño es una correcta selección del material y el medio que se considere para manufacturarlo. Se reitera el valioso aporte que le brinda un análisis

por elementos finitos a la evaluación de las muchas posibilidades de cargas, materiales y efectos que pueden llegar a interactuar con un diseño. Aunque las simulaciones por elementos finitos presentan discrepancias en comparación con los ensayos mecánicos, ambas evaluaciones son coherentes en comportamientos y resultados. Tanto en el análisis por elementos finitos como en los ensayos mecánicos, el material PLA se perfila como la opción más acertada debido a su menor deformación plástica máxima, adicionalmente, siempre requirió una fuerza mayor para fallar y presentó en los ensayos mecánicos una deformación plástica visualmente detectable. En cuanto a los análisis de esfuerzos cortantes en configuraciones de pared delgada, sugieren que el diseño propuesto no es factible y que el soporte fallaría antes de cumplir su propósito, lo que respalda las conclusiones anteriores.

BIBLIOGRAFÍA

Ayensa Pardo, A., Villa, G., & Cegoñino Banzo, L. (2011). *Simulación mediante elementos finitos del comportamiento de estructuras históricas de fábrica: aplicación al estudio de patologías y al análisis de estructuras existentes*. http://zaguan.unizar.es

Bravo Ríos, I. (2020). *OPTIMIZACIÓN TOPOLÓGICA DEL SOPORTE DE LAS PUERTAS DE UN MOTOR DE AVIÓN PARA SU FABRICACIÓN POR MANUFACTURA ADITIVA*.

Castro Cruces, J. (2021). *TESIS GENERACION DE SOPORTES PARA LA MANUFACTURA*.

Celigüeta Lizarza, J. T. (2000). *Método de los elementos finitos para análisis estructural*. Escuela Superior de Ingenieros Industriales.

Christoph, R., Muñoz, R., & Hernández, Á. (2016). Manufactura Aditiva Additive manufacturing. In *N°* (Vol. 43).

Delgado, I. V. (2017). revista-v11.01. *Holamundo*, *11*(El actual y futuro uso de los drones), 8–9.

Galeano, C., Mantilla, J., Asistente, P., & Mejía, M. (2007). HERRAMIENTAS DE SOFTWARE CON LICENCIA PÚBLICA GENERAL PARA EL MODELADO POR ELEMENTOS FINITOS GENERAL PUBLIC LICENSE SOFTWARE TOOLS TO FINITE ELEMENT MODELING CARLOS DUQUE. *Año*, *74*, 313–324.

Gallagher, R. H. (1985). *Revista internacional de métodos numéricos para cálculo y diseño en ingeniería DISEÑO ESTRUCTURAL OPTIMO-UNA RESEÑA*. *1*, 3–20.

Hernández, H., Dirigida, M., & Balankin, A. S. (2002). *INSTITUTO POLITÉCNICO NACIONAL ESCUELA SUPERIOR DE INGENIERÍA MECÁNICA Y ELÉCTRICA SECCIÓN DE ESTUDIOS DE POSGRADO E INVESTIGACIÓN*.

Juarez, A., De la Peña, D., & Angel, J. (2017). MANUFACTURA ADITIVA PARA PROTOTIPADO RÁPIDO. *Jóvenes En La Ciencia / Revista de Divulgación Científica*, *3*(no2), 2230–2234.

Ledesma, N. R., Reuter, F., & Pedenovi, A. (2019). *SERIE DIDÁCTICA N° 43 FACULTAD DE CIENCIAS FORESTALES LOS DRONES Y SUS APLICACIONES A LA INGENIERÍA* (F. Reuter & A. Pedenovi, Eds.).

León B, J., Guillermo Díaz-Rodríguez, J., & González-Estrada, O. A. (2020, April 1). *Vista de Daño en partes de manufactura aditiva reforzadas por fibras continuas | Revista UIS Ingenierías*. Vol. 19, n.° 2. https://revistas.uis.edu.co/index.php/revistauisingenierias/article/view/10599/10492

León-Becerra, J. S., González-Estrada, O. A., & Pinto-Hernández, W. (2020). Mechanical characterization of additive manufacturing composite parts. *Respuestas*, *25*(2). https://doi.org/10.22463/0122820x.2189

Nápoles Padrón, E., González Carbonell, R., & Olivares Diaz, E. (2015). *Una introducción al Análisis por Elementos Finitos: aplicaciones y ejemplos*. https://www.researchgate.net/publication/283151622

Nogués, S., González González, E., & Moura, J. L. (2021). *VEHÍCULOS AUTÓNOMOS, FORMA URBANA Y NUEVOS ENFOQUES DE PLANIFICACIÓN BACKCASTING: UNA REVISIÓN DE LAS INVESTIGACIONES RECIENTES*.

Oñate, E. (2002). Cálculo de estructuras con materiales compuestos laminados por el método de elementos finitos. *Centro Internacional de Métodos Numéricos de Ingeniería*, *212*, 1–34.

Otero Pereiro, L. L. (2006). Aprendiendo sobre el Método de los Elementos Finitos. *Ingeniería Mecánica*, *3*, 7–17.

Patiño, D., & Corz, A. (2018). Análisis Comparativo de Recipientes a Presión Toroidal de Material Compuesto por Elementos Finitos [Comparative Analysis of Toroidal Pressure Vessels of Composite by Finite Elements]. *International Journal of Innovation and Applied Studies*, *25*(1), 162–175. http://www.ijias.issr-journals.org/

Rivera Gutiérrez, L. M., Tovar Duarte, R., & Guzmán Murillo, F. S. (2022). *Diseño, ensamblaje y programación de un dron autónomo TESIS DE MAESTRÍA*.

RODRÍGUEZ SUAREZ, J., & RESTREPO ARDILA, D. G. (2015). *ELABORACIÓN Y CARACTERIZACIÓN DE COMPONENTES PLÁSTICOS POROSOS, MEDIANTE IMPRESIÓN 3D PARA APLICACIONES DE REGENERACIÓN ÓSEA*.

Universidad Panamericana. (2020, January 31). *AUTOS VOLADORES, MÁS CERCA DE LO QUE PENSAMOS | Universidad Panamericana*. https://historico.up.edu.mx/es/noticias/36942/autos-voladores-mas-cerca-de-lo-que-pensamos