

PROYECTO FINAL

Diseño, estudio y fabricación de ala para vehículo aéreo no tripulado

Estudiante: Franco Agustin Lemmi (frankolem@gmail.com)

Director: Dr. Ariel Stocchi

Codirector: Dr. Gaston Francucci

***Evaluadores: Dr. Alejandro Basso
Dr. Leandro Ludueña
Dr. Alejo Mandri***

Proyecto final para optar por el grado de Ingeniería Mecánica



RINFI es desarrollado por la Biblioteca de la Facultad de Ingeniería de la Universidad Nacional de Mar del Plata.

Tiene como objetivo recopilar, organizar, gestionar, difundir y preservar documentos digitales en Ingeniería, Ciencia y Tecnología de Materiales y Ciencias Afines.

A través del Acceso Abierto, se pretende aumentar la visibilidad y el impacto de los resultados de la investigación, asumiendo las políticas y cumpliendo con los protocolos y estándares internacionales para la interoperabilidad entre repositorios



Esta obra está bajo una [Licencia Creative Commons Atribución- NoComercial-CompartirIgual 4.0 Internacional](https://creativecommons.org/licenses/by-nc-sa/4.0/).

PROYECTO FINAL

Diseño, estudio y fabricación de ala para vehículo aéreo no tripulado

Estudiante: Franco Agustin Lemmi (frankolem@gmail.com)

Director: Dr. Ariel Stocchi

Codirector: Dr. Gaston Francucci

***Evaluadores: Dr. Alejandro Basso
Dr. Leandro Ludueña
Dr. Alejo Mandri***

Proyecto final para optar por el grado de Ingeniería Mecánica

2025

Índice

RESUMEN Y OBJETIVOS	3
INTRODUCCIÓN	4
ESTRUCTURA, COMPONENTES Y FUNCIONAMIENTO DE UN VEHÍCULO AÉREO NO TRIPULADO	9
Estructura o fuselaje	9
Alas (En un UAV del tipo avión)	10
Sistema de propulsión	11
Sistema de control	12
Sistemas de energía	13
Consideraciones extra	14
MARCO TEÓRICO	16
MATERIALES POLIMÉRICOS	16
Procesamiento de materiales poliméricos	18
Aplicaciones de materiales poliméricos	21
PLA	23
MATERIALES COMPUESTOS	25
IMPRESIÓN 3D	28
DESARROLLO DEL AVIÓN BASE	33
PUESTA A PUNTO	41
ANÁLISIS ESTRUCTURAL	47
Análisis de tensiones y deformaciones por simulación por elementos finitos	59
RESULTADOS Y DISCUSIÓN	69
Ala fabricada en PLA	69
Ala fabricada en material compuesto	72
Discusión	76
PROCESAMIENTO DEL ALA	77
CONCLUSIONES	97
TRABAJOS FUTUROS Y POSIBLES MEJORAS	98
REFERENCIAS	99

RESUMEN Y OBJETIVOS

Este proyecto tiene como finalidad optimizar el rendimiento de una aeronave de pequeñas dimensiones a través de la reducción de su peso. Para alcanzar este objetivo, se propone reemplazar una pieza original del vehículo aéreo por otra elaborada con materiales compuestos y evaluar, también, la viabilidad del método de fabricación.

El vehículo aéreo inicial se fabricó con impresión 3D, se armó y se examinaron sus componentes y características. Con el propósito de validar la propuesta, se seleccionó un ala del avión para un análisis detallado. El ala original del modelo X-100 Infinity Wing V2 se produjo mediante impresión 3D según las especificaciones del diseñador y se elaboró un modelado computacional para estudiar su respuesta mecánica.

Se ejecutaron ensayos de laboratorio para determinar las propiedades mecánicas del material constitutivo base (Ácido Poliláctico - PLA). Las pruebas de tracción se realizaron en una máquina Instron 3369 con probetas impresas en 3D de distintas orientaciones. Los datos recolectados permitieron caracterizar las propiedades mecánicas del material y alimentar los modelos computacionales.

El ala optimizada propuesta conserva la geometría externa de la original, pero su estructura interna se rediseñó. Se fabricó con material compuesto de fibra de vidrio y resina poliéster. Mediante el análisis de elementos finitos, se evaluó la respuesta mecánica de ambas alas ante diversos esfuerzos. Los datos obtenidos facilitaron información sobre la resistencia mecánica y la capacidad del avión completo para soportar cargas (en términos de g) con cada tipo de ala.

A continuación, se fabricó la pieza optimizada en material compuesto. A partir del modelo 3D y con un software CAD, se diseñaron moldes internos descartables. También se construyó el larguero principal que atraviesa el centro del componente. El molde, junto con el miembro estructural longitudinal, se recubrió con fibra de vidrio y se colocó en una membrana flexible bajo vacío. La resina poliéster circuló a través del ala y se dejó curar. Una vez concluido el proceso, el molde interno se extrajo mecánicamente, lo que dejó solo la pieza terminada de material compuesto.

INTRODUCCIÓN

Mucho antes de que los humanos se atrevieran a volar, ya existían vehículos aéreos no tripulados, como los barriletes chinos y los primeros globos aerostáticos. Uno de los primeros en emplear este tipo de dispositivos fue el general chino Zhuge Liang (180-234 d.C.), quien lanzó globos de papel impulsados por aire caliente, generado con lámparas de aceite, durante la noche. Su objetivo era engañar al enemigo haciéndoles creer que una fuerza sobrenatural intervenía en su contra.

En la actualidad, una aeronave no tripulada se refiere a un vehículo aéreo que opera de manera autónoma o es controlado remotamente, replicando las maniobras de una nave pilotada por humanos. A lo largo del tiempo, el término para estas aeronaves ha variado dependiendo de las perspectivas de fabricantes, autoridades de aviación civil y fuerzas militares. Nombres como torpedos aéreos, radiocontrolados, teledirigidos, de control autónomo, vehículos sin piloto, vehículos aéreos no tripulados (UAV, Unmanned Aerial Vehicle, por sus siglas en inglés) y drones son algunos de los usados para describir estas máquinas voladoras sin presencia humana.

En los inicios de la aviación, la posibilidad de operar un avión sin tripulación ofrecía la clara ventaja de evitar riesgos para la vida y la integridad física en aparatos altamente experimentales. Hacia 1890, el pionero alemán Otto Lilienthal empleó planeadores no tripulados como plataformas experimentales para probar diseños de alas y desarrollar estructuras ligeras. Esto permitió registrar avances tras varios incidentes sin que un piloto sufriera daños. Sin embargo, aunque estos métodos eliminaban la presencia humana, la ausencia de un sistema de control efectivo restringió el uso de estas primeras aeronaves no tripuladas. El desarrollo inicial de la aviación pronto se enfocó en emplear "pilotos de prueba" para manejar estas novedosas máquinas. Los progresos más allá de los planeadores no tripulados fueron costosos, ya que incluso Lilienthal falleció en 1896 mientras volaba un planeador experimental.

Como se observa en el uso moderno de aeronaves no tripuladas, y también históricamente, las aeronaves no tripuladas a menudo siguen un patrón operativo

consistente, descrito hoy como las tres D en inglés: dangerous, dirty, and dull. Que significan peligroso, sucio y aburrido. Peligroso se refiere a que alguien intenta derribar la aeronave o cuando la vida del piloto puede correr un riesgo indebido desde el punto de vista operativo. Sucio es cuando el entorno puede estar contaminado por riesgos químicos o biológicos que impiden la exposición humana. Por último, aburrido se refiere a cuando la tarea requiere largas horas en el aire, lo que hace que el vuelo tripulado sea fatigoso, estresante y, por tanto, no deseable. Éstas máquinas son de gran utilidad, ya que pueden suplantar esas tareas que realiza el humano y hacerlas más eficientes [4].

Las funciones más básicas de un UAV incluyen inteligencia, reconocimiento y vigilancia. Sin embargo, un vehículo aéreo de combate no tripulado, además, debe cumplir funciones relacionadas con el combate, como el seguimiento de objetivos y el despliegue de sistemas de armas defensivos y ofensivos contra objetivos. Un UAV puede estar equipado con sensores, como un barómetro global (GPS) y un altímetro. Los UAV sofisticados pueden equiparse con equipos fotográficos, infrarrojos y acústicos, radares de apertura sintética, y láser de detección y alcance de luz, junto con sensores de radiación, químicos y otros sensores especiales para medir los parámetros pertinentes para cumplir misiones críticas. Los sensores de navegación y control son de vital importancia. Además, los sensores a bordo pueden ser controlados por el operador en tierra, por sensores preprogramados o mediante un modo de funcionamiento remoto automatizado. En el caso del modo de vehículo de combate desatendido, los requisitos de la misión pueden modificarse mediante el operador en tierra. Los científicos que diseñan los UAV creen que al utilizar los equipos a bordo y de tierra, los UAV pueden realizar una amplia gama de misiones, como la recopilación de información, vigilancia, reconocimiento, cartografía aérea, actividades antiterroristas y emergencias.

Pero el desarrollo de los UAVs comienza en la primera guerra mundial, donde fueron desarrollados vehículos aéreos no tripulados que no fueron utilizados debido a la falta de pruebas de su funcionamiento, hecho que no se llevó a cabo por la poca tecnología de la época. Ya se pensaba en esta idea para la aplicación militar. A pesar de ello, los desarrollos se retoman años más tarde para la segunda guerra

mundial. La Alemania nazi desarrolló varias versiones de vehículos aéreos no tripulados para el entrenamiento de combate de sus tropas.

Los drones que se observan hoy son innovaciones de principios del siglo XX. Estos drones se desplegaron originalmente como blancos de práctica para entrenar al personal militar. En consecuencia, su diseño y desarrollo continuaron durante la Primera Guerra Mundial, cuando la *Dayton-Wright Airplane Company* inventó un torpedo aéreo sin piloto que caía y explotaba en un momento predeterminado. Artículos publicados revelan que el primer intento de demostrar el concepto de UAV se realizó en 1943. Desde entonces, la tecnología de UAV o drones se desarrolló para diversas aplicaciones comerciales y militares. Ya en 1915, Nikola Tesla describió una flota de UAVs. El primer RPV (vehículo pilotado remotamente) se desarrolló en 1935 y fue presentado mediante una película. Durante la Segunda Guerra Mundial, se crearon más UAVs para entrenar a artilleros del ejército y ejecutar misiones de ataque. La Alemania nazi produjo y desplegó varias versiones de UAVs durante la Segunda Guerra Mundial para destruir cazas y bombarderos aliados. Los científicos e ingenieros alemanes recibieron órdenes de Hitler para diseñar y desarrollar motores a reacción miniaturizados, los cuales se utilizaron en el Teledyne Ryan Firebee en 1951 [1].

A partir de 1950 continúan las actividades experimentales de carácter militar en aeronaves autónomas, dando inicio así a una revolución en el diseño, aplicaciones y desarrollo de UAV's aplicados inicialmente para misiones en el campo militar, hecho que se observó en la guerra de Vietnam, la operación en el Líbano, la operación tormenta del desierto, operaciones en Afganistán y los combates en Iraq.

En sus primeros desarrollos, el UAV surge como un intento por lograr la autonomía en el vuelo de aeronaves utilizando la tecnología disponible en ese momento. Esta idea de llevar a cabo misiones sin depender directamente del factor humano en lo que respecta a decisiones y limitaciones operativas de los instrumentos, refuerza cada vez más la eficacia de los sistemas aéreos no tripulados, introduciendo así un nuevo concepto dentro del ámbito aeronáutico.

En la actualidad, el mundo ha sido testigo de la evolución de los UAV, que han logrado una independencia importante de la dirección humana, y se aplican

principalmente en actividades propias de misiones militares, del desarrollo de nuevos materiales y electrónica moderna destinada a la aeronáutica. El resultado es un importante avance en los nuevos modelos de guerra, que disminuye de forma impactante la presencia humana directa, para lograr la superioridad aérea y evitar la pérdida de la vida de personas involucradas directamente en el conflicto.

El rango de control de aeronaves no tripuladas abarca desde un sistema de vuelo completamente autónomo, independiente de señales externas, hasta uno que depende de un enlace de datos constante que permite a un piloto operar la aeronave de forma remota, incluyendo, por supuesto, variaciones intermedias. En teoría, una aeronave totalmente autónoma podría volar sin verse afectada por interferencias de señales enemigas y ejecutar una variedad de misiones complejas. Sin embargo, la desventaja radica en que un sistema de control de vuelo completamente autónomo puede ser simulado en una computadora, lo que permite al enemigo desarrollar contramedidas de manera similar a como los jugadores de videojuegos lo hacen con oponentes autónomos. Una vez identificados los fallos del programa, derrotar el sistema autónomo se convierte en una tarea sencilla [1].

Los avances en la autonomía de los UAV, junto con su capacidad para integrar materiales y electrónica avanzados, han consolidado su rol en la guerra moderna, al tiempo que plantean dilemas técnicos significativos. La posibilidad de operar sin interferencias externas choca con la vulnerabilidad de los sistemas autónomos ante contramedidas enemigas, lo que limita su fiabilidad absoluta. Este contraste resalta la necesidad de equilibrar la reducción de riesgos humanos con estrategias que mitiguen las debilidades inherentes a la tecnología, un desafío clave para su desarrollo futuro en aplicaciones militares y aeronáuticas.

Fuera del ámbito militar, los UAVs, son empleados en una amplia gama de sectores. Por ejemplo, en la agricultura, es utilizado para monitoreo de cultivos y fumigación. En este caso, el dron, capta imágenes que, tras el tratamiento informático adecuado, son capaces de arrojar datos precisos sobre diferentes aspectos, como: el estrés hídrico de los cultivos, las deficiencias nutricionales de las plantas, la incidencia en los cultivos de plagas, enfermedades y malas hierbas y el estado de desarrollo y fenológico de las plantas.

Otro ejemplo que podría mencionarse, es el uso de este tipo de aparatos en la industria cinematográfica. Permite recoger tomas desde todos los ángulos y perspectivas, produciendo imágenes únicas. Antiguamente se utilizaban helicópteros, pero estos pequeños aviones no tripulados han ganado protagonismo. Son utilizados cada vez más para grabar películas, documentales, series, programas de televisión, videoclips o utilizados para publicidad. La principal ventaja es la reducción de costos.

Existen más ejemplos del presente sobre la utilización de estos dispositivos, como en carreras (Drones de alta velocidad diseñados para competencias), aeromodelismo (forma de entretenimiento y aprendizaje técnico) y en ingeniería. En este último, se han revolucionado diversos campos gracias a la versatilidad, capacidad para realizar tareas de alta precisión y acceso a lugares difíciles o peligrosos para los humanos.

En el mundo de la ingeniería, suele utilizarse para la inspección y mantenimiento de infraestructuras debido a su capacidad para recopilar datos visuales, térmicos y topográficos con alta precisión. En infraestructuras civiles como puentes, detectan fisuras, corrosión o deformaciones estructurales mediante cámaras de alta resolución y sensores térmicos. Su acceso a áreas difíciles, como la parte inferior de los puentes, elimina riesgos para los ingenieros. También, en edificios y rascacielos, los drones inspeccionan fachadas, ventanas y sistemas de anclaje sin necesidad de andamios o equipos de escalada.

Los UAVs equipados con cámaras térmicas y sensores ópticos son capaces de inspeccionar líneas eléctricas de alta tensión, y así, detectar puntos calientes, conexiones defectuosas y signos de desgaste. Suelen utilizarse en la inspección de regiones montañosas donde el acceso humano es complicado. En parques solares y eólicos, estos aparatos identifican piezas dañadas y analizan el estado de las turbinas eólicas con cámaras de alta resolución, reduciendo costos y tiempos de mantenimiento. Ciertos UAVs, equipados con tecnología LiDAR, refiere al uso de la tecnología láser para medir distancias, crean mapas detallados para planificar y optimizar la distribución de redes eléctricas en terrenos difíciles.

La logística, monitoreo y control de procesos son variables muy importantes para las empresas, en el mundo de hoy. A través de esto, se logran evitar errores, mejorar la experiencia del cliente y optimizar tiempos. Repercute positivamente en la rentabilidad y reputación de cualquier negocio. Por lo tanto, los vehículos aéreos no tripulados se aplican en almacenes automatizados para el conteo de inventarios y la supervisión de zonas de difícil acceso. Por ejemplo, la empresa conocida mundialmente, Amazon, emplea esta tecnología en procesos logísticos para la gestión de inventarios [13].

ESTRUCTURA, COMPONENTES Y FUNCIONAMIENTO DE UN VEHÍCULO AÉREO NO TRIPULADO

Un UAV, ya sea comercial o recreativo, incluye subsistemas claves y componentes fundamentales que aseguran su operatividad.

Las principales partes que componen estas aeronaves son:

Estructura o fuselaje

Es el cuerpo principal del UAV que soporta todos los componentes y asegura la aerodinámica necesaria para el vuelo. En el caso de un avión, soporta las alas, motores y demás sistemas electrónicos. Puede estar fabricado por distintos materiales. Se puede ver en la **Figura 1** y **Figura 2**.

En aeromodelismo, suele utilizarse fibra de carbono, aluminio, ABS o PLA. En cambio, para un aparato industrial, se suelen emplear materiales compuestos avanzados, como fibra de carbono o fibra de aramida, más conocida como kevlar. También, en este último caso, pueden usarse metales ligeros, como el titanio.

Un factor muy importante para este tipo de piezas es la alta resistencia estructural con bajo peso para maximizar la eficiencia energética.



Figura 1. Ejemplo de estructura de UAV.

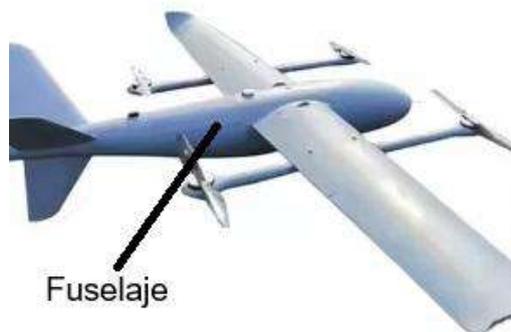


Figura 2. Fuselaje de UAV del tipo avión.

En la **Figura 1**, se observa una estructura de un UAV, de las más comunes que existen. Lleva cuatro motores y cuatro hélices, en las puntas de las barras en forma de cruz. En cambio, en la **Figura 2**, se detalla un fuselaje de un UAV tipo avión.

Alas (En un UAV del tipo avión)

Las alas son las superficies aerodinámicas que generan sustentación al interactuar con el aire. También, controlan el balance del avión mediante el diedro. Este último, es el ángulo de elevación sobre la horizontal de las alas o alerón de cola de una aeronave fija. Puede ser positivo, neutro o negativo.

Las alas permiten que el vehículo aéreo se mantenga en el aire, reduciendo el consumo de energía. En aeromodelismo, suelen estar construidas por poliestireno expandido, PLA o materiales compuestos, en el caso de dispositivos del tipo industriales.

Un ejemplo de ellas se muestran en la **Figura 3**:

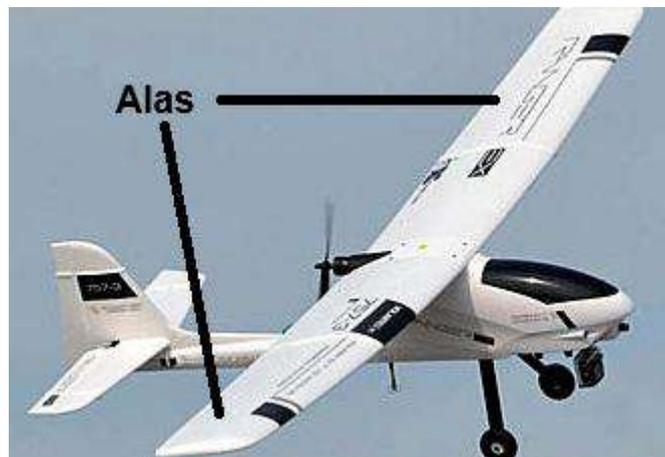


Figura 3. Alas de un UAV del tipo avión.

Sistema de propulsión

Motores:

- Motores eléctricos sin escobillas (brushless motors). Son comunes en aeromodelismo por su eficiencia y bajo mantenimiento. En la **Figura 4**, puede verse cómo son estos motores.
- Motores de combustión interna. Se suelen emplear en vehículos aéreos no tripulados de mayor alcance.



Figura 4. Motor eléctrico sin escobillas.

Hélices: Suelen ser de plástico o fibra de carbono y generan el empuje necesario para el vuelo.

Entonces, el sistema de propulsión proporciona el empuje necesario para el movimiento del UAV, permitiéndole despegar, volar y aterrizar.



Figura 5. Ejemplo de hélice en un UAV.

En la **Figura 5** se puede observar un ejemplo de ala en un UAV. Suelen existir modelos de drones que poseen cuatro motores y, por lo tanto, cuatro hélices. En cambio, en los UAV del tipo avión, el motor suele ser único y se encuentra en el extremo del fuselaje. Las hélices suelen ser bipala o tripala, como se muestra en la figura. Esto depende de las necesidades de empuje y velocidad de rotación de los motores.

Sistema de control

El sistema de control es el encargado de garantizar que el UAV se mantenga estable y siga trayectorias predefinidas.

Algunos complementos claves son:

- Controlador de vuelo: Suele ser un microprocesador que regula el comportamiento del UAV en tiempo real mediante algoritmos de estabilización.
- Sensores: Giroscopios y acelerómetros para estabilizar el vuelo, GPS para navegación precisa y barómetros para medir altitud.
- Receptor de radiofrecuencia: Recibe señales desde el control remoto del usuario. En aparatos industriales, suele recibir señales desde una estación de control.
- Sistema de comunicación: Radio control o sistemas avanzados como telemetría para monitorear datos del vuelo.

Sistemas de energía

Los sistemas de energía suministran energía al motor, al controlador de vuelo y a los sensores.

Las baterías de polímero de litio (LiPo) son las más utilizadas debido a su alta densidad de energía y peso ligero. En algunos dispositivos modernos, recargan sus baterías mediante energía solar. Así, pueden volar durante largos períodos de tiempo. Son ideales para aparatos encargados del monitoreo de infraestructuras, vigilancia del medio ambiente y operaciones de búsqueda y rescate. Suelen ser como la mostrada en la **Figura 6**.

Este tipo de baterías se clasifican principalmente según su número de celdas en serie, lo que influye en su voltaje total, capacidad de corriente y la aplicación para las que son adecuadas. Cada celda tiene un voltaje nominal de 3.7V, aunque su voltaje completo de carga es 4.2V. Las configuraciones típicas de baterías, dependiendo del tamaño del UAV, suelen ser 3S o 4S (tres o cuatro celdas).

La capacidad de la batería, medida en miliamperios-hora (mAh), indica la cantidad de energía que puede almacenar. Cuanto mayor sea el valor de mAh, más tiempo durará la batería bajo una carga constante. Sin embargo, también influye en el

tamaño y peso de la batería. A partir de 3.000 mAh, se pueden utilizar en drones medianos. Pero, lo más común, es la utilización de baterías con capacidad mayores a 5.000 mAh.

El índice C indica la tasa máxima de descarga que una batería puede soportar de manera segura. Cuanto mayor sea el valor de C, más corriente puede entregar la batería sin dañarse. Esto es especialmente importante en aplicaciones que requieren mucha potencia instantánea, como en vehículos aéreos de carreras o vehículos RC de alto rendimiento.



Figura 6. Batería de polímero de litio (LiPo).

Consideraciones extra

Por lo general, un vehículo aéreo tiene autonomía para: volar de un punto a otro, realizar maniobras de reconocimiento, controlar el ascenso y descenso, corregir errores en la fase de crucero de acuerdo a la programación de misión ejecutada previamente. Además, si el vehículo aéreo es de tipo militar, tendrá los elementos correspondientes para su objetivo y uso (sensores y carga bélica).

Estación de control:

Una Estación de Control en Tierra (GCS, por sus siglas en inglés) es el centro físico donde se planifican y controlan las operaciones de un Sistema Aéreo No Tripulado

(UAS, Unmanned Aircraft System). Aquí se integran los sistemas de video, comando, telemetría, navegación y monitoreo de la aeronave, lo que permite gestionar todas las fases del vuelo, desde el despegue y aterrizaje hasta el control en vuelo y la supervisión de la misión.

La GCS puede estar instalada en plataformas fijas o móviles, como vehículos terrestres o aeronaves, dependiendo del tipo de misión. En esta estación trabajan los operadores humanos, quienes programan los perfiles de misión, analizan datos, controlan la aeronave mediante equipos electrónicos y supervisan la ejecución de la operación. Las imágenes recibidas en los monitores son en tiempo real, combinando imágenes sintéticas y mapas digitales, lo que permite modificar la misión en curso o suspenderla si es necesario.

Estructuralmente, una GCS está compuesta, en su configuración básica, por una estación de pilotaje y una estación de sensores. La estación de pilotaje está destinada al piloto al mando, encargado de operar la aeronave y sus sistemas, mientras que la estación de sensores gestiona la carga útil de sensores y las comunicaciones por radio. En UAS más complejos, pueden añadirse estaciones de trabajo adicionales para gestionar otras operaciones. Sin embargo, en sistemas más pequeños y menos sofisticados, estas funciones pueden integrarse en una única estación, permitiendo la operación por un solo operador [4].

Carga útil (Payload):

En el payload o carga útil radica la importancia de un UAV, ya que hace referencia a la carga que pueda llevar, si es de transporte, y los sistemas de vigilancia y control electrónico que posee la aeronave como video cámaras, sensores infrarrojos para misiones de reconocimiento, sensores de radar, electrónica de armamento, sensores meteorológicos y químicos, sensores de radiación nuclear, antenas, unidades de sensores electrónicos y tarjetas de detección de blancos, reconocimiento e identificación. En el payload se excluye los sistemas básicos para volar del vehículo, como la aviónica, los sistemas de enlace de datos, sistema de propulsión y combustible, etc.

MARCO TEÓRICO

MATERIALES POLIMÉRICOS

Un polímero es una macromolécula compuesta por la repetición de unidades estructurales denominadas monómeros, los cuales están enlazados mediante enlaces covalentes. La cantidad de monómeros y la manera en que están organizados en la cadena polimérica determinan sus propiedades mecánicas, térmicas, eléctricas y químicas.

Los polímeros pueden clasificarse según su origen en naturales, cuando forman parte de estructuras biológicas, y sintéticos, cuando son diseñados y fabricados mediante procesos de polimerización. Estas macromoléculas tienen un alto peso molecular y su comportamiento físico-químico varía en función de su estructura, composición y distribución de los monómeros en la cadena [5].

Estructura molecular y clasificación

Según la disposición de sus cadenas, los polímeros pueden dividirse en:

- Polímeros lineales: Formados por largas cadenas de monómeros sin ramificaciones, lo que les otorga mayor flexibilidad y solubilidad.
- Polímeros ramificados: Presentan cadenas principales con extensiones laterales, lo que afecta su capacidad de empaquetamiento y modifica sus propiedades mecánicas y térmicas.
- Polímeros reticulados: Poseen enlaces químicos entre sus cadenas, formando una red tridimensional que les proporciona alta rigidez y estabilidad térmica, pero impide su reciclado.

Los polímeros también pueden diferenciarse en función de su respuesta térmica: los termoplásticos pueden fundirse y reformarse, mientras que los termoestables adquieren una estructura fija tras su curado y no pueden volver a moldearse.

Los polímeros se utilizan en ingeniería debido a su versatilidad, facilidad de procesamiento y capacidad de adaptación a diferentes condiciones operativas. Su

selección para aplicaciones industriales y tecnológicas depende de múltiples factores, entre los que destacan las siguientes propiedades:

Propiedades mecánicas

Las propiedades mecánicas de los polímeros están determinadas por su estructura molecular y su distribución de monómeros en la cadena. Entre las más relevantes se encuentran la resistencia a la tracción, el módulo de elasticidad y la tenacidad. En general, los polímeros son menos rígidos y fuertes que los metales, por lo que el diseño de componentes poliméricos requiere considerar la influencia de la temperatura y la velocidad de aplicación de la carga. Además, pueden contener aditivos que modifican sus propiedades, como plastificantes, rellenos o refuerzos.

Propiedades térmicas

Los polímeros tienen un rango limitado de temperaturas de operación. Mientras que algunos son sensibles a los cambios térmicos y pueden perder sus propiedades mecánicas a temperaturas elevadas, otros mantienen su estabilidad debido a la presencia de enlaces cruzados en su estructura. En aplicaciones industriales, la expansión térmica y la resistencia a la degradación térmica deben ser consideradas en el diseño para garantizar la funcionalidad del material en condiciones de servicio.

Propiedades eléctricas

Muchos polímeros son aislantes eléctricos debido a su estructura molecular no conductora, lo que los hace adecuados para la fabricación de componentes eléctricos y electrónicos. Su constante dieléctrica y resistencia al paso de corriente permiten su uso en sistemas de aislamiento, recubrimientos y carcasas. Sin embargo, en algunas aplicaciones es necesario modificar su estructura o añadir dopantes para mejorar su conductividad.

Propiedades ópticas

La interacción de los polímeros con la luz es fundamental en aplicaciones ópticas y electrónicas. Dependiendo de su estructura, pueden ser transparentes, translúcidos

u opacos. Propiedades como la absorción, la transmisión y la reflexión de la luz determinan su uso en lentes, pantallas y sistemas de transmisión de señales.

Resistencia química y a la corrosión

Los polímeros presentan alta resistencia a la corrosión y a productos químicos agresivos, lo que los hace adecuados para su uso en ambientes industriales exigentes. Su estabilidad frente a solventes, ácidos y bases permite su aplicación en tuberías, recubrimientos y envases de almacenamiento.

Los polímeros constituyen una parte esencial en el desarrollo de materiales para la industria, con aplicaciones que abarcan desde la fabricación de componentes mecánicos hasta dispositivos electrónicos y sistemas de aislamiento. Su correcto uso y selección requieren un análisis detallado de sus propiedades y su comportamiento en condiciones específicas de operación, considerando factores como la temperatura, la carga mecánica y la exposición a agentes químicos o eléctricos.

Procesamiento de materiales poliméricos

El procesamiento de materiales poliméricos es un conjunto de técnicas utilizadas para transformar los polímeros en productos finales o intermedios. Este proceso es crucial en la ingeniería, ya que los polímeros se utilizan en una amplia gama de industrias debido a sus características como ligereza, versatilidad, resistencia a la corrosión, y facilidad de fabricación. Comprender estos procesos es esencial para el diseño, producción y mejora de productos plásticos [9].

Algunos de los métodos más utilizados se detallan a continuación:

- Extrusión: es un proceso continuo en el que un material polimérico se funde y se fuerza a través de una matriz para obtener una forma constante, generalmente un perfil largo. Se utiliza en la fabricación de productos como: tuberías y perfiles de PVC, polietileno y polipropileno; láminas; cables y alambres recubiertos.

- Moldeo por inyección: es uno de los procesos más comunes para producir piezas plásticas de forma compleja. Aquí, el polímero se funde y se inyecta a alta presión en un molde cerrado para obtener la forma deseada. Es frecuente su uso para la fabricación de piezas pequeñas y complejas, componentes para la industria automotriz, electrónica, electrodomésticos y juguetes. En la **Figura 7**, se puede ver, en la imagen superior izquierda, como se inyecta el polímero en un molde. Luego, en la parte inferior de la figura, el molde posee un contra molde que se retira y se obtiene la pieza final.

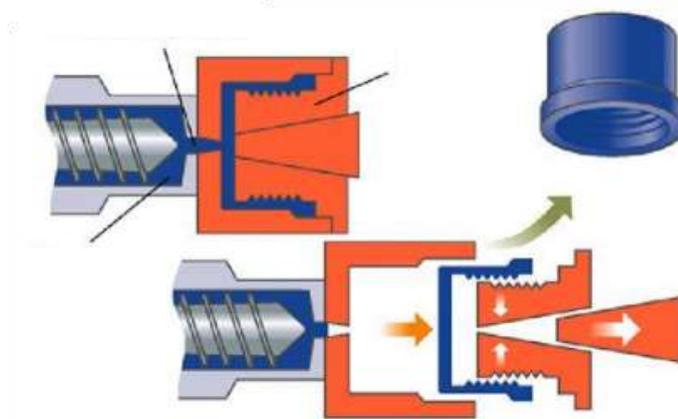


Figura 7. Proceso de moldeo por inyección.

- Moldeo por soplado: se utiliza para fabricar piezas huecas, como botellas y envases plásticos. Consiste en fundir el polímero y luego soplar aire para formar la pieza. En otras palabras, se toma un tubo de material plástico fundido, conocido como preforma, que se coloca en un molde. El aire se sopla dentro del tubo para darle forma. Al enfriarse, el polímero toma la forma del molde. Más abajo, pueden verse en la **Figura 8**, ilustraciones de la evolución temporal de este proceso. Las aplicaciones más frecuentes suelen ser envases y botellas para bebidas, cosméticos o productos farmacéuticos.

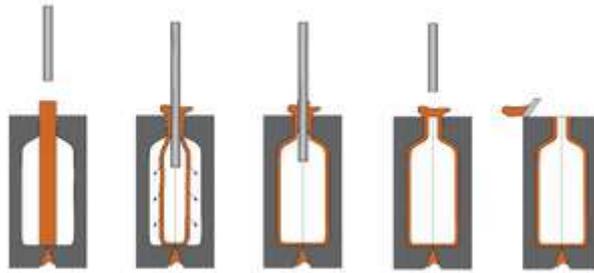


Figura 8. Proceso de moldeo por soplado.

- **Termoformado:** es un proceso en el cual una lámina de material plástico se calienta hasta que se ablanda y luego se moldea por presión o vacío para obtener la forma deseada. Productos como envases, bandejas de alimentos, componentes de la industria automotriz, como paneles de interior de automóviles, son fabricados por termoformado. En la **Figura 9**, se puede observar cómo a partir de una lámina, se obtiene una pieza de cierta forma por termoformado.

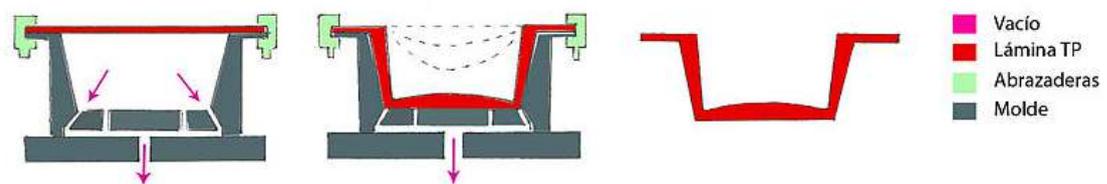


Figura 9. Proceso de termoformado.

A su vez, existen varios tipos de termoformado:

- **Termoformado por vacío:** Este es el tipo más común. Es el explicado anteriormente y que muestra la Figura 9.
- **Termoformado por presión:** Aquí, además del vacío, se utiliza aire a presión para presionar la lámina de plástico contra el molde. Esto es útil para obtener detalles más finos o una mejor precisión en la forma.
- **Termoformado combinado:** Es una mezcla de los dos métodos anteriores, usando tanto vacío como presión. Se usa cuando se necesitan formas complejas o un acabado más preciso.

- Termoformado con dos caras: En este proceso, se usa una lámina de plástico que se calienta y se forma por ambos lados, utilizando moldes específicos para cada cara. Este tipo de termoformado es menos común pero se usa para producir piezas con detalles o características específicas.
- Rotomoldeo: Se utiliza para fabricar piezas de gran tamaño y huecas. El material polimérico se coloca en un molde que gira alrededor de dos ejes mientras se calienta, lo que permite que el material cubra toda la superficie interna del molde. Se fabrican tanques de almacenamiento de agua y juegos de parque con éste método.
- Impresión 3D: es un proceso de fabricación en el que se crea un objeto tridimensional a partir de un modelo digital. Esto se logra mediante la adición de capas sucesivas de material hasta formar el objeto final. A diferencia de métodos tradicionales, que suelen cortar o moldear el material, este proceso construye el objeto capa por capa, que permite una gran precisión y la creación de formas complejas. Se abordará en mayor profundidad más adelante en el presente trabajo.

Aplicaciones de materiales poliméricos

- Componentes de automóviles: Los polímeros son utilizados en la industria automotriz debido a su ligereza, resistencia a la corrosión y facilidad de fabricación. Estas propiedades contribuyen a la mejora en el rendimiento, la seguridad y la economía de los vehículos. Algunas de las aplicaciones incluyen: plásticos como el polipropileno y el ABS se utilizan para la fabricación de tableros y paneles de interiores; polímeros reforzados con fibra de vidrio son utilizados para la fabricación de carrocerías; polietileno y polipropileno se emplean para construir depósitos de combustible.
- Industria aeroespacial: ligereza, resistencia al fuego y durabilidad, son algunas de las características significativas para este tipo de aplicaciones. Por ejemplo, se le da su uso en composites poliméricos reforzados con fibra: Materiales como la fibra de carbono o fibra de vidrio impregnada con resinas

epóxicas o fenólicas se utilizan en la fabricación de alas, fuselajes y otras partes estructurales de aeronaves. Estos materiales permiten una reducción considerable del peso de las aeronaves, mejorando la eficiencia del combustible.

- Tecnología de dispositivos electrónicos: se encuentran aplicaciones esenciales en la fabricación de componentes electrónicos, gracias a su capacidad para ser moldeados en formas complejas y sus propiedades dieléctricas. Los polímeros como el PVC, polietileno (PE) y polipropileno (PP) se usan en el aislamiento de cables eléctricos y electrónicos debido a sus excelentes propiedades de resistencia a la electricidad. Los plásticos como el ABS y el policarbonato se utilizan en la fabricación de carcasas para teléfonos móviles, computadoras portátiles, y otros dispositivos electrónicos. Brinda durabilidad y resistencia a impactos.
- Energías renovables: Los polímeros tienen un papel fundamental en la transición hacia fuentes de energía más limpias y sostenibles. Sus propiedades como la resistencia a la intemperie y la facilidad para ser moldeados en formas específicas son esenciales en diversas aplicaciones de energías renovables. Los polímeros como el PET (polietileno tereftalato) y el EVA (etileno-vinil-acetato) se usan en la fabricación de células solares. Actúan como encapsulantes, protegen a las células solares del ambiente y garantizan su durabilidad.
- Industria de la medicina: Los materiales poliméricos encuentran aplicaciones en el diseño de dispositivos médicos y prostéticos. Esto es gracias a su biocompatibilidad y capacidad para ser moldeados en formas complejas.
- Sistema de transmisión y sello de fluidos: Los sistemas de transmisión se utilizan para transferir energía de una parte de un sistema a otra, y los sellos de fluidos son fundamentales para garantizar la estanqueidad y evitar fugas. Los polímeros son materiales cruciales en estos dos campos debido a sus propiedades de flexibilidad, resistencia al desgaste y adaptabilidad. Materiales como nylon, polipropileno (PP) y polietileno (PE) se utilizan en la fabricación de engranajes y correas de transmisión en aplicaciones de baja

carga, debido a su resistencia al desgaste y bajo coeficiente de fricción. Su uso reduce el peso total del sistema, lo cual es crucial en aplicaciones donde la eficiencia energética es importante, como en automóviles y sistemas industriales. Elastómeros como el nitrilo, fluorocarbono y silicona son muy usados en aplicaciones de sellado de fluidos. Estos materiales son excelentes para resistir una variedad de fluidos industriales, incluyendo aceites, combustibles y productos químicos, sin perder su elasticidad.

- Robótica y automatización: En la fabricación de robots, se utilizan materiales poliméricos en partes estructurales como carcasas, cubiertas y componentes del cuerpo debido a su ligereza y resistencia. Polímeros de alta resistencia como el policarbonato y el poliamida son ideales para cubrir partes de robots debido a su alta resistencia mecánica y a su capacidad de resistir impactos. Al mismo tiempo, los sensores que forman parte de los sistemas automatizados pueden estar hechos de materiales poliméricos sensibles. Por ejemplo, sensores de proximidad, pueden incorporar polímeros conductores que permiten detectar la presencia de objetos sin contacto directo. Materiales como el polímero conductor polianilina (PANI) están siendo explorados para mejorar la eficiencia de estos sensores.

PLA

Dentro del estudio de los materiales poliméricos, es fundamental incluir una sección dedicada al PLA, explicando su composición, comportamiento y propiedades. Esto se debe a su papel clave en la construcción del avión en desarrollo, donde ha sido ampliamente utilizado en diversas partes del proyecto.

El Ácido Poliláctico (PLA) es un polímero termoplástico biodegradable que ha ganado gran popularidad en las últimas décadas debido a sus propiedades físicas y mecánicas, así como a su perfil ambiental favorable. El PLA se sintetiza a partir de fuentes renovables, principalmente el almidón de maíz, la caña de azúcar y otros materiales vegetales, lo que lo posiciona como una alternativa sostenible frente a los plásticos derivados del petróleo. Su versatilidad, facilidad de procesamiento y rendimiento en aplicaciones diversas lo han convertido en un material clave en

sectores como la fabricación aditiva, la automoción, la medicina y la ingeniería mecánica.

Este material, ofrece un rango de características que lo hacen adecuado para una variedad de aplicaciones. Gracias a su baja densidad, su resistencia moderada y su capacidad para ser procesado mediante técnicas convencionales como extrusión e inyección, el PLA ha encontrado aplicaciones especialmente en la fabricación de prototipos, piezas estructurales de bajo esfuerzo, componentes de maquinaria de baja carga y elementos de diseño que requieren propiedades específicas de flexibilidad y resistencia térmica. Además, su baja temperatura de transición vítrea (alrededor de 60-65°C) y su facilidad de mecanizado hacen de este material una opción atractiva para la creación de prototipos rápidos mediante impresión 3D (additive manufacturing), lo cual ha revolucionado el desarrollo y la producción de componentes complejos en ingeniería mecánica.

Sin embargo, la adopción del PLA no está exenta de desafíos. Si bien ofrece ventajas significativas en términos de sostenibilidad y facilidad de procesamiento, presenta limitaciones en cuanto a su resistencia térmica, resistencia al impacto y estabilidad dimensional en ambientes de alta temperatura, lo que restringe su uso en aplicaciones donde las condiciones operativas son más exigentes. Por otro lado, el PLA presenta una baja resistencia al desgaste, lo que lo hace menos adecuado para componentes sometidos a condiciones de fricción o contacto continuo con otras superficies, especialmente a largo plazo.

A pesar de estas limitaciones, el ácido poliláctico sigue siendo un material de gran interés en el campo de la Ingeniería, no sólo por su potencial para reducir el impacto ambiental de los plásticos tradicionales, sino también por sus propiedades técnicas que pueden ser mejoradas mediante modificaciones químicas, aditivos o mediante el refuerzo con fibras naturales o sintéticas. La capacidad del PLA de ser biodegradado en condiciones controladas lo convierte en una opción favorable en aplicaciones donde la sustentabilidad y el ciclo de vida del producto son factores clave.

MATERIALES COMPUESTOS

A lo largo de la historia, el concepto de materiales compuestos ha evolucionado significativamente. En sus inicios, compuestos naturales como la madera y el bambú fueron utilizados debido a sus características de resistencia y flexibilidad. Con la llegada de la Revolución Industrial y el desarrollo de nuevos materiales, los compuestos sintéticos comenzaron a tomar protagonismo, inicialmente en el sector militar y aeroespacial, para luego expandirse a otras áreas como la automoción y la ingeniería civil.

Se puede definir a los materiales compuestos como combinaciones macroscópicas de dos o más materiales diferentes que poseen una interfase discreta y reconocible que los separa. Debido a esto, son heterogéneos, es decir, sus propiedades no son las mismas en todo su volumen. Aunque algunos materiales compuestos son naturales (como la madera o el hueso), la gran mayoría de los que se utilizan hoy en día son diseñados y fabricados por el ser humano. Estos materiales se generan para obtener propiedades difíciles de conseguir con otros materiales, como cerámicos, plásticos y metales. Se buscan cualidades tales como rigidez, resistencia, bajo peso, alta resistencia a la temperatura, resistencia a la corrosión, dureza y conductividad. Su principal característica es la habilidad para combinar lo mejor de diferentes materiales.

Los materiales compuestos tienen dos componentes bien diferenciados: la matriz y el refuerzo, o fase discontinua. Se puede observar con detalle en la **Figura 10**, cómo está conformado un material compuesto, en donde se distingue la matriz, el refuerzo y las características de ambos. En el gráfico tensión-deformación, se distingue, claramente, cómo se busca un material intermedio entre las propiedades de las dos partes.

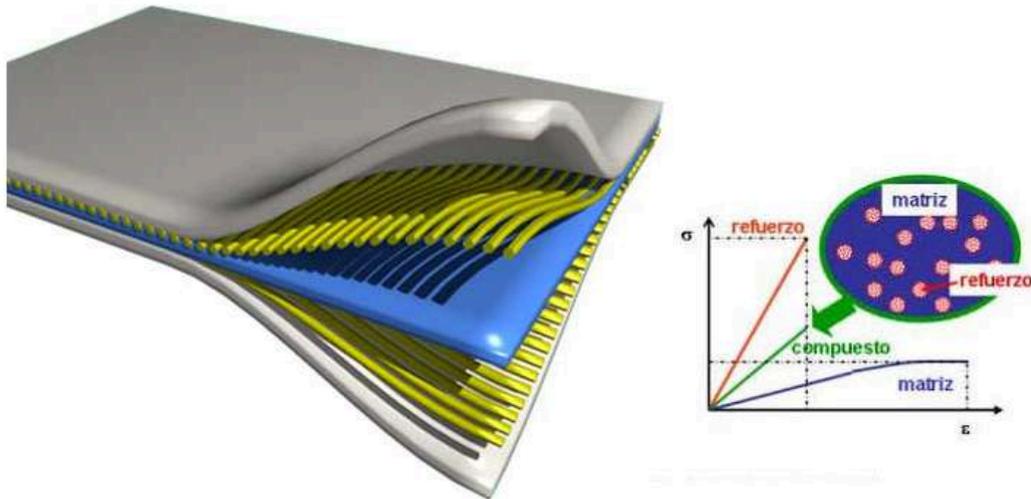


Figura 10. Cómo se conforma un material compuesto.

Las matrices poliméricas son ampliamente utilizadas debido a su combinación de buenas propiedades mecánicas, resistencia a la corrosión y estabilidad frente a agentes químicos. Estas pueden clasificarse en tres categorías principales: elastómeras, termoestables y termoplásticas. Entre ellas, las resinas termoestables son las más empleadas en la fabricación de materiales compuestos de alto rendimiento, ya que, mediante un proceso de curado o reticulación, generan estructuras sólidas, insolubles e infundibles con alta resistencia térmica. En contraste, las matrices termoplásticas se caracterizan por su capacidad de fundirse al ser expuestas al calor, lo que permite su moldeo en una amplia variedad de formas gracias a sus propiedades físicas [10].

Los materiales compuestos también pueden estar formados por matrices metálicas o cerámicas. Los compuestos de matriz metálica incorporan elementos como aluminio, magnesio, cobre y níquel, reforzados con fibras cerámicas o metálicas. Estos materiales pueden operar a temperaturas elevadas, aunque su producción es generalmente más costosa que la de los compuestos de matriz polimérica. Por su parte, los compuestos de matriz cerámica destacan por su excelente comportamiento a temperaturas extremas. Además, poseen una densidad menor en comparación con los de matriz metálica y presentan una notable resistencia mecánica y tenacidad, especialmente en condiciones de bajas temperaturas.

Según el tipo de refuerzo, los materiales compuestos pueden dividirse en cuatro categorías: reforzados con partículas, endurecidos por dispersión, estructurales y reforzados con fibras. En los compuestos reforzados con partículas, un material duro y frágil se dispersa uniformemente en una matriz más dúctil y blanda, proporcionando resistencia adicional. Los endurecidos por dispersión, en cambio, se caracterizan por la presencia de partículas extremadamente pequeñas, cuya resistencia tiende a disminuir con el aumento de la temperatura.

Desde el punto de vista estructural, los materiales compuestos pueden clasificarse en dos tipos principales: estructuras tipo sándwich y estructuras monolíticas. Las estructuras tipo sándwich constan de un núcleo ligero rodeado por capas externas, lo que permite mejorar sus propiedades mecánicas sin un incremento significativo en peso. Además, ofrecen ventajas adicionales como un mejor aislamiento térmico y acústico. Por otro lado, las estructuras monolíticas están compuestas por capas de tejido superpuestas en orientaciones específicas para optimizar su desempeño mecánico. Estas estructuras están diseñadas para soportar las cargas estructurales más exigentes, proporcionando alta resistencia y rigidez en aplicaciones críticas.

El procesamiento de materiales compuestos requiere técnicas de fabricación especializadas, como la pultrusión, el moldeo por compresión o la impregnación de fibras en matrices poliméricas. Estas técnicas permiten la creación de materiales con propiedades mecánicas altamente personalizadas, pero también presentan desafíos significativos, como el control preciso de la orientación de las fibras, la distribución homogénea de la matriz y la optimización de los tiempos de curado. Estos aspectos requieren una supervisión rigurosa para evitar defectos estructurales en las piezas finales.

Dentro de los compuestos estructurales, aquellos reforzados con fibras representan la categoría de mayor importancia tecnológica. Su diseño busca maximizar la resistencia a la fatiga y la rigidez, tanto a bajas como a altas temperaturas, mientras se minimiza la densidad para mejorar la relación resistencia-peso. Esta optimización se logra mediante el uso de materiales ligeros en la matriz y en las fibras, asegurando que cumplan con los requisitos mecánicos específicos del compuesto final.

En la actualidad, la sostenibilidad en la fabricación de materiales compuestos es un desafío clave. Si bien estos materiales ofrecen ventajas como la reducción de peso y el aumento de la eficiencia energética, su reciclaje sigue siendo complejo debido a su naturaleza heterogénea. No obstante, se están desarrollando tecnologías innovadoras, como el reciclaje térmico de fibra de carbono, que buscan reducir el impacto ambiental asociado a su producción.

Los materiales compuestos han encontrado aplicaciones cada vez más innovadoras en diversas industrias. En el campo de la medicina, se utilizan para fabricar prótesis personalizadas y dispositivos biomédicos de alta precisión. En la construcción, refuerzan estructuras de edificios, puentes e infraestructuras críticas, mejorando su resistencia y durabilidad. Además, la industria de la energía renovable aprovecha sus propiedades en la fabricación de palas para turbinas eólicas, donde la relación resistencia-peso es un factor determinante para la eficiencia del sistema.

IMPRESIÓN 3D

La impresión 3D es un conjunto de procesos que producen objetos a través de la adición de material en capas que corresponden a las sucesivas secciones transversales de un modelo 3D. Es decir, a partir de un modelo asistido por computadora (CAD), se pueden generar objetos en tres dimensiones. Consiste en estratificar materiales como polímeros, metales, hormigón y hasta tejidos vivos, para construir un cuerpo sólido [8].

La fabricación aditiva reduce costes, ahorra tiempo y trasciende los límites de los procesos de fabricación en el desarrollo de productos. Desde modelos conceptuales y prototipos funcionales como guías, fijaciones o incluso piezas de uso final en la fabricación, las tecnologías de impresión 3D ofrecen soluciones versátiles en una gran variedad de aplicaciones. Además, una gran ventaja es que no se necesita de un molde.

Existen diferentes tipos, como:

- FDM (Fusion deposition modeling): Extrusión. ABS ó PLA
- SLA (Estereolitografía): Láser de luz ultravioleta. Resina

- SLS (Selecting laser sintering): Láser. Polvo de poliestireno, cerámica o cristal

En el primer caso, la impresión 3D por FDM, es la más conocida, la que está más al alcance del consumidor y por ende, la más utilizada por los aficionados. Construyen piezas al derretir y extruir un filamento termoplástico que un extrusor deposita capa por capa en el área de impresión. Así, hasta obtener el producto final.

Funciona con varios termoplásticos estándar, como el acrilonitrilo butadieno estireno (ABS), el ácido poliláctico (PLA), el tereftalato de polietileno glicol (PETG), entre otros. Es una técnica adecuada para modelos básicos de prueba de concepto, así como para la realización de prototipos rápidos y de bajo coste de piezas sencillas, como aquellas que podrían acabar pasando por un proceso de mecanizado.

En la **Figura 11**, se ve como suelen ser este tipo de impresoras. Ocupan poco espacio y permiten crear diversas piezas. Aunque éstas últimas se encuentran acotadas a las dimensiones de la máquina. Es decir, el tamaño de la pieza a fabricar está directamente relacionado al largo y ancho de la cama (lugar donde el extrusor deposita el material fundido y da forma a la pieza. Se mueve en los ejes 'x' e 'y'), además de la altura máxima que puede alcanzar el extrusor en la dirección 'z'. Un ejemplo de tipos muy comunes de piezas fabricadas por este proceso, se observa en la **Figura 12**.



Figura 11. Impresora 3D FDM.



Figura 12. Pieza fabricada por FDM.

El FDM es la técnica que menor resolución y precisión tiene comparada con la SLA y el SLS. Se puede obtener un acabado de mayor calidad mediante procesos de pulido químicos y mecánicos.

En el segundo caso, la impresión SLA ó estereolitografía, fue la primera tecnología de impresión 3D del mundo, inventada en los años 80. Utiliza un láser para curar resina líquida y convertirla en plástico endurecido, mediante un proceso conocido como fotopolimerización. Las impresoras que desarrollan este proceso, suelen tener un diseño vertical, relativamente compacto y forma rectangular o cuadrada con base robusta, como muestra la **Figura 13**.

Las piezas conseguidas ofrecen un alto grado de resolución y precisión, los detalles más nítidos y el acabado de la superficie más liso de todas las tecnologías de impresión 3D. Un ejemplo de éstas piezas, se pueden apreciar en la **Figura 14**. Pero la principal ventaja de la SLA se encuentra en su versatilidad. Los fabricantes de materiales han creado innovadoras fórmulas de resina fotopolimerizable para SLA con una gran variedad de propiedades ópticas, materiales y térmicas capaces de igualar las de los termoplásticos estándar, industriales y para ingeniería. Al mismo tiempo, la impresión 3D de resina ofrece la gama más amplia de materiales biocompatibles.



Figura 13. Impresora 3D SLA.



Figura 14. Piezas obtenidas por impresión 3D SLA.

Por último, la impresión SLS ó sinterizado selectivo por láser, utiliza un láser para fusionar material en polvo, capa por capa, para construir la pieza buscada. En vez de utilizar filamentos o resinas líquidas, utiliza polvo de material como poliamida, cerámica o polvo metálico. Las impresoras por sinterizado selectivo por láser son, por lo general, más grandes que las impresoras SLA. Esto es debido a la necesidad de manejar grandes volúmenes de polvo y al proceso de sinterización, que requiere un espacio considerable para la cama de sinterizado y los mecanismos asociados. A menudo, tienen una apariencia más industrial o de laboratorio, con una estructura más voluminosa, como se muestra en la **Figura 15**.

Dado que el objeto está rodeado de polvo durante todo el proceso de impresión, no se requiere un soporte adicional, lo que permite la creación de estructuras con geometrías más complejas y delicadas, como relieves interiores, socavados, paredes delgadas y elementos cóncavos. Un ejemplo de este tipo de piezas, se puede ver en la **Figura 16**.



Figura 15. Impresora 3D SLS.



Figura 16. Pieza fabricada por impresión 3D SLS.

En cuanto a las aplicaciones de la impresión 3D, pueden ser muy variadas. Desde el campo de la medicina, por ejemplo en la fabricación de prótesis. También, la fabricación de piezas de uso mecánico, prototipos, hasta maquetas para visualizar un modelo arquitectónico. En la actualidad, también se utiliza y se encuentra en constante desarrollo, la impresión 3D para viviendas como, a su vez, para alimentos. En cuanto a la construcción, se pueden generar estructuras residenciales capa por capa, depositando materiales de construcción como hormigón o plástico reforzado con fibra. Esta tecnología puede acelerar considerablemente el proceso de construcción. Para el caso de los alimentos, la tecnología es emergente pero prometedora. Permite obtener formas que sería difícil de otra manera, personalización adaptados a ciertas necesidades dietéticas individuales y la reducción de desperdicios.

DESARROLLO DEL AVIÓN BASE

El proyecto tiene como propósito diseñar y construir un UAV con características únicas, diferente a los modelos convencionales y con la flexibilidad necesaria para futuras modificaciones. El objetivo es que esta aeronave sirva como plataforma base para la experimentación y el desarrollo de nuevas soluciones en el diseño de este tipo de estructuras.

Una de las posibles evoluciones del proyecto que se estudia actualmente consiste en la conversión del avión en un VTOL (Vertical Take-Off and Landing), permitiendo el despegue y aterrizaje vertical sin comprometer sus condiciones de vuelo horizontal. Además, con un mayor desarrollo, se podría lograr un UAV capaz de transportar carga y operar de manera completamente electrónica, útil, por ejemplo, en el ámbito sanitario. Su diseño permitiría transportar suministros de primeros auxilios a zonas remotas, ampliando así su potencial de aplicación.

Para la construcción inicial del prototipo, se optó por la impresión 3D como método de fabricación. Se utilizó una impresora Ender-3 NEO, de la marca Creality, con extrusor tipo Bowden y tecnología FDM (Fused Deposition Modeling). El material empleado fue PLA.

Como se mencionó previamente, el objetivo principal del proyecto es mejorar el rendimiento de la aeronave, reemplazando las piezas impresas en 3D por componentes fabricados con materiales compuestos.

Las piezas y los planos del avión fueron obtenidos desde el sitio web especializado *3DAeroventures*, donde se descargaron los archivos digitales en formato STL. Este tipo de archivos permite su uso en software de impresión 3D, facilitando la fabricación de las distintas partes de la aeronave.

Si bien algunos parámetros de impresión estaban especificados en los planos, resultó necesario realizar diversas pruebas para optimizar la fabricación de cada componente. Lograr impresiones de calidad es un proceso complejo que requiere conocimientos sobre el manejo del software de impresión 3D, así como el ajuste y calibración de la impresora. Aspectos como la temperatura de impresión, la

velocidad de extrusión y la retracción del material fueron factores clave en el proceso.

Se imprimieron 43 piezas bajo los mismos parámetros de impresión. Estos son algunos importantes que se destacan:

- Diámetro de la boquilla: 0.4mm
- Flujo: 100%
- Altura de capa: 0.2mm
- Capas superiores: 4
- Capas inferiores: 3
- Perímetro/Paredes: 1
- Estilo de relleno: Giroide
- Porcentaje de relleno: 5%
- Temperatura de impresión: 200°C
- Temperatura de la cama de impresión: 60°C
- Velocidad de impresión: 50mm/s
- Velocidad de impresión de la pared exterior: 20mm/s
- Velocidad de impresión de la pared interior: 30mm/s
- Soportes: No

En la **Figura 17**, pueden verse dos piezas durante su impresión. A su vez, en la **Figura 18**, se pueden observar algunos de los componentes ya impresos.

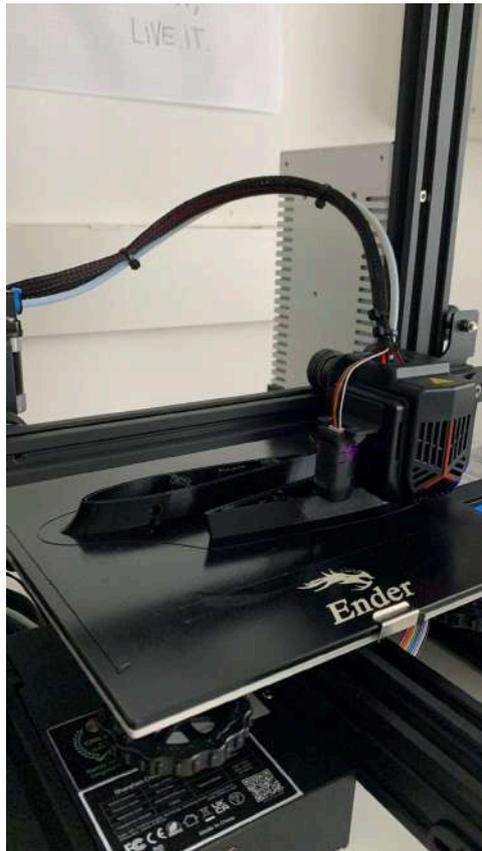


Figura 17. Piezas durante su impresión en impresora Ender 3-neo.



Figura 18. Piezas impresas.

Este desarrollo inicial sienta las bases para futuras mejoras y aplicaciones del UAV, abriendo la puerta a innovaciones en el diseño y optimización de aeronaves mediante el uso de materiales avanzados.

A continuación, en la **Figura 19**, se puede observar el modelo:

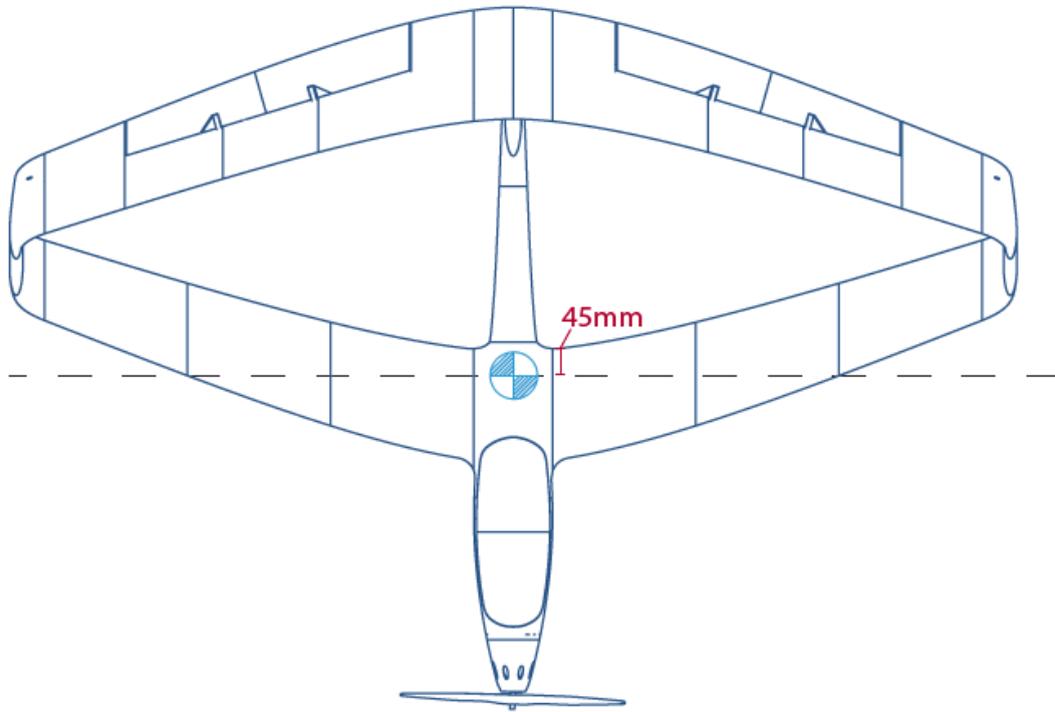


Figura 19. Modelo del avión y la posición aproximada de su centro de gravedad.

Se destaca claramente la singular geometría del modelo, así como la diferenciación de las piezas que lo conforman, especialmente en lo que respecta al ala, que puede dividirse en dos partes: delantera y trasera, también denominadas en el documento original como *Front wing* y *Back wing*.

En la **Figura 20** se muestra la estructura del fuselaje y los diferentes componentes que lo integran.

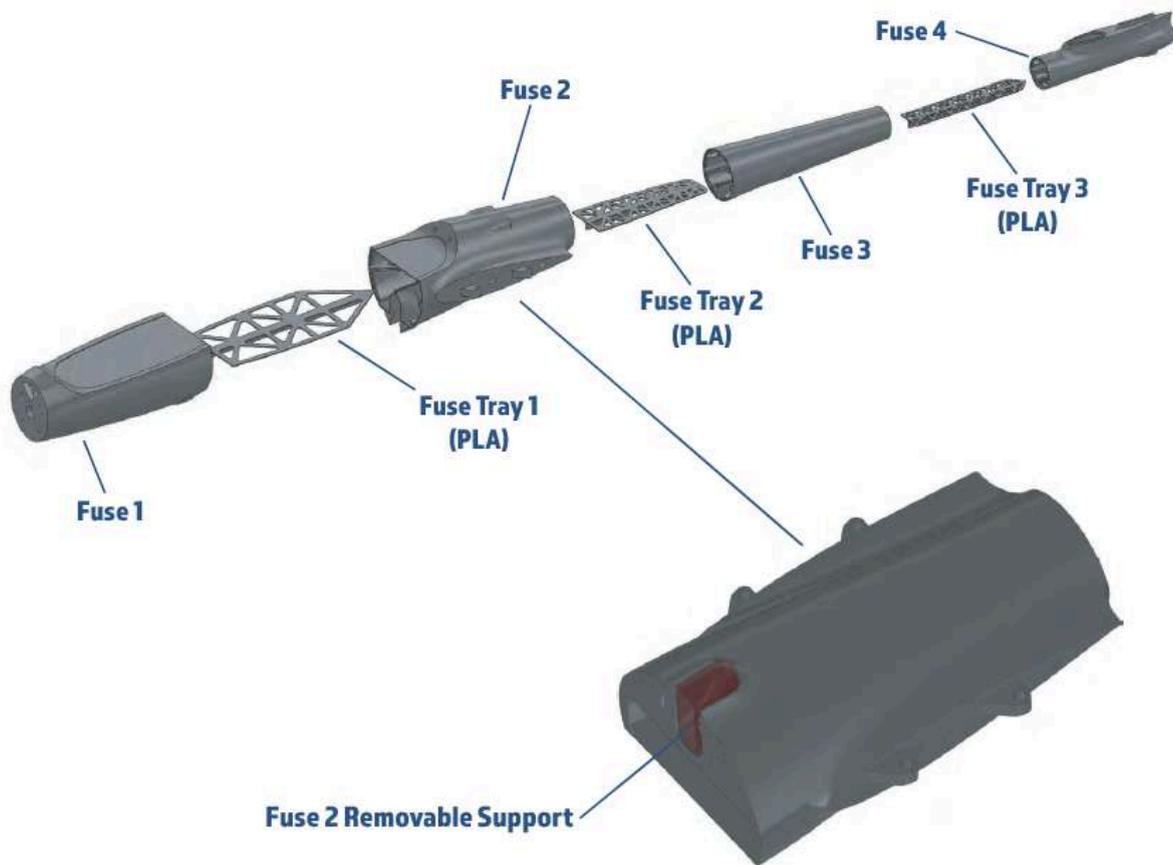


Figura 20. Fuselaje y sus partes.

Como se muestra en la **Figura 20**, el fuselaje del avión se divide en cuatro partes principales, además de las estructuras internas que proporcionan resistencia mecánica a los esfuerzos a los que estará sometido el modelo.

En el caso de las secciones *Fuse 1* y *Fuse 2*, es necesario retirar parte del material en la sección superior para permitir la instalación de los componentes eléctricos. Este proceso se llevó a cabo utilizando un soldador eléctrico. Esta operación se ilustra también en la **Figura 21**.



Figura 21. Material removido mediante el uso de soldador eléctrico.

Las alas del aeroplano, tanto la delantera como la trasera, se pueden observar en las siguientes figuras: **Figura 22** y **Figura 23**.

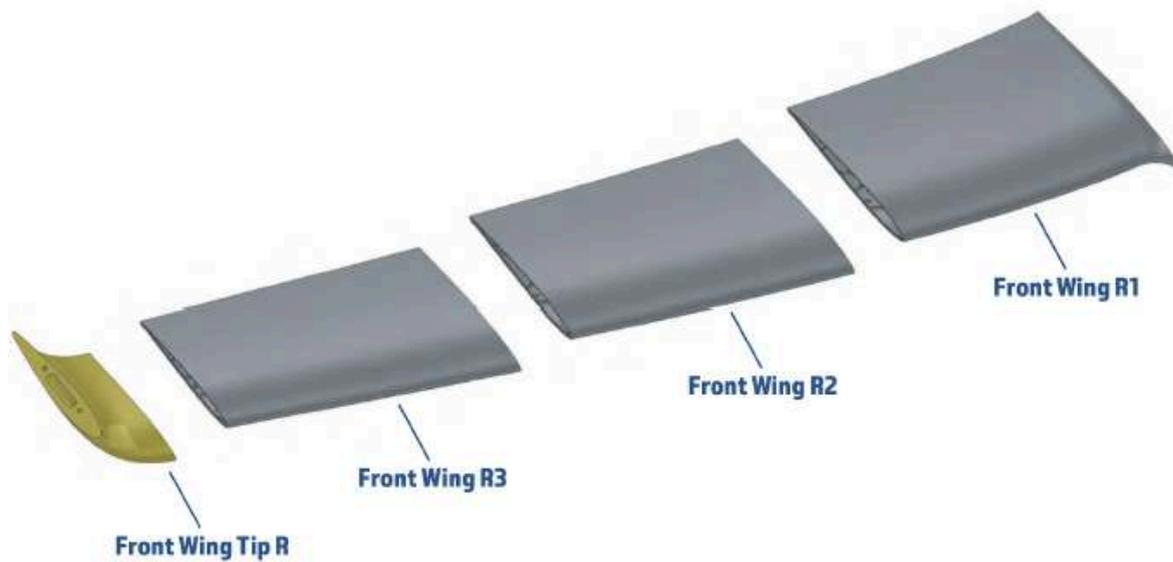


Figura 22. Partes del ala delantera derecha.

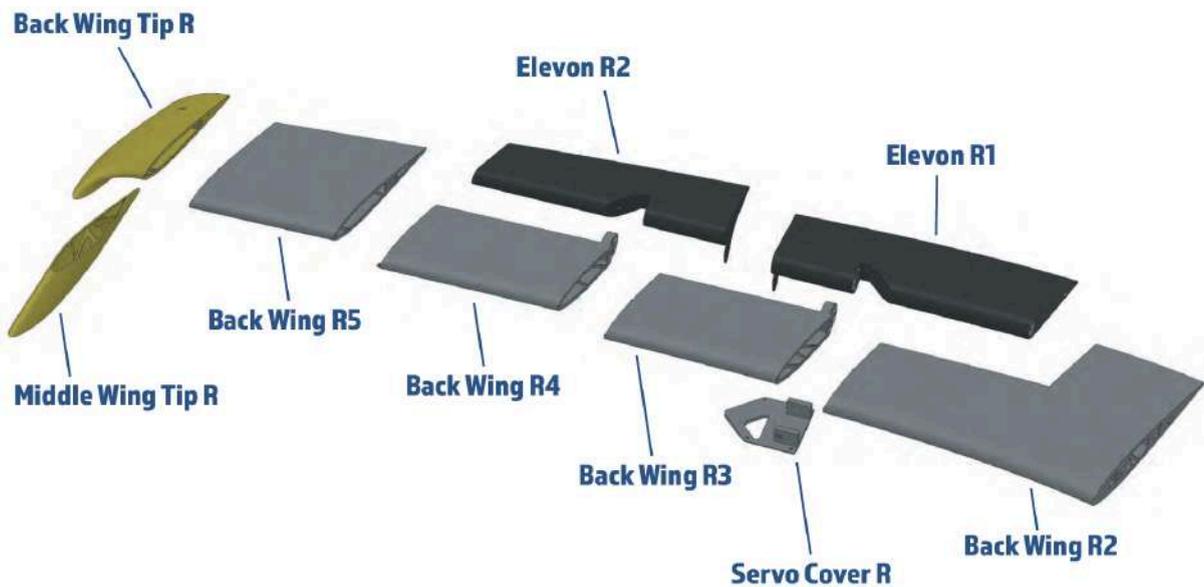


Figura 23. Partes del ala trasera derecha.

En la **Figura 22** se pueden observar los componentes del ala delantera derecha. Dado que el avión es simétrico, el ala delantera izquierda es idéntica a la mostrada. Las piezas *Front wing R1* y *Front wing L1* cuentan con dos orificios cada una, alineados con la envergadura de la aeronave. En estos orificios deben colocarse dos barras de fibra de carbono, que atraviesan el fuselaje de un ala a la otra. El fuselaje también dispone de orificios pasantes para permitir el paso de las barras, lo que aumenta la resistencia de la estructura ante esfuerzos de flexión.

En la parte trasera del avión, ambas alas son idénticas, tanto la derecha, visible en la **Figura 23**, como la izquierda. Las piezas *Elevon R1* y *Elevon R2* son móviles y funcionan como los flaps de la aeronave, lo que permite maniobrar y cambiar la dirección durante el vuelo, además de aumentar la sustentación. Estas piezas están unidas mediante cables que recorren toda el ala trasera, uno para el lado derecho y otro para el izquierdo. Este mecanismo restringe dos grados de libertad, permitiendo que las piezas roten alrededor del eje del cable. El movimiento es controlado por un servo, conectado al cable y ubicado en el cobertor inferior, o *Servo Cover*.

Todas las piezas fueron unidas mediante pegado, utilizando cianoacrilato y un activador para facilitar y mejorar el proceso. Los componentes del avión fueron

unidos con tornillos y roscas hembras insertadas en las piezas. Las alas traseras, tanto izquierda como derecha, fueron ajustadas tanto a las alas delanteras como al fuselaje en su parte posterior. Las alas delanteras se fijaron también a la sección central del fuselaje. Este ajuste se realizó calentando las roscas y colocándolas en los alojamientos diseñados para encajar y quedar implantados en el PLA. Este proceso se muestra en la **Figura 24**.



Figura 24. Colocación de roscas hembras en alojamientos.

Una vez unidas todas las partes del vehículo aéreo, llegó el momento de instalar los componentes restantes, es decir, los dispositivos electrónicos necesarios para el funcionamiento del avión. En la parte frontal del fuselaje se encuentra el espacio donde se colocaron la batería, el controlador y el ESC (Electronic Speed Controller, o controlador electrónico de velocidad), fijados mediante un cierre adhesivo. Se instalaron todos los componentes con cuidado, asegurándose de que se posicionaran correctamente para que las tapas cerraran de manera adecuada. La **Figura 25** muestra una imagen de este proceso. Más adelante, durante la puesta a punto, se determinará la ubicación exacta de cada componente para garantizar el vuelo adecuado de la aeronave.



Figura 25. Colocación de componentes electrónicos.

PUESTA A PUNTO

En este apartado, se realizará un análisis de las piezas utilizadas para la construcción del avión. Aunque el modelo comercial proporciona un documento con pesos estimados para las piezas y algunos parámetros de impresión, no siempre se alcanzan esos valores al imprimirlas. Esto puede deberse a diversas variables que afectan el proceso.

En primer lugar, es importante señalar que se proporciona una cantidad limitada de parámetros de impresión para las piezas. Variables como la velocidad de impresión, el grosor de las paredes y el tipo de material utilizado pueden influir significativamente en el peso final. En cuanto al material, la elección de distintas marcas o proveedores también puede afectar tanto la calidad como las características del material. Aunque el PLA es un material estándar, la composición exacta puede variar ligeramente entre marcas. Algunas marcas pueden incorporar aditivos que modifiquen la densidad, flexibilidad o durabilidad del material. Estas diferencias pueden generar variaciones en el peso de las piezas impresas, ya que el

filamento de una marca podría ser más denso o contener menos aire atrapado que otro.

Otra posible causa de las variaciones en el peso es el diámetro del filamento. Si este no es constante, se pueden generar fluctuaciones en la cantidad de material extruido, lo que afectaría directamente el peso de las piezas. Un diámetro ligeramente mayor o menor del filamento podría resultar en la impresión de más o menos material de lo que el *slícer* (como suele conocerse cualquier software de impresión 3D) calcula, alterando el peso final de la pieza.

La calibración de la impresora también puede influir en las variaciones del peso final de las piezas. Si la impresora no está correctamente calibrada, podría estar extruyendo más o menos material del necesario, lo que afectaría la densidad de las piezas impresas.

En la **Tabla 1** se presentan los pesos estimados y los pesos reales de las piezas tras la impresión, junto con las diferencias entre ambos valores. Además, se muestra la suma de los pesos de todas las partes, tanto estimados como reales.

	Pieza	Peso estimado PLA (grs)	Peso real PLA+ (grs)	Dif. Peso (Real-Est)
Fuse	Fuse 1	65	85	20
	Fuse 2	82	107	25
	Fuse 3	31	46	15
	Fuse 4	21	29,5	8,5
Fuse Tray	Fuse Tray 1	12	9	-3
	Fuse Tray 2	8	6	-2
	Fuse Tray 3	4	4	0
Canopy	Canopy 1	20	25,5	5,5

	Canopy 2	17	26	9
	Vert Stab	26	37,5	11,5
Back Wing R	Back Wing R1	20	21	1
	Back Wing R2	38	41	3
	Back Wing R3	26	27	1
	Back Wing R4	22	24	2
	Back Wing R5	23	24,5	1,5
Back Wing L	Back Wing L1	20	21	1
	Back Wing L2	38	40,5	2,5
	Back Wing L3	26	27,5	1,5
	Back Wing L4	22	24	2
	Back Wing L5	23	25	2
Front Wing R	Front Wing R1	60	64,5	4,5
	Front Wing R2	47	53	6
	Front Wing R3	40	45	5
Front Wing L	Front Wing L1	60	64,5	4,5
	Front Wing L2	47	53,5	6,5
	Front Wing L3	40	45	5
Back Wing Tip	Back Wing Tip R	18	19	1
	Back Wing Tip L	18	19	1
Front Wing Tip	Front Wing Tip R	18	18	0
	Front Wing Tip L	18	17,5	-0,5
Middle Wing Tip	Middle Wing Tip R	6	6	0
	Middle Wing Tip	6	6	0

	L			
Elevon R	Elevon R1	27	29	2
	Elevon R2	21	22	1
Elevon L	Elevon L1	27	28	1
	Elevon L2	21	20,5	-0,5
	Cowl	12	11	-1
Servo Cover	Servo Cover R	6	7	1
	Servo Cover L	6	7	1
	Motor Mounts	PETG	3,5	3,5
	Tire	TPU/TPE	3	3
Tire Hub	Tire Hub 1	3	3	0
	Tire Hub 2	3	3	0
	Tailwheel	TPU/TPE	0,5	
Peso total (grs)	-	1048	1193	145

Tabla 1. La tabla muestra los pesos estimados y medidos de cada pieza impresa en 3D, junto con los totales correspondientes de la suma de todas las piezas.

Al analizar los valores presentados en la **Tabla 1**, en particular el peso total, se observa una diferencia considerable entre el peso de las partes del avión impresas y el peso estimado. Esta diferencia es de 145 gramos, lo cual es un dato relevante que debe ser destacado.

En la **Figura 26** se muestra el vehículo aéreo una vez ensambladas todas sus piezas. Es evidente que aún faltan componentes esenciales para que el avión sea funcional. Estos componentes incluyen el controlador, el ESC, el motor, la hélice, la batería y los servos. Además, si se examina cuidadosamente la figura, se puede observar la conexión por cable que conectará los servos, atravesando el fuselaje,

hasta el controlador ubicado en la parte delantera de la aeronave. Este sistema permite que el vehículo realice maniobras, como el cambio de dirección y el control de los movimientos, durante el vuelo.



Figura 26. Avión con todas sus piezas unidas.

Posteriormente, se procedió a pesar el avión completo, con todos los sistemas instalados, obteniendo un peso total de 1,675 kg. Este valor se considera aceptable, dado que la combinación hélice/motores eléctricos sin escobillas disponibles son capaces de propulsar una aeronave de este peso de forma eficiente.

Una vez ensambladas todas las partes necesarias para iniciar el vuelo, se procedió a localizar el centro de gravedad (CG), es decir, el punto donde se concentra toda la masa del avión. Este aspecto es crucial, ya que la ubicación del CG tiene un impacto significativo en el desempeño de la aeronave. La posición del centro de gravedad influye en la estabilidad longitudinal del avión, es decir, en su estabilidad a lo largo de la dirección de vuelo. Si el CG está demasiado adelante o demasiado atrás, el avión podría volar de manera inestable o con un ángulo de ataque incorrecto, lo que incrementa el riesgo de que el avión se des controle fácilmente.

Un centro de gravedad mal ubicado puede afectar la eficiencia aerodinámica del avión, ya que el motor, o los motores, tendrían que realizar un mayor esfuerzo para mantener el vuelo estable. Esto, a su vez, influiría en la duración de la batería, pues el motor necesitaría generar más potencia para contrarrestar la inestabilidad y mantener el avión en vuelo.

Según la información proporcionada por el diseñador, el centro de gravedad debería encontrarse a 45 milímetros del borde de salida de la raíz del ala. En la **Figura 19**, previamente mostrada en este trabajo, se puede observar claramente la ubicación deseada. Con esta referencia, se procedió a encontrar dicho punto de equilibrio.

Para ello, el avión se colocó sobre una barra circular de madera, con todos sus componentes instalados, incluidos el motor, los servos, la batería, entre otros. Este método permitió que el avión descansara sobre un solo punto y quedara en equilibrio, garantizando la localización precisa del centro de gravedad. Simultáneamente, se ajustaron algunos de los componentes dentro del UAV para distribuir el peso de manera más eficiente. La batería, el controlador y el ESC fueron ubicados estratégicamente. Finalmente, el propósito de encontrar el CG correcto fue logrado con éxito.

En la siguiente imagen, **Figura 27**, se ilustra una parte de este proceso.



Figura 27. Procedimiento de localización y ajuste del CG.

ANÁLISIS ESTRUCTURAL

El análisis estructural es un pilar fundamental en ingeniería, ya que permite comprender cómo una pieza o estructura soportará fuerzas y resistirá deformaciones a lo largo de su vida útil. A través de este análisis, se determina la resistencia, rigidez y comportamiento del componente bajo diversas condiciones de carga, aspectos esenciales para garantizar su seguridad y funcionalidad en su aplicación real. Mediante simulaciones y cálculos, se evalúan factores como tensiones, deformaciones y posibles puntos de fallo.

La seguridad estructural asegura que la pieza podrá soportar las cargas sin fallar prematuramente, mientras que la optimización del diseño permite mejorar la geometría y seleccionar materiales adecuados para reducir peso o incrementar el rendimiento sin comprometer la resistencia. Además, conocer con precisión las cargas y tensiones facilita una fabricación más eficiente, minimizando el uso de material sin afectar la seguridad, lo que a su vez reduce costos y tiempos de producción.

En el caso del ala de un avión, este análisis adquiere una importancia crítica debido a las significativas cargas y tensiones a las que estará sometida durante el vuelo. Determinar los esfuerzos generados permite identificar los puntos críticos de la estructura para una geometría y carga específicas. Esto posibilita evaluar las zonas más afectadas y, con base en esos resultados, tomar decisiones fundamentadas en el diseño y selección de materiales. Asimismo, el análisis estructural facilita la evaluación del desempeño del material empleado y su comparación con otras alternativas.

En este trabajo, se decidió examinar un ala previamente fabricada utilizando el software de análisis por elementos finitos Abaqus CAE. Esta herramienta, ampliamente utilizada en ingeniería y diseño, permite simular y analizar el comportamiento estructural y mecánico de piezas y sistemas complejos bajo diversas condiciones de carga y entorno. A través de la creación de modelos tridimensionales, es posible aplicar cargas y restricciones para obtener información

detallada sobre tensiones, deformaciones y otros parámetros clave que indican la respuesta de la estructura ante fuerzas externas.

Para obtener datos representativos en cualquier análisis estructural, es fundamental conocer el material con el que se trabaja, así como sus propiedades y comportamiento. En esta investigación, se estudian y comparan dos tipos de materiales: ácido poliláctico (PLA) y un material compuesto con un alto contenido de fibra de vidrio.

Las características sobre el material compuesto se obtuvieron a partir de información proporcionada por el grupo de Materiales Compuestos Estructurales Termorrígidos de INTEMA, Mar del Plata. Por otro lado, el PLA fue sometido a ensayos experimentales para determinar sus propiedades mecánicas.

En particular, se realizó un ensayo de tracción con diferentes probetas. Esta prueba es esencial para evaluar el comportamiento de un material sometido a una fuerza de tensión uniaxial. Consiste en aplicar una carga creciente sobre una probeta de geometría normalizada hasta alcanzar su punto de falla, registrando parámetros como carga y desplazamiento y calculando otros tales como esfuerzo, deformación, límite elástico, resistencia máxima y alargamiento.

Para llevar a cabo este ensayo, se utilizó una máquina universal de ensayos *Instron 3369*, como se muestra en la **Figura 28**. Además, se empleó un extensómetro para medir con alta precisión la deformación longitudinal de la probeta durante la aplicación de la carga. Esto es primordial para calcular el módulo de elasticidad o módulo de Young.



Figura 28. Máquina universal de ensayos Instron 3369.

Las probetas utilizadas siguen la norma ASTM D638. Fueron impresas en 3D, al igual que el ala en estudio y los demás componentes del avión. La velocidad de ensayo fue de 2 mm/min. Las dimensiones de las probetas son las correspondientes al espécimen del tipo 1, según la norma previamente mencionada. En la **Figura 29**, se encuentra acotada la geometría de las probetas.

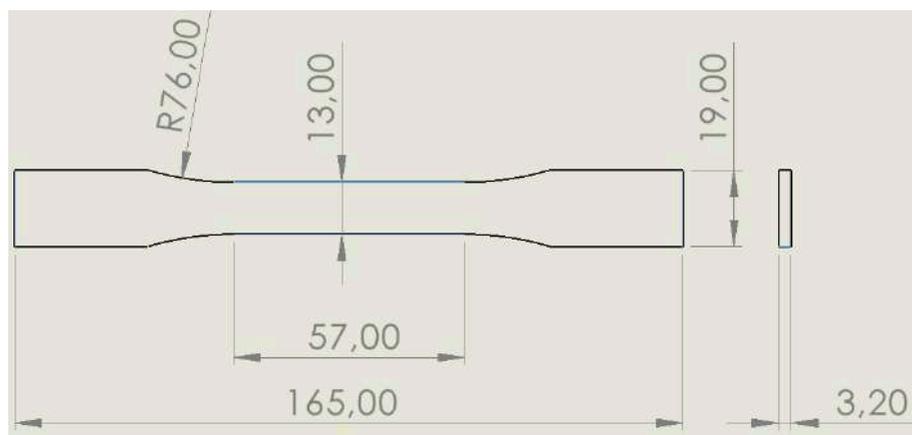


Figura 29. Dimensiones de la probeta correspondiente al tipo 1 de la norma ASTM D638, expresadas en milímetros.

Con el objetivo de analizar el comportamiento del material de la manera más representativa posible, se decidió ensayar diferentes probetas en distintas direcciones. Dado que las piezas fueron impresas en 3D mediante fabricación aditiva, se consideró la forma en que el extrusor deposita el material capa por capa. Se utilizaron tres probetas, cada una con una orientación diferente: 90 grados, 45 grados y 0 grados. Para cada orientación, se evaluaron cinco muestras. En las siguientes imágenes, **Figura 30**, **Figura 31** y **Figura 32**, se pueden observar las orientaciones en las que fueron impresas las probetas.

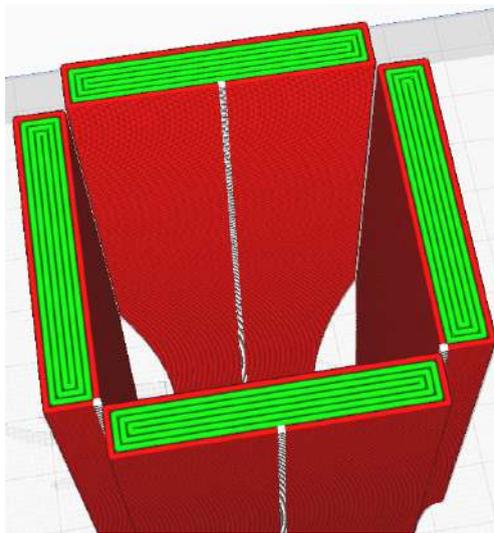


Figura 30. Impresión probeta orientación 90 grados.

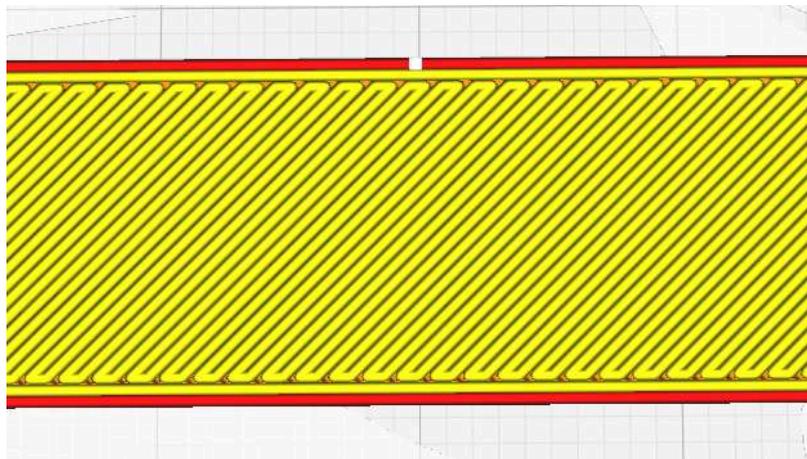


Figura 31. Impresión probeta orientación 45 grados.



Figura 32. Impresión probeta orientación 0 grados.

En la **Figura 30**, se observa que, para obtener la orientación de las líneas en las que la impresora deposita el material, fue necesario imprimir en altura. Es decir, el largo de la probeta se encuentra en el eje Z de la impresora. La orientación deseada se logra ubicando el eje longitudinal de la probeta en la dirección Z de impresión, de modo que las capas queden perpendiculares a la carga. En las siguientes figuras, **Figura 31** y **Figura 32**, se muestran claramente las orientaciones a 45 y 0 grados, respectivamente. Además, el relleno de las probetas obtenidas por impresión 3D es del 100%, como es de suponer. En la **Figura 33**, se pueden ver cada tipo de probeta a ensayar:



Figura 33. Algunas probetas a ensayar.

Según la **Figura 33**, a la izquierda se encuentra una probeta, de orientación 90° , en el centro una probeta de orientación 45° y a la derecha una probeta de orientación 0° .

Antes de realizar los ensayos, se midieron los espesores y anchos de la zona calibrada de cada probeta utilizando un pie de rey para calcular el área de ensayo de cada muestra. Al considerar cómo fueron fabricadas las probetas mediante impresión 3D, es importante señalar que pueden existir pequeñas diferencias de altura dentro de un mismo plano sobre la cama de la impresora. Estas variaciones pueden deberse a factores como la precisión de la impresora, su calibración, deformación térmica, inconsistencias en el filamento y factores ambientales. Por ello, se tuvo en cuenta esta variable al momento de calcular el área.

Una vez realizado el ensayo, se procesaron y analizaron los datos obtenidos. Entre los registros más importantes se incluyen los valores de carga, desplazamiento del extensómetro y la longitud inicial del extensómetro, denominada "L0". Cabe

destacar, que se utilizó un extensómetro sobre la probeta y un valor de L_0 igual a 40 mm.

Con la carga registrada en función del tiempo y el área inicial medida previamente, como se mencionó, se obtuvieron los valores de tensión. Esto se logra dividiendo la carga por el área, lo que proporciona el esfuerzo de tracción.

Al mismo tiempo, es posible calcular el desplazamiento de la probeta en cada punto, lo que se denomina Delta L (ΔL). Para calcular ΔL , se toma el primer valor de desplazamiento del extensómetro y se resta a cada valor siguiente. De esta manera, el primer valor de ΔL será igual a cero y aumentará progresivamente hasta que la probeta se rompa. Sin embargo, lo que se busca es el valor de deformación, que se obtiene dividiendo el desplazamiento instantáneo entre la longitud inicial del extensómetro, " L_0 ".

A partir de los datos recopilados, se trazaron los gráficos de tensión-deformación para cada una de las probetas. Esto permitió analizar cómo se comporta el material en las diferentes orientaciones del filamento, estudiando las curvas obtenidas y los valores proporcionados.

Para el caso de orientación 0° (**Figura 34**):

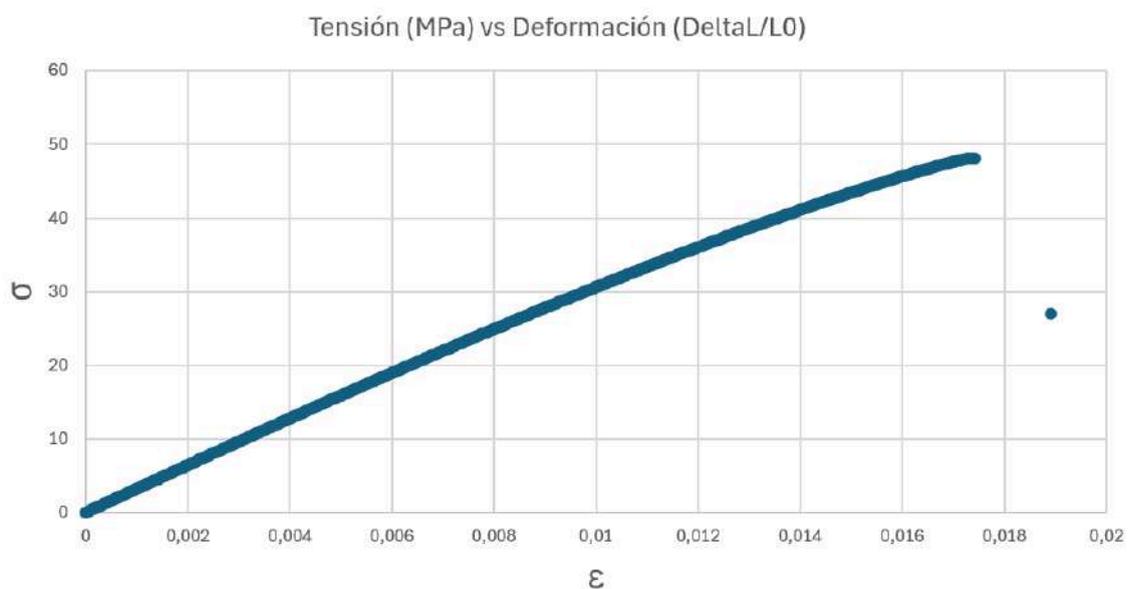


Figura 34. Curva tensión vs deformación para probeta de orientación 0° .

En la **Figura 34** se muestra cómo varía la tensión en función de la deformación. Se observa claramente que la fractura es del tipo frágil, ya que la curva presenta una caída abrupta después de una región casi completamente elástica. De las cinco probetas ensayadas, se descartó una en la que el extensómetro patinó y no reflejó datos representativos de la realidad.

Se analizaron las pendientes de cada gráfico, correspondientes a cada probeta, lo que permitió determinar su módulo de elasticidad. Con estos valores, se calculó un promedio para obtener un valor final. Además, se consideró la desviación estándar, que cuantifica la dispersión de los valores obtenidos con respecto al promedio de los datos respecto a la media del conjunto.

También se destacó la tensión máxima que soportó cada probeta, y se calculó un valor promedio de la misma forma en que se hizo con el módulo de Young.

Entonces, se cuenta con la siguiente información:

- Módulo de elasticidad (E): 3082,4 MPa
- Desviación estándar (SD): 53,66
- Tensión máxima (σ): 48,1 MPa
- Desviación estándar Tensión Max (SD): 0,68

Para el caso de orientación 45° (**Figura 35**):

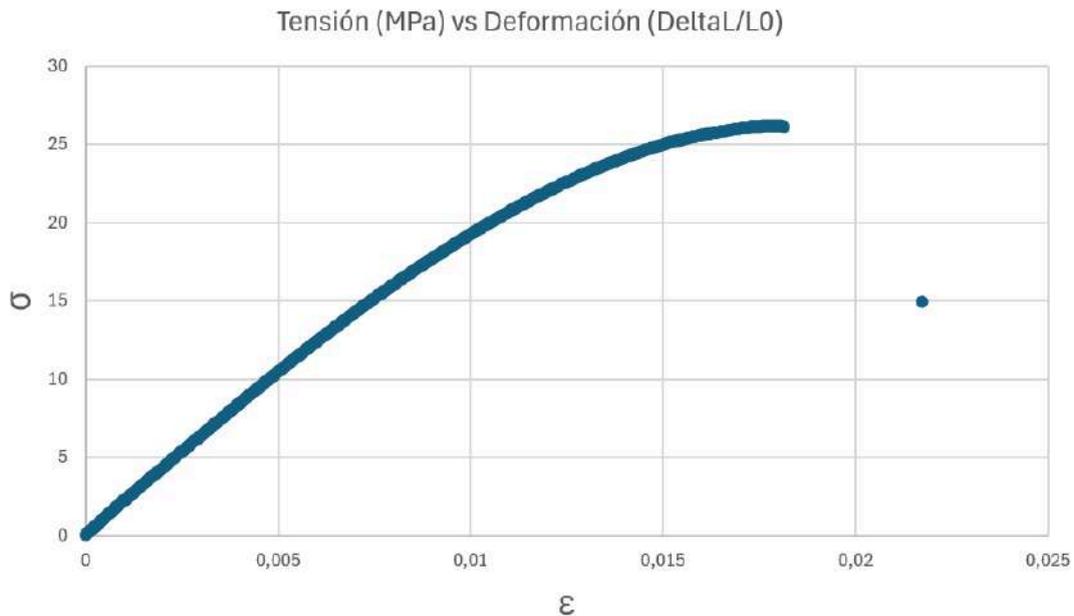


Figura 35. Curva tensión vs deformación para probeta de orientación 45°.

En la **Figura 35** se observa cómo varía la tensión aplicada sobre una probeta con orientación del filamento a 45°, en función de la deformación. Para calcular los parámetros buscados en el ensayo, se aplicó el mismo análisis que se utilizó para las probetas con orientación de 0°, tal como se explicó anteriormente. Se puede apreciar que, aunque la rotura sigue siendo frágil, se presenta una mayor deformación plástica en comparación con el caso anterior.

La información rescatada fue la siguiente:

- Módulo de elasticidad (E): 2041,12 MPa
- Desviación estándar (SD): 48,25
- Tensión máxima (σ): 25,97 MPa
- Desviación estándar Tensión Max (SD): 2,56

Para el caso de orientación 90° (**Figura 36**):

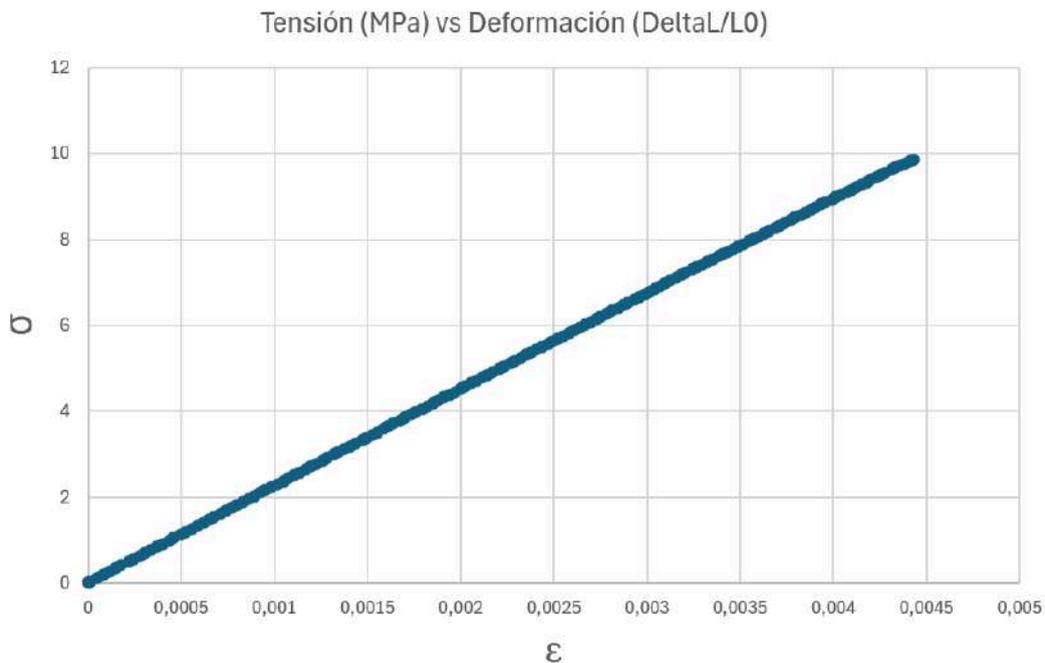


Figura 36. Curva tensión vs deformación para probeta de orientación 90°.

En este último caso, el análisis es similar. A partir de las curvas de tensión vs deformación, como se muestra en la **Figura 36**, se obtuvieron los parámetros para cada una de las cinco probetas ensayadas. Sin embargo, en dos de ellas, el ensayo presentó errores, por lo que los cálculos finales se realizaron con tres probetas de la orientación correspondiente. Por lo tanto, los datos presentados son los siguientes:

- Módulo de elasticidad (E): 2257,23 MPa
- Desviación estándar (SD): 124,75
- Tensión máxima (σ): 10,41 MPa
- Desviación estándar Tensión Max (SD): 0,51

Al observar el gráfico, se puede ver cómo la probeta se rompe de manera que se produce una fractura frágil. La curva sigue una forma lineal hasta que se corta abruptamente, después de una región elástica. Este comportamiento es fácilmente identificable, se observa una respuesta lineal hasta alcanzar el punto de fractura, sin evidencia de deformación plástica.

En la **Tabla 2**, se pueden ver los parámetros ensayados, de forma ordenada, para cada grupo de probetas seleccionadas.

	Orientación 0 °	Orientación 45°	Orientación 90°
Módulo de elasticidad (E) / (MPa)	3082,4	2041,12	2257,23
Desviación estándar (SD)	53,66	48,25	124,75
Tensión máxima (σ) / (MPa)	48,1	25,97	10,41
Desviación estándar Tensión Max (SD)	0,68	2,56	0,51

Tabla 2. Parámetros ensayados para cada tipo de probeta.

La **Figura 37**, muestra cada tipo de probeta luego del ensayo. Puede verse claramente el lugar de rotura de cada una. Al igual que en la **Figura 33**, la probeta que se encuentra a la izquierda corresponde a la orientación 90°, la probeta ubicada en el centro a la orientación 45° y a la derecha se encuentra la probeta correspondiente a la orientación 0°.

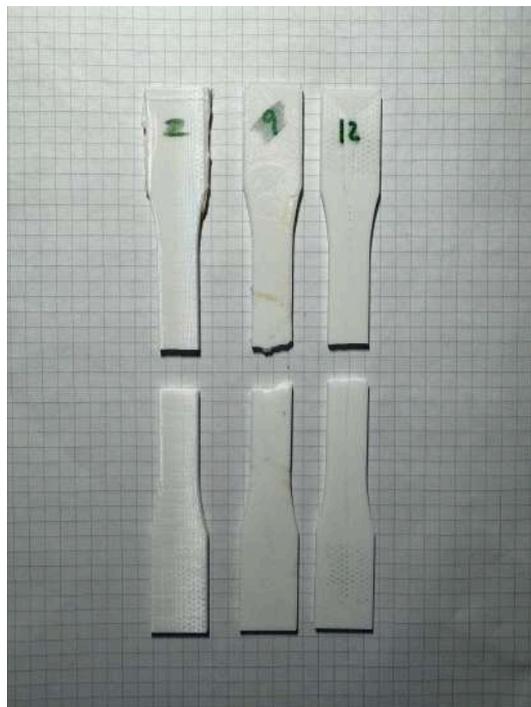


Figura 37. Algunas probetas luego del ensayo.

Tras la evaluación de los datos, se pueden extraer conclusiones significativas que aportan valor al estudio. En el caso de la orientación 0° , se observó un módulo de elasticidad más alto que en las otras dos direcciones. Esto indica una alta rigidez en dirección longitudinal, lo cual se puede atribuir a que las fibras del filamento están alineadas con la dirección de la aplicación de la carga, que favorece una transferencia eficiente del esfuerzo. Además, la desviación estándar fue baja.

En cuanto a las orientaciones de 45° y 90° , el módulo de elasticidad resultó ser similar para ambos casos, ligeramente superior en la orientación de 90° . En el caso de 45° , el filamento está dispuesto en ángulo respecto a la dirección de la carga, lo que reduce la rigidez debido a la combinación de esfuerzos de tracción y cizalla en el material. En la orientación de 90° , el filamento se encuentra perpendicular a la dirección de la fuerza aplicada. Además, al analizar la desviación estándar de cada caso, se observa que en la orientación de 45° es baja, mientras que en la orientación de 90° es más elevada. Esto probablemente se debe a defectos inherentes al proceso de impresión, como la falta de adhesión entre capas, lo que afecta significativamente las propiedades mecánicas.

En cuanto a la influencia de la orientación en la tensión máxima soportada, la orientación 0° soportó la mayor tensión máxima (48,1 MPa), lo que refleja una mayor resistencia a la tracción en esta orientación del filamento. Esto se explica de manera similar al por qué este caso mostró el mayor módulo de Young. Tal como se esperaba, los otros casos presentaron valores de tensión máxima menores, siendo la configuración con orientación 90° la que soportó la menor tensión.

Este análisis permite confirmar que el rendimiento mecánico del PLA está altamente influenciado por la manufactura en la impresión 3D. Al diseñar componentes funcionales en PLA, es fundamental considerar la orientación de impresión para optimizar las propiedades mecánicas según las cargas esperadas. En aplicaciones críticas, se recomienda utilizar la orientación 0° para garantizar la máxima resistencia y rigidez.

Análisis de tensiones y deformaciones por simulación por elementos finitos

A continuación se realizó un modelado numérico del ala en función de diferentes materiales. Específicamente, se analizó el comportamiento de la pieza fabricada en PLA y en material compuesto, sometida a diversos esfuerzos, con el objetivo de identificar posibles fallas en el material.

Para ello, se dispuso del diseño completo del ala en 3D para ambos casos. A continuación, se procedió a importar la pieza en el software Abaqus CAE, destinado a este tipo de análisis, tal como se mencionó previamente. En la **Figura 38** se muestra el modelo del ala para iniciar el proceso de trabajo. Se presenta la pieza fabricada en PLA con fines ilustrativos, aunque el procedimiento descrito también se aplicó al caso del ala fabricada en material compuesto.



Figura 38. Ala de PLA, dividida en 3 partes.

En relación con la **Figura 38**, el ala fue dividida en tres partes debido a la geometría de la pieza, con el fin de realizar un proceso de mallado correcto. Sin embargo, esta

secuencia se abordará más adelante, a medida avance la descripción del presente análisis.

Posteriormente, se definieron los parámetros de entrada del material a utilizar. Para ambos casos, se seleccionó la opción de ingresar los valores de las constantes ingenieriles. Así, para el estudio de la pieza tanto con PLA como con material compuesto, se creó un material específico y se ingresaron los valores correspondientes a sus propiedades, tales como el módulo de Young, el coeficiente de Poisson y el módulo de corte, en las tres direcciones. Para ello, fue necesario definir un sistema de coordenadas y contar con los datos pertinentes para dicho sistema. Según las características de los materiales, la disposición de las fibras de vidrio y la forma en que se imprimieron las piezas en PLA, se seleccionó el siguiente sistema de coordenadas, que se muestra en la **Figura 39**.

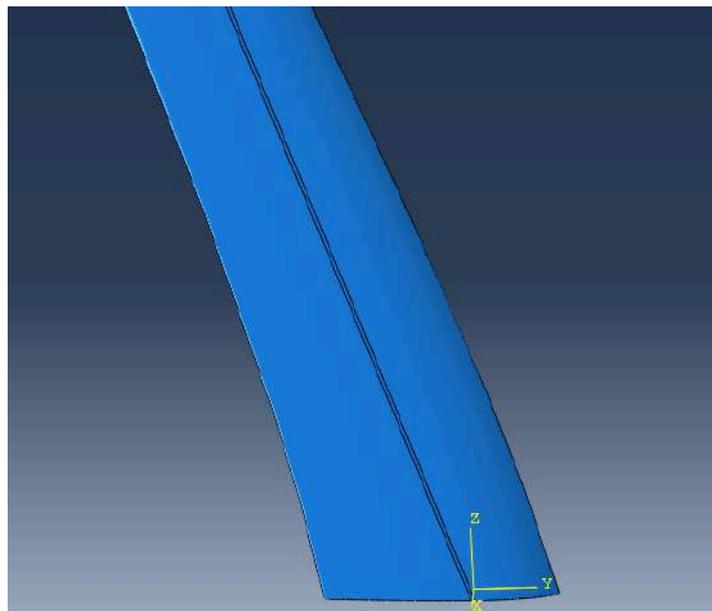


Figura 39. Sistema de coordenadas seleccionado.

En la **Figura 39** se puede observar en color amarillo el sistema de referencia seleccionado. El eje 'Z' corresponde al mismo eje utilizado por la impresora 3D, en la que el extrusor aumenta su altura a medida que deposita el plástico, representando así las características reales de fabricación de la pieza. Para el caso del material compuesto, como se mencionará con mayor detalle más adelante, se

utilizó una fibra de vidrio bidireccional. Por lo tanto, se optó por un sistema de coordenadas en el que dos de los ejes se alinearan con las direcciones de las fibras. El eje restante se orientó perpendicularmente al plano que contiene las fibras.

Una vez definido correctamente el material, este se asoció a una sección dentro del programa. Al crear una sección, se puede especificar si el material se aplicará a una sección sólida, superficial o de línea, dependiendo del tipo de modelo que se esté utilizando.

En el diseño del ala en PLA, se definió una sección sólida que se aplicó uniformemente a toda la geometría. En términos de modelado estructural, el material caracteriza las propiedades físicas de la pieza, como su módulo de elasticidad, pero no establece la asignación de estas propiedades dentro de la geometría del modelo. La función de la sección es precisamente asignar dichas propiedades a los elementos finitos de la malla. Sin una sección correctamente definida, el software de análisis no podría interpretar cómo distribuir el material en la estructura, comprometiendo la precisión de los resultados.

En el caso del material compuesto, se eligió la opción de *shell* homogéneo, que representa una cáscara, debido al espesor de la pieza. Al seleccionar la opción homogénea, se asume que el material tiene propiedades uniformes a lo largo de todo el espesor de la cáscara. Se dibujó y editó el componente en 3D, tal como sería en la realidad, para obtener un análisis representativo.

A continuación, fue necesario definir un "step". Este concepto es fundamental para establecer cómo se llevará a cabo el análisis, ya que permite definir el marco temporal y los eventos en los cuales se analizará el comportamiento estructural del modelo. Un "step" define una fase específica del análisis, en la cual se pueden controlar la aplicación de cargas, condiciones de frontera y otros aspectos del modelo. En el presente caso, se seleccionó un único "step", dado que el análisis es estático y se enfoca en una sola carga.

En cuanto a la carga, se decidió estudiar el comportamiento de la pieza bajo los esfuerzos derivados de la fuerza de sustentación (lift, en inglés). Según la bibliografía, existen diferentes métodos para calcular y conocer la distribución de

esta fuerza. Para simplificar los cálculos, se asumió que la fuerza de sustentación se distribuye a lo largo de la envergadura del avión, sobre las alas, como indica Anderson-[2]. En la **Figura 40** se muestra la geometría asociada a esta carga, la cual sigue una distribución de forma elíptica.

$$\Gamma(y) = \Gamma_0 \sqrt{1 - \left(\frac{2y}{b}\right)^2}$$

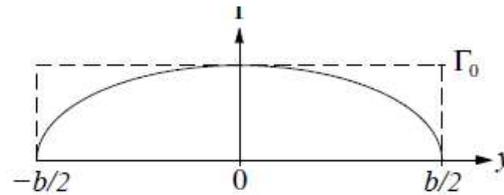


Figura 40. Geometría de la distribución de carga de la fuerza de sustentación a lo largo de la envergadura del avión, sobre las alas.

Según la **Figura 40**, se pueden realizar varias consideraciones relevantes para el análisis del presente caso. La constante Γ_0 representa el valor máximo de la fuerza de sustentación, que corresponde al punto en el que se ejerce la máxima fuerza sobre el avión. La variable b es la envergadura, un valor constante para este caso. Por otro lado, y representa la distancia desde el origen de coordenadas, el cual se ha definido como el punto medio de la envergadura del ala.

Al observar el gráfico, se puede notar que a medida que el valor de y aumenta, la fuerza de sustentación disminuye hacia los extremos libres de las alas. En otras palabras, conforme nos desplazamos hacia los bordes de las alas, la fuerza de lift se reduce hasta llegar a un valor igual a cero. Este comportamiento puede visualizarse en el vehículo aéreo, tal como se ilustra en la **Figura 41**.

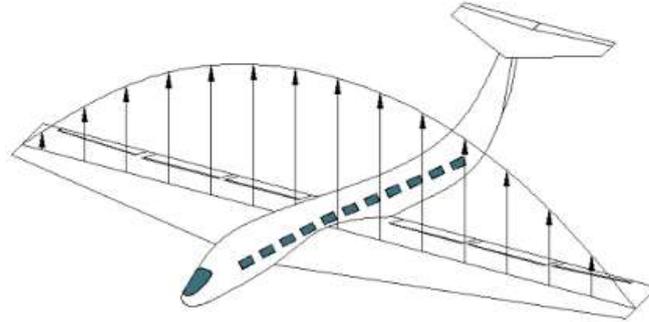


Figura 41. Distribución elíptica de carga sobre avión.

Sin embargo, lo que se busca, como ya se mencionó, es analizar lo que ocurre sobre un ala. Por lo que se podría pensar en utilizar solo la mitad del gráfico hacia uno de los dos extremos libres. En la **Figura 42** se puede comprender de una mejor manera.

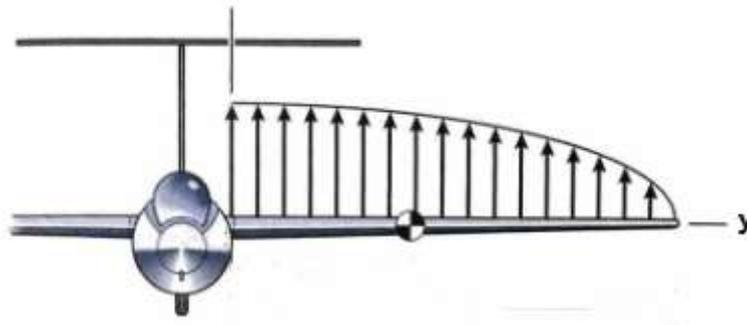


Figura 42. Distribución elíptica de carga sobre un ala.

En la **Figura 42** se observa que la carga máxima aplicada al ala se encuentra en la unión de ella con el fuselaje, lo cual es un aspecto clave en el análisis.

Una vez definida esta información, es necesario implementarla en el software de simulación. Para ello, se debe generar un campo analítico y vincularlo a una carga. En este proceso, se definió la ecuación que describe la distribución de la fuerza de sustentación, la cual fue normalizada respecto al área correspondiente para obtener una presión distribuida. Esto se debe a que la sustentación, al actuar sobre una

superficie específica, se traduce en una presión distribuida a lo largo del ala, la cual debe ser correctamente representada en el modelo para garantizar un análisis preciso.

Este proceso se realizó de manera idéntica para ambos materiales. En el programa, el modelo resultante se visualiza como se muestra en la **Figura 43**.

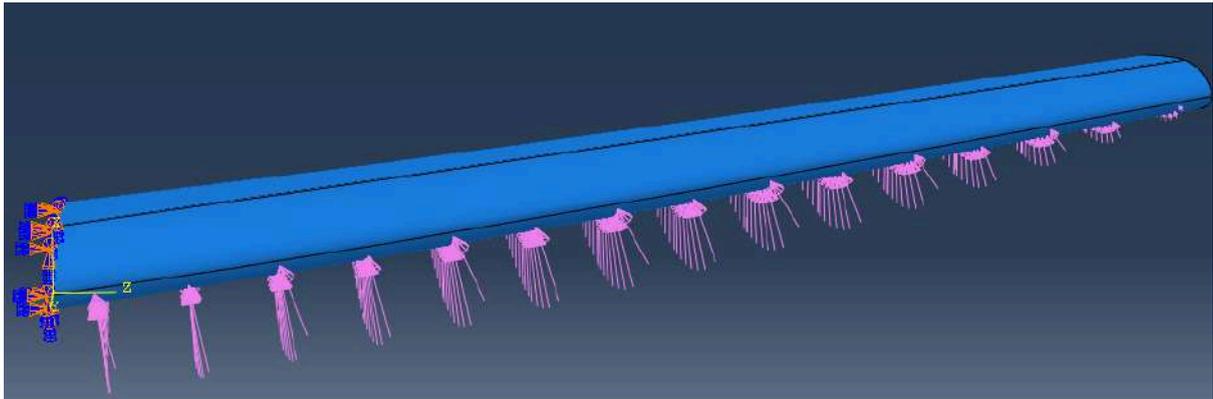


Figura 43. Fuerza de sustentación sobre ala en Abaqus CAE.

Como se muestra en la **Figura 43**, la fuerza de sustentación sigue la geometría correcta del ala. A la izquierda de la figura, se puede observar cómo el ala está fijada, lo cual refleja la condición de empotramiento en el fuselaje. En esa sección, se restringieron los grados de libertad correspondientes para simular adecuadamente el comportamiento en servicio de la pieza.

El objetivo de este análisis es representar de manera precisa lo que ocurre con el ala en la realidad, garantizando que las condiciones de frontera y las cargas aplicadas sean correctas.

A continuación, fue necesario mallar la pieza. El proceso de mallado consiste en dividir la pieza o estructura en pequeñas unidades llamadas elementos. Estos elementos se utilizan para realizar cálculos numéricos en el análisis estructural mediante el método de elementos finitos. Los elementos se conectan entre sí a través de nodos, formando una malla (o "mesh" en inglés) que representa discretamente la geometría de la pieza.

Una malla demasiado gruesa (es decir, con pocos elementos) puede dar como resultado una aproximación inexacta de los resultados, ya que no captura con detalle las variaciones en la respuesta estructural. Por el contrario, una malla excesivamente fina (con demasiados elementos) puede generar resultados más precisos, pero a costa de un mayor tiempo de cálculo y recursos computacionales. Por lo tanto, si la malla no es adecuada, el análisis puede no converger, lo que implica que los resultados numéricos podrían no ser confiables o que no se podría completar el proceso de simulación. En este caso, se buscó una malla refinada, de forma tal que no se distorsionen demasiado las unidades de división en las zonas curvas de ángulos agudos. Es decir, especialmente en zonas de alta curvatura, donde la proximidad entre superficies puede dificultar el mallado y generar acumulación de elementos distorsionados. Esto puede verse en la **Figura 44**, para una mejor comprensión. Desde los lugares indicados por flechas en un extremo hacia el extremo opuesto.

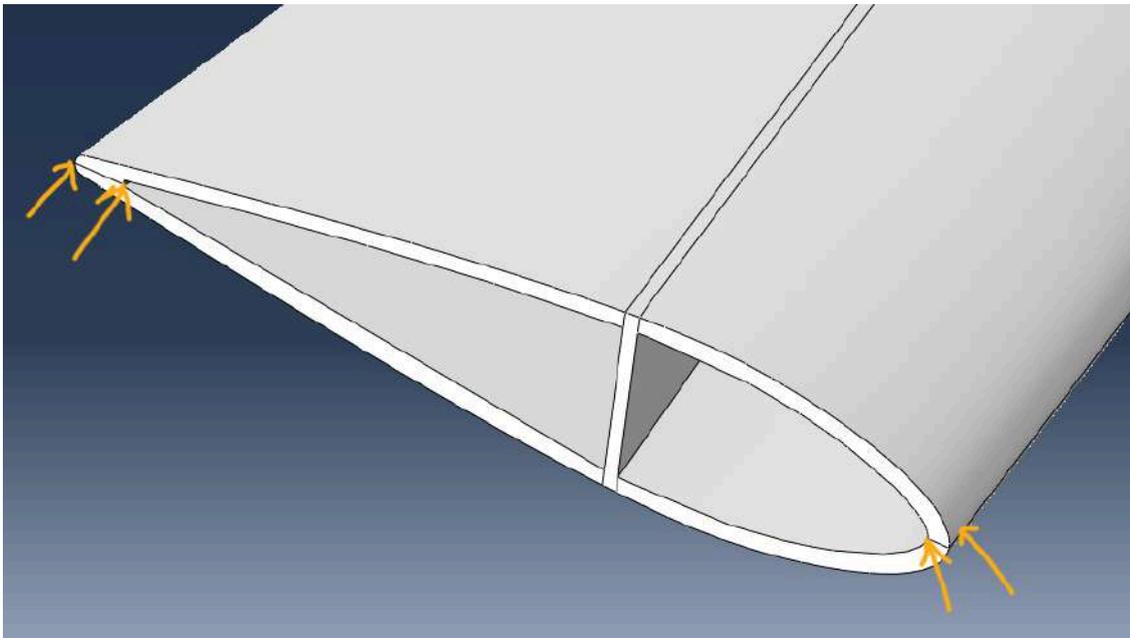


Figura 44. Extremo del ala en el que se indican las zonas de gran curvatura.

Así, obtener elementos ordenados y mayormente rectangulares. Se implantaron nodos en la pieza, o semillas como se denominan en *Abaqus CAE*. Más precisamente, se sembraron semillas que determinan el número de divisiones a lo largo de una arista. *Abaqus CAE* permite realizar esta operación tanto a nivel global (aplicando un tamaño de semilla uniforme en toda la pieza), como a nivel local, en donde se puede especificar un número determinado de divisiones en la distribución de los elementos. Se colocaron semillas globales de un tamaño aproximado 1,5, con un factor de desviación máxima y fracción del tamaño global ambos de valor 0,05. La **Figura 45**, muestra la aplicación en el entorno de ejecución.

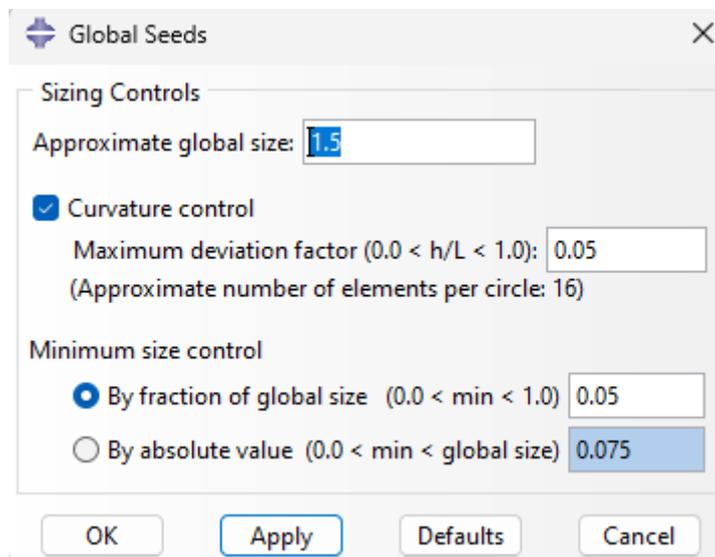


Figura 45. Implantación de semillas en Abaqus CAE.

Con el fin de obtener una malla aún más acorde también se implantaron semillas locales, en puntos estratégicos. Como se aprecia en la **Figura 46**, los círculos blancos destacan las semillas globales y los triángulos de color púrpura las locales. Esta acción, permite dividir aún más algunas aristas, como las intersecciones entre algunas superficies.

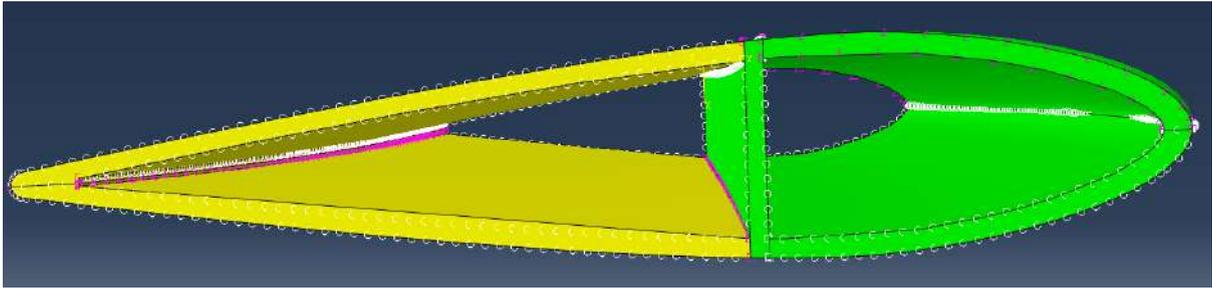


Figura 46. Muestra de semillas locales implantadas en el ala.

En la **Figura 47** se muestra la malla final obtenida para ambos casos, luego de accionar el generador de mallas.

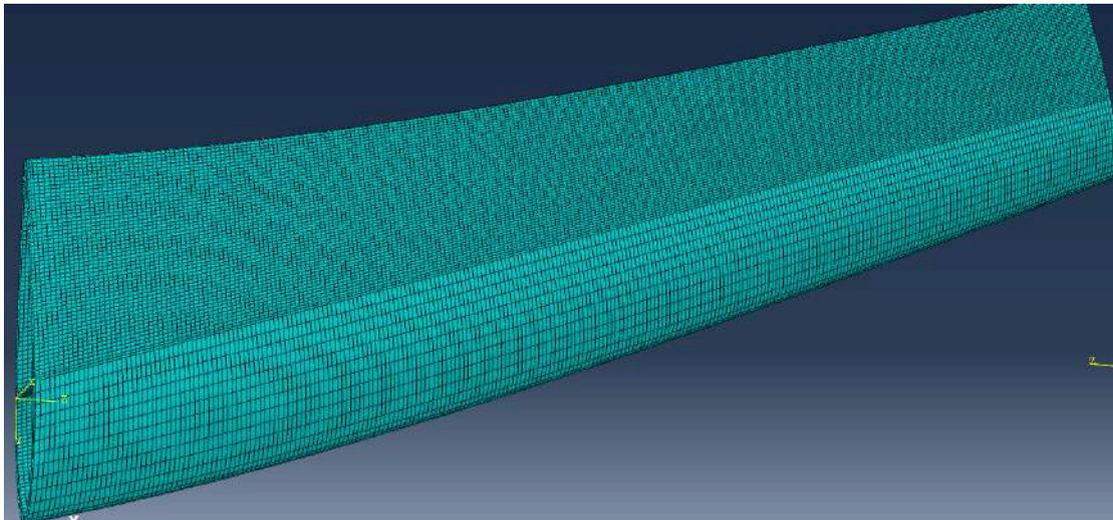


Figura 47. Pieza mallada.

No obstante, como se mencionó en la **Figura 38**, el ala fue dividida en tres partes, que permitió mallar cada fragmento por separado. A su vez, existió un inconveniente en el momento del mallado. Según la **Figura 46**, en la parte izquierda de la pieza, se ve una hilera de triángulos de color púrpura sobre una arista. Estos, que representan las semillas locales implantadas, como ya se mencionó, se encuentran sobre una arista en la parte interior de la pieza. En ese sector, si se tiene en cuenta el plano del extremo que contiene a la vista de frente en la figura mencionada, la geometría tuvo que ser levemente modificada. La **Figura 48** muestra la modificación, encerrada en una circunferencia de color azul. La geometría

mencionada, tenía una terminación igual a la que posee la pieza al final, lo cual puede observarse levemente en el sector izquierdo de la figura. El hecho de que la geometría no termina en forma convexa, si se mira desde el centro de la pieza, sino que ambas superficies se unen de forma recta, mejora notablemente el mallado, permitiendo generar divisiones de entidades regulares.

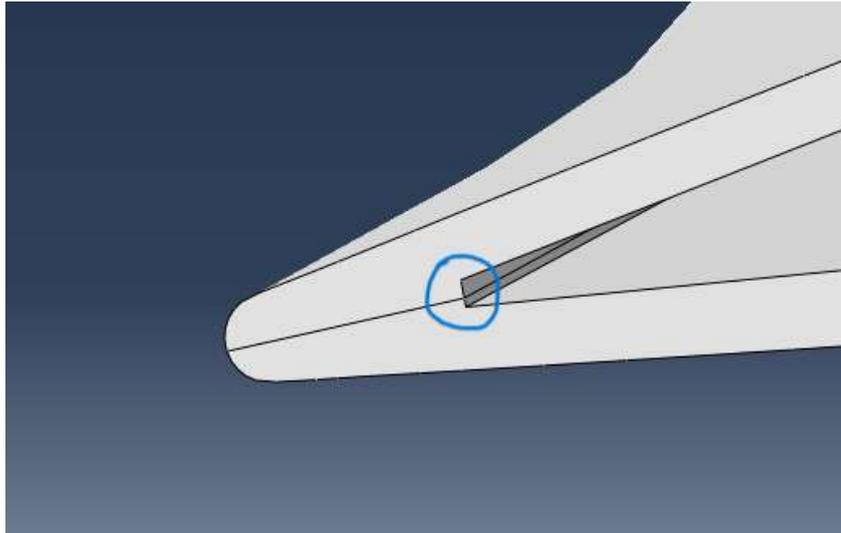


Figura 48. Modificación de la geometría de la pieza.

Para finalizar, se creó un “job” y se ejecutó la simulación en Abaqus CAE. El software utiliza el método de elementos finitos (FEM, por sus siglas en inglés) para resolver las ecuaciones de equilibrio, compatibilidad y constitución del material bajo las cargas y condiciones de contorno definidas. Además, calcula el tensor de esfuerzos en cada punto de la malla, teniendo en cuenta las propiedades del material y las ecuaciones constitutivas correspondientes. Este proceso se realiza numéricamente, iterando hasta que se alcanzan las condiciones de equilibrio.

Una vez que Abaqus obtiene el tensor de esfuerzos, calcula la tensión equivalente de Von Mises como una variable de salida.

RESULTADOS Y DISCUSIÓN

En esta sección, se presentan los resultados de las simulaciones junto con un análisis del comportamiento de cada material. Antes de examinar estos aspectos, es fundamental detallar los parámetros utilizados en cada caso. Conforme a lo establecido previamente en este trabajo, los valores del módulo de elasticidad, el coeficiente de Poisson y el módulo de corte fueron definidos e incorporados para cada una de las tres direcciones, asegurando una caracterización precisa del material en el modelo.

Ala fabricada en PLA

Para el caso del ala impresa en 3D en PLA:

- E1: 3082,4 MPa
- E2: 3082,4 MPa
- E3: 2257,23 MPa
- Nu12: 0,35
- Nu13: 0,35
- Nu23: 0,35
- G12: 1141,63 MPa
- G13: 1141,63 MPa
- G23: 1141,63 MPa

El objetivo consistió en determinar la carga máxima que la pieza puede resistir, con base en los datos derivados de los ensayos del material. Considerado el valor del peor escenario, el ala soporta un esfuerzo de hasta 10,41 MPa antes de alcanzar su punto de ruptura. Con este propósito, se realizaron múltiples simulaciones para garantizar el cumplimiento de dicha condición. Finalmente, se obtuvo un resultado

como el ilustrado en la **Figura 49**, que refleja una carga máxima de 200 N. Asimismo, la **Figura 50** destaca los valores correspondientes a cada punto y zona de la pieza.

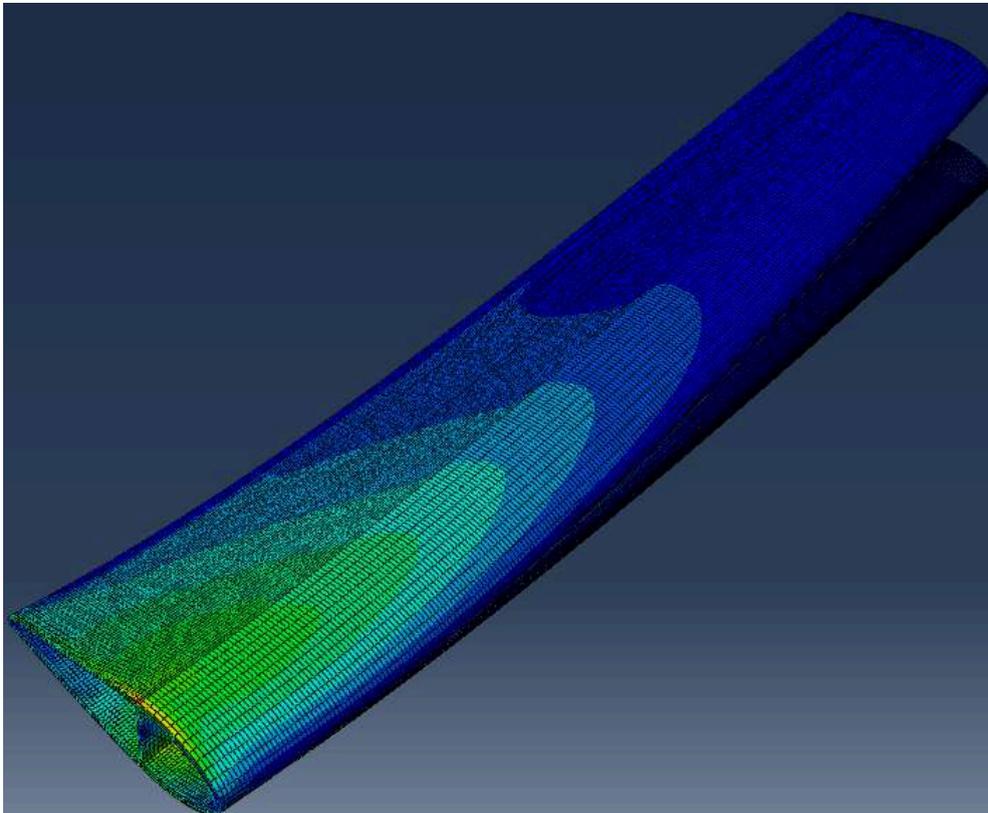


Figura 49. Esfuerzos sobre la pieza fabricada en PLA.

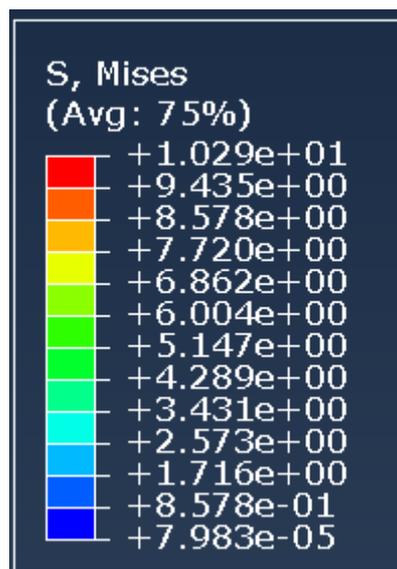


Figura 50. Valores de los esfuerzos sobre la pieza fabricada en PLA en MPa.

Un análisis detallado de las figuras anteriores revela con claridad que el ala experimenta una falla estructural al alcanzar el valor mencionado, específicamente en la zona superior al larguero, donde se une con el fuselaje del avión. Este fenómeno puede atribuirse a una acumulación de líneas de tensión en dichos puntos. El cambio de geometría del perfil alar en dirección al soporte longitudinal del ala podría actuar como un concentrador de tensiones. Se observa una región marcada en color rojo, con áreas adyacentes en amarillo. Los puntos en rojo corresponden a las ubicaciones donde se produciría la falla.

Para este apartado, se asumió que los módulos de elasticidad en las direcciones 1 y 2 resultan idénticos, correspondientes a las direcciones 'x' e 'y' de la **Figura 39**. Según este sistema de coordenadas, la elasticidad en la dirección 1, o 'x', debería presentar un valor inferior respecto a la otra dirección. Sin embargo, al no disponer de un valor exacto confirmado, que se estima como un promedio entre los parámetros E1 y E3, se optó por considerar los módulos de elasticidad de las direcciones 1 y 2 como iguales.

El estudio de la falla, basado en el criterio de Von Mises, toma en cuenta que este método predice la fluencia. No obstante, el ácido poliláctico exhibe un comportamiento predominantemente frágil. A pesar de esta característica, el enfoque adoptado ofrece una estimación adecuada, alineada con el objetivo principal.

Con los datos obtenidos, se llevó a cabo un análisis adicional para determinar la cantidad de g que puede soportar el vehículo aéreo. El factor de carga, expresado en número de g, indica cuántas veces la estructura es capaz de resistir el peso del avión antes de alcanzar su límite estructural. Para su cálculo, se divide la carga máxima que el avión puede soportar antes de la falla estructural entre su peso. Este último se determina como el producto de la masa total del sistema—incluyendo todas sus piezas, accesorios y componentes electrónicos—por la aceleración gravitacional. De esta manera, se obtiene una medida fundamental para evaluar la capacidad estructural y operativa de la aeronave.

$$\text{Número de } g \text{ soportado} = \frac{F_{m\acute{a}x} (N)}{M_{\text{avi\`{o}n}} (kg) \cdot a \left(\frac{m}{s^2}\right)}$$

Ecuación 1.

Se dispone del valor de la fuerza máxima, la aceleración y la masa del avión, establecida en 1,8 kg para este análisis. Esta estimación se basa en la especificación del fabricante, que indica que el peso total del aparato no debe exceder 1,8 kg. Dicho valor puede variar según la batería empleada, así como por las características del controlador, el ESC, la hélice, los servos y otros componentes. Por consiguiente:

$$\text{Número de } g \text{ soportado} = \frac{200 N}{1,8 kg \cdot 9,81 \frac{m}{s^2}} = 11,33$$

Ecuación 2.

Según la **Ecuación 2**, el avión, en estas condiciones, soporta 11 g.

Ala fabricada en material compuesto

En el caso de un ala elaborada con un material compuesto, se consideró el proceso constructivo de manera detallada. Se optó por iniciar con el caso base seleccionado para el análisis estructural. En el perímetro exterior de la pieza, correspondiente al perfil alar, se emplearon dos capas de fibra. En relación con la mejora de la resistencia estructural, una única capa no se consideró suficiente. Respecto al larguero principal, este cuenta con cinco capas de fibra.

Para este caso, con un 38% de contenido de fibra:

- E1: 18,6841 MPa

- E2: 18,6548 MPa
- E3: 8,57003MPa
- Nu12: 0,206557
- Nu13: 0,3117162
- Nu23: 0,318334
- G12: 6,66658 MPa
- G13: 3,1377 MPa
- G23: 3,14182 MPa

Un análisis minucioso de estos valores permite inferir que el material compuesto de fibra de vidrio con resina exhibe un comportamiento transversalmente isotrópico. Esta característica se deriva de su naturaleza bidireccional, con fibras dispuestas en dos direcciones perpendiculares e intercaladas. En el plano definido por dichas direcciones, las propiedades mecánicas resultan uniformes y alcanzan su máxima resistencia. Sin embargo, a lo largo del eje perpendicular a ese plano, las propiedades difieren de manera significativa, destacándose un módulo de elasticidad notablemente inferior. Además, se dispone de información que indica que este material soporta un esfuerzo máximo de 310,86 MPa.

Cabe precisar que estos valores provienen de simulaciones y ensayos realizados con anterioridad a este proyecto, proporcionados por el grupo de Materiales Compuestos Estructurales Termorrígidos de INTEMA, Mar del Plata. La **Figura 51** presenta los resultados de la simulación correspondiente a este caso. Tras efectuar diversas simulaciones, se obtuvieron los resultados ilustrados en la **Figura 52**.

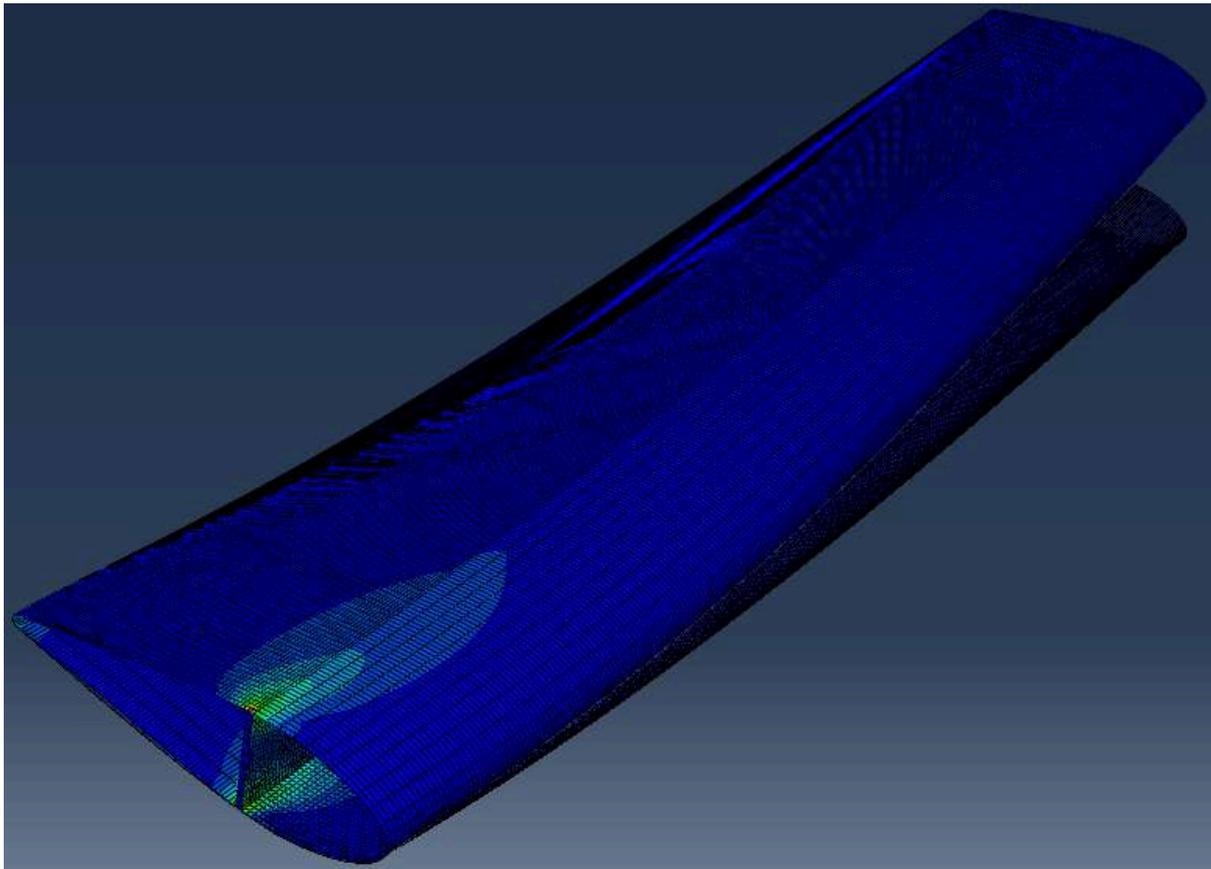


Figura 51. Esfuerzos sobre la pieza fabricada en compuesto.

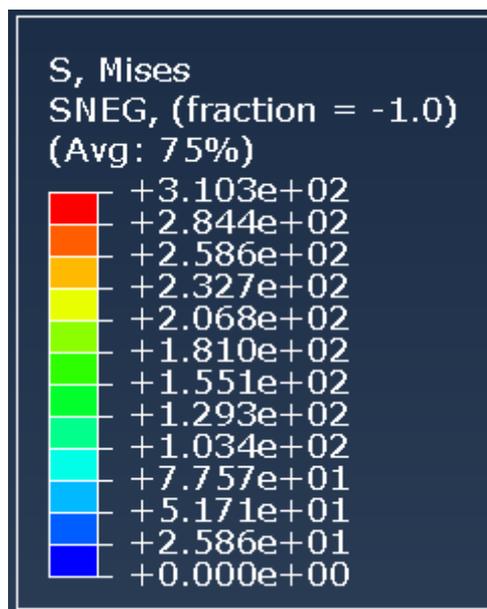


Figura 52. Valores de los esfuerzos sobre la pieza fabricada en compuesto en MPa.

La **Figura 51** revela una característica significativa. La falla del ala, al igual que en el caso del PLA, se manifiesta en la zona del larguero principal, específicamente en las regiones superior e inferior donde éste se une con la capa que define el perfil. Este fenómeno puede atribuirse a que dichos puntos de unión actúan como concentradores de tensiones. Las discontinuidades presentes en esas áreas generan una acumulación de líneas de tensión. Además, la restricción impuesta en esa sección, derivada de su anclaje al fuselaje, limita la deformación libre del ala, lo que favorece la concentración de tensiones y conduce a la falla.

En la **Figura 52** se detallan los valores de los esfuerzos correspondientes a cada zona, diferenciados por colores. El valor máximo coincide con el establecido como límite para la ocurrencia de la falla, conforme a los resultados obtenidos en los ensayos.

El análisis subsiguiente consiste en determinar cuántos g soporta el avión. Para alcanzar los resultados presentados, se aplicó una fuerza máxima de 930 N. Se busca evaluar este caso considerando el mismo peso del avión que en la situación anterior, con el propósito de identificar una relación directa entre ambos escenarios. Por lo tanto, se emplea nuevamente la **Ecuación 1** para este análisis:

$$\text{Número de } g \text{ soportado} = \frac{930 \text{ N}}{1,8 \text{ kg} \cdot 9,81 \frac{\text{m}}{\text{s}^2}} = 52,67$$

Ecuación 3.

Tras este análisis, se destaca que el vehículo aéreo equipado con el ala de PLA soporta aproximadamente 11 g, mientras que el avión con el ala de material compuesto resiste cerca de 52 g. Con estos datos, se cuenta con la base necesaria para evaluar la resistencia relativa de un material frente al otro. Por lo tanto:

$$\frac{52}{11} = 4,73 \sim 5$$

Ecuación 4.

En este caso, el material compuesto reforzado con fibra de vidrio demostró ser cinco veces más resistente que el PLA.

Discusión

Los materiales compuestos son anisotrópicos y generalmente frágiles. Se suelen analizar con distintos criterios de falla. Tal como el criterio de máxima tensión, el criterio de Tsai-Wu, el criterio de Tsai-Hill o el criterio de Hashin. Sin embargo, se decidió, de igual manera, utilizar como parámetro de falla el criterio de Von Mises. Éste último, suele utilizarse para materiales isotrópicos y dúctiles. Es decir, es un buen método para analizar la fluencia (límite elástico). Pero en este caso, se cuenta con un material transversalmente isotrópico y de bajo espesor. Esto quiere decir, que al ser una fibra de vidrio bidireccional, en el plano que contiene a las fibras posee propiedades similares. Y al poseer un espesor pequeño, se puede centrar el foco sobre el plano de acción de las fibras en respuesta al esfuerzo soportado. A su vez, para lo que se está buscando, que es comparar un material con el otro, es una estimación aceptable.

A pesar de lo expuesto hasta el momento, en este apartado se observa una posible sobredimensión de la pieza, evidenciada en los resultados de las simulaciones en ambos casos. Esto podría deberse a diversas razones, como la omisión de alguna consideración en el planteo del caso de estudio, configuraciones específicas en Abaqus CAE o simplificaciones adoptadas durante el modelado. Asimismo, la elección del criterio de falla para el análisis, previamente mencionado, también puede influir en esta percepción.

No obstante, la meta principal del estudio no se ve comprometida. Además, es importante destacar que, en la fabricación de la pieza, no es viable reducir la cantidad de capas de fibra sin comprometer la procesabilidad del componente, lo que justifica el espesor resultante en el diseño.

PROCESAMIENTO DEL ALA

En esta etapa se llevó a cabo la construcción del ala de material compuesto, con el objetivo principal de probar el método de fabricación y analizar las características geométricas, estructurales y superficiales del producto final. Se evaluaron aspectos como la facilidad y practicidad del proceso de fabricación, así como la resistencia y terminación superficial.

La estrategia de fabricación consistió en diseñar la pieza en 3D e imprimir moldes internos de las piezas utilizando la misma impresora empleada para la fabricación del avión. Estos moldes fueron luego utilizados como base para la incorporación del material compuesto, permitiendo lograr una geometría precisa y una adecuada integración estructural.

En una primera etapa, se definió construir el ala con un larguero principal en forma de "C", que se extendería desde la raíz hasta la punta del ala. Este componente es fundamental en el diseño de alas, ya que su función principal es soportar las cargas aerodinámicas y el peso que actúan sobre ellas durante el vuelo, además de mantener la forma e integridad de la superficie sustentadora bajo diversas condiciones.

El ala fue diseñada en el programa de diseño CAD *SolidWorks*, tomando como referencia las dimensiones del ala original de la aeronave. Para mantener las dimensiones exteriores, se redujo 1 mm en el espesor de todo el contorno del elemento, correspondiente al espesor esperado de material compuesto. De esta manera, al colocar el material compuesto, se podría replicar el perfil alar original. En cuanto al larguero en forma de "C", se eliminó el volumen correspondiente que ocuparía en la pieza final. Debido a su longitud, fue necesario dividir el modelo en varias partes para su impresión. Se optó por separarlo en tres piezas, y cada una de ellas se dividió en dos partes, con el fin de construir un molde o núcleo que permitiera al material compuesto replicar la forma "C" del larguero principal.

Para la posterior unión de las piezas, se diseñó un sistema de encastre que garantizara su alineación adecuada. Las piezas fueron unidas utilizando un pegamento fuerte, como el cianocrilato.

En la **Figura 53** se puede observar el proceso de impresión de una de las tres partes del ala total, que a su vez fue dividida en dos.

Las **Figuras 54** y **55** muestran cómo resultó la pieza final, así como el sistema de encastre elegido, visible en la parte superior del componente. Los cilindros que sobresalen de la pieza forman parte del sistema de encastre, y se incrustan en los orificios correspondientes de la pieza complementaria.



Figura 53. Impresión de una de las partes del ala total que se utilizará como molde.



Figura 54. Parte del ala total con sistema de encastre.



Figura 55. Piezas terminadas del núcleo que darán lugar a la pieza final.

Una vez obtenidas todas las piezas necesarias para confeccionar el molde, y antes de proceder con la unión mediante pegamento, se verificó que las impresiones no presentaran imperfecciones, que el sistema de encastre funcionara correctamente y que el molde del ala fuera adecuado. Utilizando cinta adhesiva, se presentó el ensamblaje final del molde, el cual puede observarse en la **Figura 56**. Tras confirmar que todo estaba de forma correcta, se continuó con la construcción del ala.



Figura 56. Molde final presentado con ayuda de cinta adhesiva.

En primer lugar, para completar la obtención del molde del ala, se dispusieron dos piezas que, al unirse, conforman el componente completo. Estas se observan en la **Figura 55**, con las piezas faltantes ya unidas, completando así la longitud total del ala.

A continuación, se diseñó otro molde que permitió la conformación del larguero principal en forma de "C". Es decir, se diseñó una pieza sobre la cual, al insertar la pieza original junto con el material compuesto adecuado, esta adopte la forma de "C". En la **Figura 57** se puede ver el molde diseñado e impreso. Al igual que en las piezas anteriores, este molde también se dividió en tres partes. Cada parte fue reproducida e inmediatamente unida con cianocrilato.

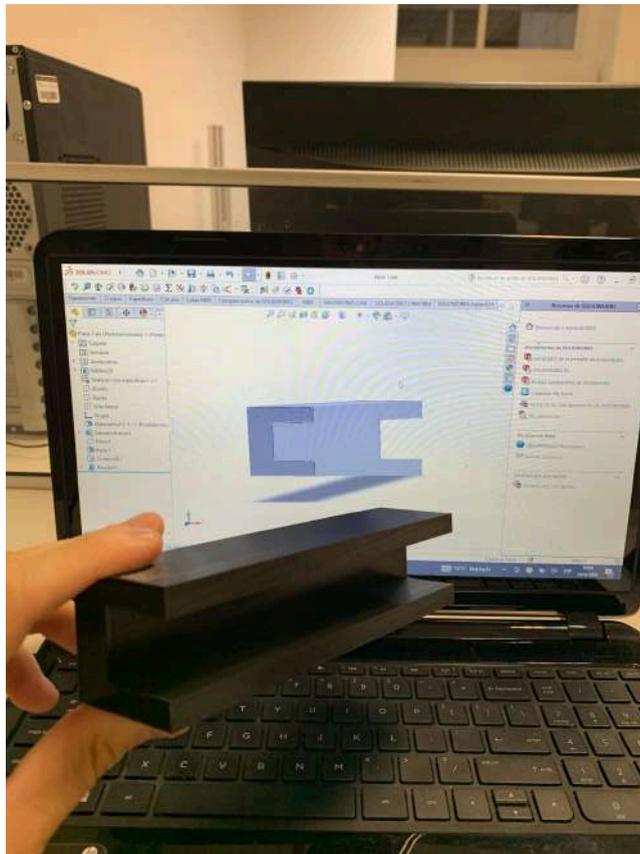


Figura 57. Parte del molde para obtener el larguero en forma de "c".

En la **Figura 58**, se ilustra, a la izquierda, el molde completo y, a la derecha, el fragmento del ala que será núcleo y dará lugar a al larguero.

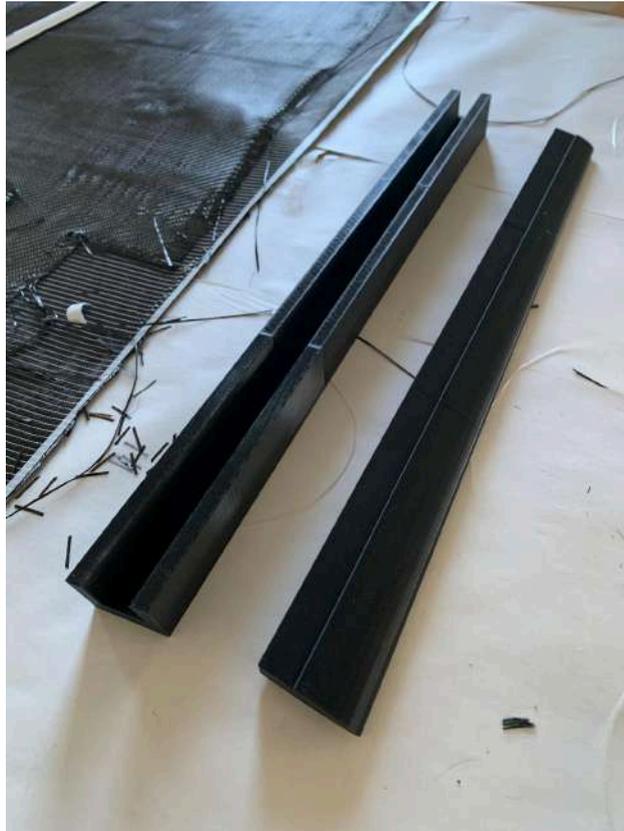


Figura 58. Molde final para construcción del larguero y fragmento del núcleo de la pieza final.

Se colocaron cinco capas de tela de fibra de vidrio entre el espacio del núcleo y el molde. De esta manera, el larguero estaría compuesto por esta cantidad de material, lo que determinaría el espesor final. Según los ensayos previos del material y el criterio aplicado, este espesor fue elegido como punto de partida para el análisis.

Para llevar a cabo el proceso de construcción, se estableció un espacio de trabajo adecuado. Se preparó una superficie de trabajo cubierta con un film plástico, sobre la cual se dispusieron las telas de fibra de vidrio previamente cortadas según las especificaciones requeridas.

Para conformar la geometría deseada, se aplicó una matriz polimérica compuesta por resina de poliéster y un catalizador. Esta combinación permitió el curado y endurecimiento del material, asegurando las propiedades mecánicas y estructurales necesarias para su aplicación.

En la **Figura 59** se puede observar el proceso de mezclado de los componentes de la resina. Primero, utilizando los elementos de protección personal adecuados, se colocó la resina en un recipiente limpio. Luego, se pesó la cantidad de resina necesaria y, utilizando una pipeta, se añadió el catalizador. La cantidad de catalizador utilizada fue del 2,5% del peso total de la resina. A continuación, se comenzó a mezclar lentamente, asegurándose lograr una mezcla homogénea. Este proceso se realizó durante aproximadamente tres minutos.



Figura 59. Mezcla de resina y catalizador.

Con las telas dispuestas en el lugar de trabajo y la resina preparada, se procedió al proceso de laminado. Primero se colocó un recorte de tela, se le añadió resina por encima y, con una espátula, se esparció la resina aplicando presión sobre todo el material. Luego, se colocó la siguiente capa de tela y se repitió el proceso. Lo más importante en este paso era asegurarse de que las telas absorbieran la mayor cantidad posible de resina. Este procedimiento se puede ver ilustrado en la **Figura 60**.

En la **Figura 61**, se muestra el molde cubierto con un film transparente. Esta capa de film facilita el desmontaje posterior. Al retirar la pieza, los recortes de fibra de

vidrio adoptan la forma del larguero principal y se adhieren al film, facilitando su posterior extracción del molde. Es decir, el film actúa como una medida para separar la pieza final del molde con mayor facilidad.

Una vez que todas las telas estaban apiladas e impregnadas con resina, se procedió a colocarlas junto con el núcleo dentro del molde. Este paso se realizó con precisión, asegurando que el material copiara fielmente la geometría del molde y quedara correctamente ajustado al fondo, sin dejar espacios vacíos.

Todo el proceso se llevó a cabo dentro del tiempo de vida útil de la resina, es decir, el período durante el cual la mezcla de resina y catalizador permanece en estado líquido y manejable antes de iniciar la gelificación. Este tiempo, que resultó cercano a los 15 minutos dada la formulación y las condiciones ambientales, fue un factor crítico para garantizar una correcta manipulación y conformado del material antes de su gelación

En la **Figura 62** se puede apreciar el momento en que se coloca el núcleo dentro del molde, con las telas de fibra de vidrio entre ellos.



Figura 60. Proceso de laminado de fibra de vidrio.



Figura 61. Molde presentado para construir larguero.



Figura 62. Colocación del núcleo dentro del molde con los recortes de fibra.

Posteriormente, se dejó curar la pieza durante veinticuatro horas a temperatura ambiente. Al día siguiente, el material impregnado con resina ya se encontraba completamente endurecido, por lo que se procedió a retirarlo del molde. Como se puede observar en la **Figura 63**, la fibra de vidrio adoptó la forma deseada; sin embargo, se notó un exceso de material de tela sobrante en los bordes.

Para corregir esto y ajustar la pieza a su forma final, se recortó el exceso de material utilizando una herramienta rotativa de alta velocidad, comúnmente conocida como *Dremel*. Así, en la **Figura 64**, se puede ver el larguero final, ya recortado y listo para su integración al componente.



Figura 63. Núcleo con larguero, recién separado del molde.



Figura 64. Larguero recortado y con la forma buscada.

Una vez que se tuvo el núcleo completo del ala, que, como se mencionó anteriormente, fue dividido en dos partes, y el larguero de fibra de vidrio, se procedió a unir estas secciones. Para ello, se utilizó nuevamente cianocrilato. De esta manera, como se observa en la **Figura 65**, se obtuvo el núcleo final para el procesamiento del ala. En la imagen, se puede apreciar claramente el larguero de fibra de vidrio, que ocupa el espacio dejado durante la etapa de diseño y forma una parte integral del componente final.



Figura 65. Núcleo con larguero principal, para procesamiento de ala final.

La pieza obtenida en la **Figura 65**, muestra irregularidades en la sección del larguero de fibra de vidrio en comparación con el resto del ala impresa en PLA. Para corregir estas imperfecciones, se aplicó una capa de resina con aerosil para rellenarlas. El aerosil, también conocido como dióxido de silicio pirogénico, actúa como un agente espesante y reológico. Es decir, modifica la viscosidad de la resina, volviéndola más espesa y menos fluida, lo que resulta útil en aplicaciones donde se requiere un control preciso de la aplicación, como en el pegado, laminado o fabricación de compuestos estructurales.

En este caso, se añadió aerosil a la resina para obtener una consistencia específica que permitiera su aplicación uniforme sobre la fibra de vidrio, sin que se derramara o escurriera. Al igual que en el proceso anterior, se empezó a incorporar el aerosil en pequeñas cantidades. Dado que el aerosil es un polvo ligero y fino, se añadió lentamente para evitar su dispersión en el aire. Después de cada adición de aerosil, se mezcló bien para asegurar que se distribuyera de manera uniforme en la resina.

Gradualmente, la mezcla se volvió más espesa, por lo que fue crucial alcanzar la consistencia deseada para la aplicación.

El objetivo de aplicar esta pasta sobre la pieza era asegurar la continuidad en el perfil y la superficie del ala, garantizando que, al colocar las láminas de fibra de vidrio alrededor del perfil, se copiara perfectamente la geometría buscada.

En las **Figura 66 a)** y **Figura 66 b)** se puede observar cómo se aplicó y curó la resina sobre la pieza.



a)

b)

Figura 66 a) y b). Pieza con resina y aerosil.

Para garantizar una superficie lisa y adecuada que favoreciera las etapas posteriores en la construcción de la pieza, se procedió a lijar el ala una vez que la resina se haya curado por completo. Inicialmente, se empleó un lijado manual con granos de diferentes tamaños. Aunque este método logró, en cierta medida, mejorar

la calidad de la superficie final de la pieza, se decidió utilizar una lijadora orbital eléctrica. Esta herramienta optimizó significativamente el proceso, ya que facilitó la tarea y permitió alcanzar la terminación deseada. En las **Figura 67 a)** y **Figura 67 b)** se presentan vistas desde distintos ángulos que ilustran el proceso de lijado del componente.



a)



b)

Figura 67 a) y b). Pieza luego del lijado.

Posteriormente, se cortaron las telas de fibra bidireccional con el propósito de cubrir completamente el perímetro de la pieza. Se seleccionó este tipo de fibra para aprovechar sus propiedades mecánicas, las cuales ofrecen un comportamiento uniforme en el plano de las fibras, en ambas direcciones. Con el fin de garantizar una fijación adecuada del material compuesto y prevenir la formación de arrugas durante el secado, se empleó un adhesivo en aerosol que facilitó la adherencia de las telas a la superficie de la pieza. De esta manera, al estirar la tela y recubrir el ala mediante dicho procedimiento, se minimizaron las posibles imperfecciones o arrugas. La **Figura 68** ilustra el proceso de corte de la tela de material compuesto y

su aplicación sobre la pieza. Para la base de estudio y construcción del ala, se utilizaron dos capas de tela, para asegurar la rigidez estructural requerida sin agregar peso excesivo.



Figura 68. Corte tela de fibra y cobertura de pieza.

Con la pieza ya envuelta en fibra, se pasó a la siguiente etapa. Se utilizó un dispositivo de laminación innovador basado en los principios fundamentales de la técnica de fabricación conocida como “infusión por vacío”, el cual permite laminar en una sola etapa las pieles de compuesto sobre núcleos de geometrías complejas. Básicamente, el dispositivo consiste en dos membranas elastoméricas flexibles de caucho de silicona que presentan un encastre perimetral para sellar el sistema, entre las cuales se coloca el núcleo envuelto con las capas necesarias de tejido de refuerzo (proceso asistido por un producto en aerosol para adherir temporalmente los tejidos al núcleo). La membrana inferior presenta dos picos moldeados, uno actúa como puerto de ingreso de resina y el otro como venteo, que está conectado a

una bomba de vacío. Además, entre las membranas y el núcleo se colocan los materiales requeridos para llevar a cabo el proceso de infusión por vacío: malla de flujo (una lámina con un entramado que favorece el flujo de resina) y peel ply (una tela que asiste en la evacuación de aire de entre las membranas y además no se adhiere a la resina utilizada, permitiendo arrancar la malla de flujo de la pieza terminada). Esto puede verse en la **Figura 69**. Una vez cerrado el sistema utilizando el encastre perimetral, se aplicó vacío en la cavidad interna. De esta manera se extrajo el aire ayudando a minimizar la presencia de burbujas en el laminado final y además las telas de refuerzo copian la forma exacta del núcleo al ser comprimidas por las membranas. Una vez alcanzado el nivel de vacío deseado, se abrió una válvula en la línea de resina, y la diferencia de presión generada impulsó la resina a través de la malla de flujo logrando la impregnación controlada del refuerzo seco que rodea al núcleo. Luego que los tejidos de refuerzo se hayan impregnado completamente, se cerró la válvula de ingreso de resina y la pieza se dejó curar dentro de la cavidad sometida a alto vacío. Finalmente, se extrajo la pieza del dispositivo, la cual presenta pieles de material compuesto envolviendo al núcleo y se arrancó el peel ply para quitar la malla de flujo de la superficie de la pieza.

La **Figura 70** muestra el proceso manual de colocación de la resina en la entrada de la manguera. Como se explicó, la diferencia de presión facilita que el fluido ingrese y circule por la manguera. Asimismo, se ilustra con detalle la generación del vacío necesario. En la **Figura 71** se observa cómo la resina, de un característico color amarillo oscuro, se desplaza desde el depósito inicial, transita por la manguera, pasa a una manguera espiralada y comienza a recubrir la pieza de manera progresiva.



Figura 69. Malla de flujo y peel ply.



Figura 70. Colocación de resina en manguera para comienzo de proceso de "infusión por vacío".



Figura 71. Instante en el que la resina comienza a recubrir la pieza a procesar.

Una vez que se completó la impregnación total de la pieza con resina, esta se mantuvo durante veinticuatro horas dentro de la membrana bajo condiciones de vacío. Concluida esta etapa, se obtuvo la pieza final. Se constató que la terminación superficial presentaba una calidad satisfactoria, susceptible de mejorar ligeramente mediante el uso de una lijadora orbital. En términos de dureza, la superficie mostró una notable resistencia a la penetración y al daño. Inicialmente, no se identificaron inconvenientes que pudieran afectar un eventual vuelo.

Para asegurar el posicionamiento adecuado de las telas de fibra dispuestas sobre el ala impresa en PLA, se conservaron las juntas de estas a lo largo del perímetro. Para finalizar la pieza, fue necesario llevar a cabo dos procedimientos. En primer lugar, se utilizó un rotomartillo o una herramienta tipo Dremel para cortar las secciones sobrantes de fibra que no cumplían una función estructural ni formaban parte del diseño de la pieza. En segundo lugar, y de mayor relevancia, se procedió a extraer el plástico alojado en el interior.

El proceso inició con el recorte de las partes excedentes, lo que permitió generar espacio en cada extremo del ala para facilitar la remoción del PLA. Como se observa en la **Figura 72**, se recortaron los sobrantes de fibra y, en los extremos, se dejó el ala libre de compuesto para posibilitar la extracción del PLA.



Figura 72. Pieza de sacrificio de PLA, envuelta en compuesto.

Una vez obtenida la pieza de material compuesto, con el único paso pendiente de retirar el plástico alojado en su interior, se empleó una pinza larga para extraer el PLA. Mediante esta herramienta, se fragmentó gradualmente el plástico interno y se removió en secciones, hasta donde el alcance de la pinza lo permitió. No obstante, en ciertas zonas resultó extremadamente complicado desprender el material dentro del ala, ya que permanecía firmemente adherido al perímetro del compuesto. Ante esta dificultad, se exploró una solución alternativa. La pieza, aún con residuos plásticos en su interior, fue colocada en una estufa a una temperatura de 83 °C durante 24 horas. Este proceso permitió que el plástico se desprendiera de manera satisfactoria, facilitando posteriormente la eliminación completa del material. Finalizada esta etapa, se determinó el peso de la pieza, que alcanzó un valor de 115 gramos.

Para enriquecer aún más este estudio, resulta pertinente comparar los pesos de ambas piezas. En secciones previas de este proyecto, se reportaron las masas de las alas correspondientes a cada material en sus respectivos apartados. Específicamente, la **Tabla 1** del capítulo 'Desarrollo del avión base' presenta los datos de la masa de cada componente, donde la suma de los valores de una de las alas delanteras alcanzó 147 gramos. Asimismo, en el apartado 'Procesamiento', se registró el peso del ala de material compuesto, que arrojó un valor de 115 gramos. Con esta información, se procede a calcular:

$$\frac{115.100}{147} = 78,23$$

$$100 - 78,23 = 21,77 \sim 22\%$$

Ecuación 5.

La pieza fabricada de material compuesto, resultó ser un 22% más liviana que la pieza impresa en PLA.

En síntesis, el ala de fibra de vidrio demostró una resistencia cinco veces superior y un peso un 22 % inferior respecto al modelo impreso en PLA.

CONCLUSIONES

El presente trabajo de grado abordó el diseño, análisis, optimización y fabricación de un ala para un vehículo aéreo no tripulado (UAV), con el objetivo de mejorar su rendimiento estructural y reducir su peso mediante el reemplazo de una pieza fabricada por impresión 3D con PLA por una equivalente construida con materiales compuestos.

Durante las etapas iniciales, se desarrolló una versión base del UAV mediante manufactura aditiva, utilizando una impresora FDM y material PLA. Este modelo sirvió como punto de partida para la caracterización geométrica y funcional del componente seleccionado: ala delantera. A partir del modelo impreso, se efectuó un análisis estructural basado en elementos finitos, empleando el software *Abaqus CAE* para simular las condiciones de carga típicas que enfrenta el ala durante el vuelo. Para nutrir el modelo computacional, se realizaron ensayos experimentales sobre probetas impresas en diferentes orientaciones, obteniendo así parámetros mecánicos representativos del PLA empleado.

El diseño optimizado conservó la geometría aerodinámica original con el fin de mantener la compatibilidad con el fuselaje y las condiciones de vuelo del UAV, pero se reconfiguró la estructura interna del ala, incorporando un larguero y una disposición estratégica de capas de fibra de vidrio impregnadas con resina poliéster. La fabricación del nuevo ala se llevó a cabo mediante la técnica de infusión por vacío con núcleo descartable, lo que permitió obtener una pieza estructuralmente robusta y liviana.

Los resultados del análisis comparativo entre ambas configuraciones, impresa en PLA y fabricada en material compuesto, evidenciaron una mejora significativa en la relación resistencia-peso. El ala en material compuesto presentó una mayor rigidez y capacidad para soportar esfuerzos mecánicos sin incrementar el peso global de la aeronave.

Asimismo, el proceso de fabricación demostró ser replicable y técnicamente viable en un entorno de laboratorio, lo que valida su implementación en contextos de

investigación aplicada. La metodología empleada permitió explorar de manera integral el ciclo de vida de un componente estructural. Desde el diseño asistido por computadora (CAD), pasando por el análisis numérico, hasta la etapa de fabricación.

Este trabajo no solo demuestra la aplicabilidad de los materiales compuestos en vehículos aéreos no tripulados de bajo porte, sino que también sienta las bases para futuros desarrollos donde se puedan incorporar configuraciones estructurales más avanzadas.

Finalmente, se destaca que la propuesta presentada contribuye al desarrollo de UAVs más eficientes. Las perspectivas a futuro contemplan la implementación de capacidades VTOL, la incorporación de electrónica avanzada y el empleo de materiales compuestos de mayor desempeño, como fibras de carbono o matrices epoxi de grado aeronáutico.

TRABAJOS FUTUROS Y POSIBLES MEJORAS

A partir de esta investigación, emergen múltiples oportunidades para proyectos de creación e innovación en el ámbito de vehículos aéreos no tripulados. Los resultados obtenidos constituyen una base sólida para el desarrollo de diversos aparatos fabricados mediante la compleja técnica de utilización de materiales compuestos. Se puede plantear la posibilidad de diseñar un UAV compuesto predominantemente por piezas elaboradas con este método. Los datos recopilados y las conclusiones alcanzadas representan una ventaja significativa que incentiva la continuidad de estas investigaciones.

Una mejora identificada al concluir el estudio radica en el empleo de un plástico soluble en agua. Este material facilitaría de manera notable la remoción del plástico utilizado como molde durante la fabricación de piezas de material compuesto. Se propone el uso de alcohol polivinílico (PVA), un polímero sintético que se disuelve en agua, preferentemente tibia o caliente, según su formulación. Este material, imprimible en 3D, se caracteriza por ser incoloro y biodegradable. Su aplicación permite la creación de estructuras complejas que, al sumergirse en agua, eliminan el

PVA disuelto. Aunque esta alternativa incrementa los costos, ofrece beneficios sustanciales en términos de procesamiento y reducción de tiempo.

REFERENCIAS

1. A. R. Jha. Ph.D. (2017). *Theory, Design and Applications of Unmanned Aerial Vehicles*. Boca Raton: CRC Press, Taylor & Francis Group.
2. Anderson Jr., J. D. (2017). *Fundamentals of Aerodynamics*. Nueva York: McGraw-Hill Education.
3. Anderson Jr., J. D. y Bowden, Mary L. (2022). *Introduction to flight* (9na Ed). Nueva York: McGraw-Hill Education.
4. Barnhart, R. K., Hottman, S. B., Marshall, D. M., Shappee, E. (2012). *Introduction to Unmanned Aircraft Systems*. Boca Raton: CRC Press, Taylor & Francis Group.
5. Callister, Jr, W. D., Rethwisch, D. G. (2014). *Materials science and engineering. An Introduction* (9na Ed). New Jersey: Wiley.
6. Clyne T. W., Hull D. (1996). *An Introduction to Composites Materials* (2da Ed). Cambridge: Cambridge University Press.
7. Crawford. R. J. (1998). *Plastics Engineering* (3ra Ed). Oxford: Butterworth-Heinemann.
8. Gibson I., Rosen D., Stucker, B. (2015). *Additive Manufacturing Technologies. 3D Printing, Rapid Prototyping, and Direct Digital Manufacturing* (2da Ed). New York: Springer.
9. Hernández-Ortiz, J. P., Osswald T. A. (2006). *Polymer processing. Modeling and Simulation*. Munich: Hanser.
10. Mallick P. K. (2008). *Fiber-reinforced composites. Materials, Manufacturing and Design* (3ra Ed). Boca Raton: CRC Press.

11. Massachusetts Institute of Technology. "Fluids - Lecture 7 Notes". 77 Massachusetts Avenue, Cambridge, MA 02139.
12. Megson T.G.H. (2007). *Aircraft structures for engineering students* (4ta Ed). Oxford: Butterworth-Heinemann.
13. Vachtsevanos, G. J., Valavanis, K. P. (2015). "Military and Civilian Unmanned Aircraft". En Vachtsevanos, G. J., Valavanis, K. P. *Handbook of Unmanned Aerial Vehicles*. (pp. 94-103). Nueva York: Springer Reference.