

UNIVERSIDAD TÉCNICA DEL NORTE



FACULTAD DE INGENIERÍA EN CIENCIAS APLICADAS

CARRERA DE INGENIERÍA EN MECATRÓNICA

“CONSTRUCCIÓN DE UNA ESTRUCTURA DE SOPORTE PARA UNA AERONAVE NO TRIPULADA APLICANDO INGENIERÍA INVERSA, UTILIZANDO MATERIAL DE MATRIZ DE RESINA POLIÉSTER REFORZADO CON FIBRA NATURAL DE COCO O CABUYA”

PROYECTO PREVIO A LA OBTENCIÓN DEL TÍTULO DE INGENIERÍA EN MECATRÓNICA.

EVER ALEJANDRO PALACIOS ACOSTA

DIRECTOR: ING. COSME MEJÍA

Ibarra, marzo 2017



UNIVERSIDAD TÉCNICA DEL NORTE
BIBLIOTECA UNIVERSITARIA
AUTORIZACIÓN DE USO Y PUBLICACIÓN
A FAVOR DE LA UNIVERSIDAD TÉCNICA DEL NORTE
IDENTIFICACIÓN DE LA OBRA

La Universidad Técnica del Norte dentro del proyecto Repositorio Digital Institucional, determinó la necesidad de disponer de textos completos en formato digital con la finalidad de apoyar los procesos de investigación, docencia y extensión de la Universidad. Por medio del presente documento dejo sentada mi voluntad de participar en este proyecto, para esto pongo a disposición la siguiente información:

DATOS DE CONTACTO			
CÉDULA DE IDENTIDAD:	0401292248		
APELLIDOS Y NOMBRES:	Ever Alejandro Palacios Acosta		
DIRECCIÓN:	El Olivo		
EMAIL:	eapalacios@utn.edu.ec		
TELÉFONO FIJO:	062-973573	TELÉFONO MÓVIL:	0979719847

DATOS DE LA OBRA	
TÍTULO:	CONSTRUCCIÓN DE UNA ESTRUCTURA DE SOPORTE PARA UNA AERONAVE NO TRIPULADA APLICANDO INGENIERÍA INVERSA, UTILIZANDO MATERIAL DE MATRIZ DE RESINA POLIÉSTER REFORZADO CON FIBRA NATURAL DE COCO O CABUYA
AUTOR:	Ever Alejandro Palacios Acosta
FECHA:	15 de marzo de 2017
PROGRAMA:	PREGRADO
TITULO POR EL QUE OPTA:	Ingeniero en Mecatrónica
DIRECTOR:	Ing. Cosme Mejía

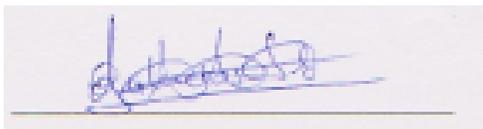
AUTORIZACIÓN DE USO A FAVOR DE LA UNIVERSIDAD

Yo, Palacios Acosta Ever Alejandro, con cédula de identidad N° 0401292248, en calidad de autor y titular de los derechos patrimoniales de la obra o trabajo de grado descrito anteriormente, hago entrega del ejemplar respectivo en forma digital y autorizo a la universidad Técnica del Norte, la publicación de la obra en el Repositorio Digital Institucional y uso del archivo digital en la Biblioteca de la Universidad con fines académicos, para ampliar la disponibilidad de material y como apoyo a la educación, investigación y extensión, en concordancia con la Ley de educación Superior Artículo 144.

CONSTANCIAS

El autor manifiesta que la obra objeto de la presente autorización es original y se la desarrollo sin violar derechos de autores de terceros, por lo tanto, la obra es original, y que es el titular de los derechos patrimoniales, por lo que asume la responsabilidad sobre el contenido de la misma y saldrá en defensa de la Universidad en caso de reclamación por parte de terceros.

Ibarra, a los 15 días del mes de marzo del 2017

A rectangular box containing a handwritten signature in blue ink. The signature is cursive and appears to read 'Ever Alejandro Palacios Acosta'. Below the signature is a horizontal line.

Firma

Nombre: Ever Alejandro Palacios Acosta

Cédula: 0401292248



UNIVERSIDAD TÉCNICA DEL NORTE

CESIÓN DE DERECHOS DE AUTOR DEL TRABAJO DE GRADO A FAVOR DE LA UNIVERSIDAD TÉCNICA DEL NORTE

Yo, Ever Alejandro Palacios Acosta, con cédula de identidad N°. 0401292248, manifiesto mi voluntad de ceder a la Universidad Técnica del Norte los derechos patrimoniales consagrados en la Ley de Propiedad Intelectual del Ecuador, Artículos 4, 5 y 6, en calidad de autor del trabajo de grado denominado: “CONSTRUCCIÓN DE UNA ESTRUCTURA DE SOPORTE PARA UNA AERONAVE NO TRIPULADA APLICANDO INGENIERÍA INVERSA, UTILIZANDO MATERIAL DE MATRIZ DE RESINA POLIÉSTER REFORZADO CON FIBRA NATURAL DE COCO O CABUYA”, que ha sido desarrollado para optar por el título de Ingeniero en Mecatrónica, quedando la Universidad facultada para ejercer plenamente los derechos cedidos anteriormente. En mi calidad de autor me reservo los derechos morales de la obra antes citada. En concordancia suscribo este documento en el momento que hago entrega del trabajo final en el formato impreso y digital a la biblioteca de la Universidad Técnica del Norte.

Ibarra, a los 15 días del mes de marzo del 2017

A handwritten signature in blue ink, appearing to read "Ever Alejandro Palacios Acosta", is written over a horizontal line.

Firma

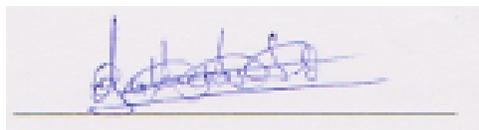
Nombre: Ever Alejandro Palacios Acosta

Cédula: 0401292248

DECLARACIÓN

Yo, **Ever Alejandro Palacios Acosta**, declaro bajo juramento que el trabajo aquí escrito es de mi autoría; que no ha sido previamente presentado para ningún grado o calificación profesional; y, que he consultado las referencias bibliográficas que se incluyen en este documento.

A través de la presente declaración cedo mis derechos de propiedad intelectual correspondientes a este trabajo, a la Universidad Técnica del Norte - Ibarra, según lo establecido por la Ley de Propiedad Intelectual, por su Reglamento y por la normativa institucional vigente.



Nombre: Ever Alejandro Palacios Acosta

Cédula: 0401292248

CERTIFICACIÓN

Certifico que el presente Trabajo de Grado “CONSTRUCCIÓN DE UNA ESTRUCTURA DE SOPORTE PARA UNA AERONAVE NO TRIPULADA APLICANDO INGENIERÍA INVERSA, UTILIZANDO MATERIAL DE MATRIZ DE RESINA POLIÉSTER REFORZADO CON FIBRA NATURAL DE COCO O CABUYA”, fue desarrollado por el egresado Palacios Acosta Ever Alejandro, bajo mi supervisión, lo cual certifico en honor a la verdad.



Ing. Cosme Mejía

DIRECTOR DEL PROYECTO

AGRADECIMIENTO

Brindo mis más sinceros agradecimientos a todos quienes conformamos la carrera de Ingeniería en Mecatrónica, personal docente y administrativo por siempre ser ejemplos de personas y profesionales en todo momento

A la Universidad Técnica del Norte y que ha marcaron notablemente mi desarrollo profesional en diferentes ámbitos.

Un agradecimiento especial para el Ing. Cosme Mejía, gran profesional de la carrera de Ingeniería en Mecatrónica por siempre brindar ayuda incondicional en el desarrollo del prototipo.

A mis padres Rosa Acosta y Ramiro Palacios por su apoyo incondicional y consejos que me han llevado a donde estoy.

A mi novia Vicky Lechón por estar siempre apoyándome y haciéndome entender las situaciones de la vida, guiándome a ser mejor y llegar a cumplir mis metas.

Ever Alejandro Palacios Acosta.

DEDICATORIA

Dedico este trabajo a Dios a la virgencita de la Purificación de Huaca a mis padres Rosa Acosta y Ramiro Palacios y a mi novia Vicky Lechón por siempre por ser mi pilar fundamental en cada uno de los logros de mi vida, por haberme dado esos ejemplos y lecciones de vida, además de siempre guiarme por un camino de perseverancia con la práctica de valores en todo momento de mi vida.

Ever Alejandro Palacios Acosta.

RESUMEN

Este proyecto presenta la construcción de una estructura de soporte para una aeronave no tripulada aplicando ingeniería inversa, utilizando material de matriz de resina poliéster reforzado con fibra natural de coco o cabuya. Para lograr el objetivo propuesto se adquirió un dron de ala fija de gama baja, al que se le aplico ingeniería inversa usando un escáner 3D Geomagic que permitió obtener el modelo computacional del dron. Posteriormente, se le reconstruyo al modelo obtenido con el escáner haciendo uso de un software especializado, con el fin de obtener el modelo haciendo uso de una impresora 3D de polvo cerámico, para luego obtener los moldes con caucho silicón. La estructura está constituida por un material compuesto de matriz resina poliéster y reforzado con una fibra natural de cabuya tejida, que se seleccionó en base a estudios ya realizados, con el fin de obtener una estructura capaz de soportar grandes impactos y no tener mayor deformación. Para obtener una estructura con un acabado que no afecte a la aerodinámica del dron se usó el método de moldeo de pre – impregnados, que permite obtener un acabado sin asperezas ni burbujas. De esa forma se obtiene un acabado que no afecte a la aerodinámica del dron. Finalizada la construcción, se realizó el ensamblaje con el control del dron adquirido para proceder a realizar las pruebas de vuelo con el fin de verificar si el sistema de control de dron adquirido sería suficiente para que el nuevo dron funcione, con lo que se pudo concluir que el dron construido es más pesado que el dron adquirido y por ende su motor no tuvo la suficiente potencia para el nuevo dron.

ABSTRACT

In the country, there are no drones that are purely Ecuadorian or at least with more than 50% of Ecuadorian materials, that is why it was proposed the idea of creating an aircraft structure with Ecuadorian materials to generate a change in the productive matrix from the country.

What was done is to acquire a fixed wing drone made with EPO (Expanded Polyolefin), proceeded to reverse engineer using a 3D scanner and at the time of the reconstruction of the model some changes were made to lighten the weight and locate the plates Electronic, without changing the aerodynamics of the aircraft, which is not part of this thesis topic, after which the parts of the structure of the ceramic powder drone were printed.

Once the ceramic powder model was obtained, the molds were removed from the printed parts using silicone rubber, with which the detailed molds were obtained to work with resin, besides being flexible molds, the process of Unmold

Once the molds were obtained, the pieces were made with the matrix of polyester resin reinforced with woven cabuya fiber, this process was done with the method of obtaining pre - impregnated composite materials and making use of a vacuum pump To remove bubbles from the resin mixture and to obtain a pressure which allows the compaction of the material and take the shape of the mold.

When the complete pieces were obtained with the composite material, they were assembled using the parts of the new structure and the control of the acquired drone.

Flight tests were performed to determine if it is possible to generate a stable flight with the new structure with the control of the vessel acquired in order to make the respective comparisons.

ÍNDICE GENERAL

IDENTIFICACIÓN DE LA OBRA.....	ii
AUTORIZACIÓN DE USO A FAVOR DE LA UNIVERSIDAD	iii
CONSTANCIAS	iii
CESIÓN DE DERECHOS DE AUTOR DEL TRABAJO DE GRADO A FAVOR DE LA UNIVERSIDAD TÉCNICA DEL NORTE	iv
DECLARACIÓN	v
CERTIFICACIÓN.....	vi
AGRADECIMIENTO	vii
DEDICATORIA	viii
RESUMEN	ix
ABSTRACT.....	x
ÍNDICE GENERAL	xi
ÍNDICE DE TABLAS	xv
ÍNDICE DE FIGURAS	xvii
INTRODUCCIÓN.....	1
DESCRIPCIÓN DEL PROBLEMA	1
OBJETIVO GENERAL.....	2
OBJETIVOS ESPECÍFICOS.....	2
ANTECEDENTES	2

HISTORIA DE LAS UAVs.....	3
DRONES EN EL ECUADOR.....	1
JUSTIFICACIÓN	2
ALCANCE.....	3
LIMITACIONES	3
CAPÍTULO 1	4
MARCO TEÓRICO.....	4
1.1. MATERIALES USADOS PARA ESTRUCTURAS DE AERONAVES	4
1.2. MATERIALES COMPUESTOS	7
1.3. IMPORTANCIA DE LOS MATERIALES COMPUESTOS	8
1.4. COMPONENTES DE LOS MATERIALES COMPUESTOS	10
1.5. MATRICES Y REFUERZOS	10
1.6. CLASIFICACIÓN DE LOS MATERIALES COMPUESTOS	11
1.7. MÉTODOS DE OBTENCIÓN DE MATERIALES COMPUESTOS	11
1.7.1. ESTRATIFICACIÓN MANUAL	12
1.7.2. ESTRATIFICACIÓN DE PRE IMPREGNADOS.....	12
1.7.3. MOLDEO POR ASPERSIÓN.....	12
1.7.4. MOLDEO POR COMPRESIÓN.....	12
1.7.5. EXTRUSIÓN	13
1.7.6. INYECCIÓN.....	13
1.7.7. MOLDEO POR TRANSFERENCIA DE RESINA (RTM).....	14
1.7.8. MOLDEO POR PULTRUSIÓN	14
1.8. FIBRAS VEGETALES	15
1.8.1. CLASIFICACIÓN DE LAS FIBRAS VEGETALES.....	16
1.8.2. COMPONENTES QUÍMICOS DE LAS FIBRAS VEGETALES	16
1.8.3. PROPIEDADES FÍSICAS DE LAS FIBRAS VEGETALES	18
1.9. RESINA POLIÉSTER.....	20
1.9.1. ENDURECIMIENTO DE LAS RESINAS.....	20

CAPÍTULO 2	22
METODOLOGÍA	22
2.1. RESINA POLIÉSTER A UTILIZAR	22
2.2. SELECCIÓN DEL REFUERZO A UTILIZAR	23
2.3. SELECCIÓN DEL DRON	27
2.4. CARACTERÍSTICAS DEL DRON A USAR	28
2.5. INGENIERÍA INVERSA DE LA ESTRUCTURA	29
2.6. MODIFICACIONES DEL DISEÑO	30
2.7. PROCESO DE ESCANEO.....	31
2.8. CÁLCULO DE LA SUSTENCIÓN	32
2.8.1. SUSTENTACIÓN DEL DRON CON EPO	32
2.8.2. SUSTENTACIÓN DEL DRON CON RESINA POLIÉSTER – FIBRA DE CABUYA.....	35
2.9. ANÁLISIS DE ELEMETOS FINITOS.....	36
2.9.1. MATERIAL EPO	36
2.9.2. MATERIAL RESINA POLIÉSTER – FIBRA DE CABUYA	39
2.10. SELECCIÓN DEL PROCESO DE MOLDEO.....	41
2.11. ELABORACIÓN DE MOLDES	44
2.12. PROCESO DE CONSTRUCCIÓN.....	48
2.13. ENSAMBLAJE DEL PROTOTIPO	53
CAPÍTULO 3	56
ANÁLISIS DE RESULTADOS	56
3.1. MEDIDAS DEL DRON.....	56
3.2. COMPARACIÓN ENTRE EL NUEVO MATERIAL Y EL ANTIGUO.....	57
3.2.3. RELACION PESO – RESISTENCIA	59
3.3. CALCULO DEL CENTRO DE MASA DEL NUEVO DRON.....	59
3.4. PIEZAS EN POLVO CERAMICO	61
3.5. MOLDES DE SILICÓN.....	62
3.6. PIEZAS CON EL MATERIAL COMPUESTO	64
3.7. DRON ENSAMBLADO.....	66
3.8. PRUEBAS DE VUELO	66
3.9. ANÁLISIS DE COSTOS DEL PROYECTO.....	67

CAPÍTULO 4	68
CONCLUSIONES Y RECOMENDACIONES.....	68
CONCLUSIONES	68
RECOMENDACIONES.....	69
BIBLIOGRAFÍA.....	70

ÍNDICE DE TABLAS

TABLA 1. CRECIMIENTO MUNDIAL EN EL CONSUMO DE MATERIALES COMPUESTOS DESDE 1985 HASTA EL AÑO 2000 (BASE 100 - 1985).....	9
TABLA 2. RESUMEN DE LOS MÉTODOS DE OBTENCIÓN DE MATERIALES COMPUESTOS. .	15
TABLA 3. CLASIFICACIÓN DE LAS FIBRAS NATURALES.....	16
TABLA 4. COMPOSICIÓN QUÍMICA EN PORCENTAJES DE ALGUNAS FIBRAS.....	17
TABLA 5. PROPIEDADES QUE LA CELULOSA LE CONFIERE A UNA FIBRA NATURAL.....	17
TABLA 6. VENTAJAS Y DESVENTAJAS DE UTILIZAR FIBRAS NATURALES COMO REFUERZO EN LA ELABORACIÓN DE MATERIALES COMPUESTOS.	18
TABLA 7. COMPARACIÓN ENTRE FIBRAS VEGETALES Y LA FIBRA DE VIDRIO.	19
TABLA 8. COMPARACIÓN ENTRE DIFERENTES PROPIEDADES MECÁNICAS DE LAS FIBRAS VEGETALES Y FIBRA DE VIDRIO.....	19
TABLA 9. PROPIEDADES MECÁNICAS DE LA RESINA POLIÉSTER SINTAPOL 2074.....	22
TABLA 10. PROPIEDADES DE CURADO DE LA RESINA POLIÉSTER SINTAPOL 2074.	23
TABLA 11. COMPARACIÓN DE LAS PROPIEDADES MECÁNICAS DE LA FIBRA DE COCO Y CABUYA.....	23
TABLA 12. PROPIEDADES QUÍMICAS DE LA FIBRA DE COCO Y CABUYA	23
TABLA 13. PROPIEDADES DE LOS MATERIALES A COMPARAR.	26
TABLA 14. CASA DE LA CALIDAD - SELECCIÓN DEL REFUERZO.....	26
TABLA 15. RESULTADOS PONDERADOS PARA LA SELECCIÓN DEL REFUERZO.....	26
TABLA 16. CASA DE LA CALIDAD - SELECCIÓN DEL DRON.	27
TABLA 17. PONDERACIÓN DE LOS RESULTADOS DE LA SELECCIÓN DEL DRON.....	28
TABLA 18. CARACTERÍSTICAS DEL DRON WLTOYS F959.	29
TABLA 19. ESPECIFICACIONES DEL ESCÁNER 3D GEOMAGIC CAPTURE.	30
TABLA 20. MODIFICACIONES DEL DISEÑO.....	31
TABLA 21. CARACTERÍSTICAS NECESARIAS PARA EL CÁLCULO DE LA SUSTENTACIÓN..	32
TABLA 22. COEFICIENTES A Y C PARA EL CÁLCULO DE RELACIÓN POT/M.	33
TABLA 23. VALORES CALCULADOS DEL MATERIAL COMPUESTO.....	36
TABLA 24. VALORES PARA DISTRIBUCIÓN DE LA SUSTENTACIÓN EN EL ALA CON EPO. .	36
TABLA 25. VALORES PARA DISTRIBUCIÓN DE LA SUSTENTACIÓN EN EL ALA CON MATERIAL COMPUESTO.....	39
TABLA 26. CASA DE LA CALIDAD PARA SELECCIÓN DEL MÉTODO DE MOLDEO.....	42
TABLA 27. PONDERACIÓN DE RESULTADOS PARA LA SELECCIÓN DEL MÉTODO.	43
TABLA 28. CANTIDADES EXACTAS DE CATALIZADOR Y ACELERANTE A USAR POR PIEZA.	50

TABLA 29. PROPIEDADES MECÁNICAS DEL MATERIAL ANTIGUO VS. EL NUEVO.....	57
TABLA 30. COMPARACIÓN DE RESULTADOS OBTENIDOS EN EL ANÁLISIS DE ELEMENTOS FINITOS PARA LOS DOS MATERIALES.	58
TABLA 31. CALCULO DEL MOMENTO TOTAL.....	60
TABLA 32. PRUEBAS DE VUELO.	67
TABLA 33. ANÁLISIS DE COSTOS DEL PROYECTO.....	67

ÍNDICE DE FIGURAS

FIGURA 1. UAVS EN LA ANTIGÜEDAD (VILA, 2011)	5
FIGURA 2. UAVS EN 1900 -1940 (VILA, 2011)	5
FIGURA 3. UAVS EN LA SEGUNDA GUERRA MUNDIAL (VILA, 2011)	6
FIGURA 4. UAVS EN LA ACTUALIDAD (VILA, 2011)	6
FIGURA 5. GAVILÁN (NOTIAMERICA, 2014)	1
FIGURA 6. ESTRUCTURA DE MADERA (CASTAÑO, 2013)	4
FIGURA 7. SECCIÓN DE ALA CON MATERIALES COMPUESTOS (CASTAÑO, 2013).	5
FIGURA 8. RESUMEN DE MATERIALES DE AERONAVES (CASTAÑO, 2013).	7
FIGURA 9. NUEVE DE LOS SECTORES DE APLICACIÓN MÁS COMUNES DE LOS MATERIALES COMPUESTOS (GUERRERO ET AL., 2011).	9
FIGURA 10. CONFIGURACIÓN BÁSICA DE UN MATERIAL COMPUESTO (GUERRERO ET AL., 2011).	10
FIGURA 11. CLASIFICACIÓN DE LOS MATERIALES COMPUESTOS SEGÚN EL TIPO DE REFUERZO (GUERRERO ET AL., 2011).	11
FIGURA 12. CURVA ESFUERZO DEFORMACIÓN DE MATRIZ POLIÉSTER REFORZADO CON FIBRA DE CABUYA, CON FRACCIÓN VOLUMÉTRICA DE UN 30% (GUERRERO ET AL., 2011).	24
FIGURA 13. CURVA ESFUERZO DEFORMACIÓN DE MATRIZ RESINA POLIÉSTER REFORZADO CON FIBRA DE COCO CON FACCIÓN VOLUMÉTRICA DE UN 15% (GUERRERO ET AL., 2011).	25
FIGURA 24. RAF 6 AIRFOIL (AIRFOIL TOOLS, 2017)	31
FIGURA 14. RELACIÓN CL VS ALPHA DEL PERFIL ALAR RAF 6.	34
FIGURA 15. DISTRIBUCIÓN DE LA SUSTENTACIÓN EN UN ALA ELÍPTICA.	35
FIGURA 16. VON MISES EN EL ALA CON WIGLET.	37
FIGURA 17. DESPLAZAMIENTO MÁXIMO EN EL ALA CON EPO.	37
FIGURA 18. DEFORMACIÓN UNITARIA CON EPO.	38
FIGURA 19. FACTOR DE SEGURIDAD MÍNIMO DEL EPO	38
FIGURA 20. VON MISES EN EL ALA CON WIGLET.	39
FIGURA 21. DESPLAZAMIENTO MÁXIMO EN EL ALA CON MATERIAL COMPUESTO.	40
FIGURA 22. DEFORMACIÓN UNITARIA CON EL MATERIAL COMPUESTO	40
FIGURA 23. FACTOR DE SEGURIDAD	41
FIGURA 25. ALAS DIVIDIDAS EN DOS PARTES.	45
FIGURA 26. ALA IMPRESA EN DOS PARTES	45
FIGURA 27. PROCESO DE PINTURA DEL ALA	46

FIGURA 28. ELABORACIÓN DE CAJAS	46
FIGURA 29. MITAD DE LA PIEZA EN PLASTILINA	47
FIGURA 30. LIMPIEZA DE LA PLASTILINA	47
FIGURA 31. MITAD DESMOLDADA DEL FUSELAJE.	48
FIGURA 32.MEDICIÓN DE LAS CANTIDADES DE CATALIZADOR Y ACELERANTE	50
FIGURA 33. PROCESO DE MEZCLA DE LA RESINA Y EL CATALIZADOR	51
FIGURA 34. UBICACIÓN DE LA FIBRA A 0° Y PRE - IMPREGNACIÓN	51
FIGURA 35. UBICACIÓN DE LA FIBRA A 45° Y PRE - IMPREGNACIÓN	52
FIGURA 36. COLOCACIÓN DE LAS DEMÁS TELAS	52
FIGURA 37. PUESTA A VACÍO	53
FIGURA 38. TAPA DE CABINA	53
FIGURA 39. UBICACIÓN DE LA PLACA DE CONTROL EN LA UAV.	54
FIGURA 40. PLACA DE CONTROL.	54
FIGURA 41. UBICACIÓN DEL MOTOR.	54
FIGURA 42. UBICACIÓN DE LAS PALANCAS EN LOS ALERONES.	55
FIGURA 43. MEDIDA DE ENVERGADURA EN (MM).	56
FIGURA 44. MEDIDA FUSELAJE EN (MM).	56
FIGURA 45. COMPARACIÓN DEL PESO DEL MODELO CON CADA MATERIAL.	58
FIGURA 46.COMPARACIÓN RELACIÓN PESO - RESISTENCIA DE LOS DOS MATERIALES.	59
FIGURA 47. MEDIDAS PARA ENCONTRAR EL CENTRO DE MASA EN MM.	60
FIGURA 48. ALAS EN POLVO CERÁMICO	62
FIGURA 49. FUSELAJE EN POLVO CERÁMICO	62
FIGURA 50. TAPA DE LA CABINA EN POLVO CERÁMICO	62
FIGURA 51. MOLDE ALA DERECHA.	62
FIGURA 52. MOLDE DE ALA IZQUIERDA	63
FIGURA 53. MOLDE DEL FUSELAJE.	63
FIGURA 54. MOLDE DE LA COLA	63
FIGURA 55. MOLDE DEL ALERÓN COLA	64
FIGURA 56.MOLDE DE LA TAPA CABINA	64
FIGURA 57. ALAS EN MATERIAL COMPUESTO	64
FIGURA 58. FUSELAJE CON MATERIAL COMPUESTO	65
FIGURA 59. COLA CON MATERIAL COMPUESTO	65
FIGURA 60. ALERÓN COLA CON MATERIAL COMPUESTO	65
FIGURA 61. TAPA CABINA CON MATERIAL COMPUESTO	65
FIGURA 62. DRON ENSAMBLADO	66

FIGURA 63. DRON PINTADO.

66

INTRODUCCIÓN

DESCRIPCIÓN DEL PROBLEMA

Los drones son aeronaves no tripuladas con distintos campos de aplicación ya que por su diseño pueden llegar a lugares inaccesibles; por ejemplo, realizar trabajos topográficos, ayudar con la vigilancia de lugares donde es difícil su acceso que deben mantenerse vigilados, además ayudar a controlar incendios forestales de manera eficiente y efectiva.

En la actualidad los GADs del país, por sus competencias determinadas en la ley, se han hecho cargo de la seguridad de la ciudadanía, en especial de turistas que visitan las reservas ecológicas, por esto es necesario una vigilancia constante y que pase desapercibida, además de la preservación de los páramos que son fuentes principales de agua y que últimamente se han visto deteriorados por los constantes incendios, esto ha motivado a adquirir drones a un alto precio y de no muy buen rendimiento.

En nuestro país solo hay una empresa que fabrica drones, pero para aplicaciones de alto nivel de las Fuerzas Armadas, que ocasiona su alto precio en repuestos, costos de importación y aduana, cabe indicar que esto es producto de la falta de investigación acerca de los materiales existentes en el mercado nacional, que puedan ser utilizados para la construcción del dron.

En este trabajo se propone la construcción de la estructura de soporte de una aeronave no tripulada aplicando ingeniería inversa, con material de matriz de resina poliéster reforzado con fibra natural de coco o cabuya, ya que en el Ecuador el desarrollo de materiales compuestos se encuentra en sus etapas iniciales, por ende, el uso de fibras naturales todavía es limitado. En general, la extracción de fibras vegetales ha tenido un desarrollo incipiente en el país, lo que puede cambiar tomando en cuenta el gran potencial que el Ecuador ofrece para la producción de fibras naturales y la necesidad de desarrollar aplicaciones de mayor valor agregado para las mismas.

OBJETIVO GENERAL

Construir la estructura de soporte de una aeronave no tripulada aplicando ingeniería inversa, con material de matriz de resina poliéster reforzado con fibra natural de coco o cabuya.

OBJETIVOS ESPECÍFICOS

- Comprender el funcionamiento del dron
- Identificar las características de las propiedades mecánicas, proceso de fabricación y configuraciones de fibra.
- Aplicar la ingeniería inversa mediante Diseño Asistido por Computador (CAD) para obtención del modelo de la estructura de soporte de una aeronave no tripulada.
- Obtener los moldes de todas las partes de la estructura del dron para su manufactura.
- Manufacturar la estructura de soporte de la aeronave no tripulada con el material seleccionado.
- Probar en la nueva estructura con el sistema de vuelo original, para verificar si se genera un vuelo estable.

ANTECEDENTES

El desarrollo de materiales compuesto es muy importante ya que según Olmedo (2008) los materiales compuestos combinan las propiedades de sus constituyentes, esto ayuda a aprovechar sus ventajas y de igual manera compensar sus defectos.

La mayoría de aplicaciones de los materiales compuestos involucran estructuras tipo membrana. Estas usan la piel externa del objeto para soportar las cargas. Unos ejemplos de estas estructuras son las alas de los aviones, que se encuentran expuestas a tensiones complejas (choque, impacto, cargas cíclicas, etc.), por lo que los materiales compuestos son los materiales más aptos para el uso en estructuras de aeronaves (Olmedo, 2008).

Según Lucena et al. (2009) el desarrollo de materiales compuestos para estructuras de aeronaves no tripuladas ha llevado al estudio de un material compuesto reforzado con fibra de bambú que proporcione un menor peso, costo y sobre todo impacto ambiental.

El diseño de este tipo de estructuras, implica obligatoriamente algún método de diseño computarizado, ya que los métodos disponibles de análisis manual solo sirven para geometrías simples. Entonces uno de los métodos recomendables para el análisis de geometrías más complicadas y usadas en estructuras es el método de elementos finitos (Olmedo, 2008).

Según Lucena et al. (2009) se dice que las fibras naturales pueden reemplazar a materiales normalmente usados en la aeronáutica, ya que los materiales compuestos son menos sensibles a vibraciones, los costos son menores y se puede obtener un acabado superficial más liso y algo más importante es que el proceso de producción es menos tóxico que cualquier otro método.

La elección de materiales compuestos para el uso en aeronaves es debido a su mayor relación resistencia/peso y dureza/peso. La disminución del peso de este tipo de materiales es muy significativa y además que sus propiedades mejoran para la aviación (Castro et al., 2013).

En los últimos años se están llevando a cabo muchas investigaciones y avances en torno a los llamados Vehículo Aéreo no Tripulado (UAV). Se está viendo que pueden ser de gran utilidad tanto en el campo civil como en el campo militar (Vila, 2011).

HISTORIA DE LAS UAVS

El origen de este tipo de vehículos tuvo fines militares, pues con ellos se puede tanto vigilar una zona en conflicto como atacar sin poner en peligro vidas humanas de los atacantes, pero sí de las personas a las que se las ataca. En los últimos años se ha avanzado en este campo, y hay gran variedad de tamaños de estos vehículos, desde varios metros de envergadura hasta unos pocos centímetros (Asensio, Perez, & Moran, 2008).

A continuación, se explicará cómo se ha ido dando la evolución de las UAVs a través de los años, tomando en cuenta eventos y fechas importantes, se realizaron líneas de tiempo de distintas épocas importantes en la historia de la humanidad.

UAVs de la época antigua (0 - 1883)

Desde hace muchos años atrás ya se han ido desarrollando estudios a cerca de aeronaves no tripuladas, porque se va estudiar las principales aeronaves no tripuladas conocidas históricamente, en la figura 1 se puede observar los inicios de los drones.

De aquí en adelante con estas ideas se fueron fabricando aeronaves no tripuladas para uso militar ya sea para bombardeo o para vigilancia.

UAVs entre 1900 – 1940

Durante la primera guerra mundial apareció el primer UAV en Estados Unidos de América. Aunque el éxito fue un poco errático, los militares se dieron cuenta que tenía potencial en combate. Antes de que los prototipos de UAV pudieran desplegarse, se firmó el armisticio de la guerra (Vila, 2011). En la figura 2 se puede observar los avances en estos años.

UAVs en la segunda guerra mundial (1939 - 1945)

Durante la Segunda Guerra Mundial la Alemania nazi desarrolló un UAV, que demostró las posibilidades que ofrecen en combate. Los intentos de América de eliminar dicho UAV sentaron las bases de los programas de investigación americanos en futuros proyectos de UAV (Vila, 2011). En la figura 3 se muestran los avances en la segunda guerra mundial.

UAVs en la actualidad (1950 - Actualidad)

Los drones después de haber empezado como armas, empezaron a ser usados como herramientas para reconocimiento de zonas de guerra y así fueron evolucionando sus usos. En la figura 4 se puede observar las últimas actualizaciones.

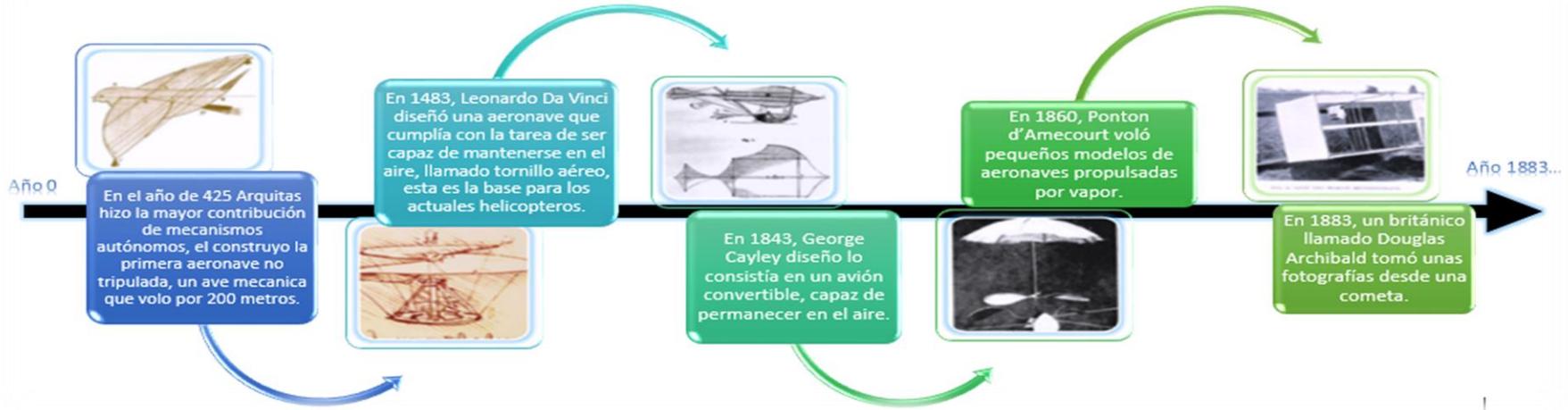


Figura 1. UAVs en la antigüedad (Vila, 2011)

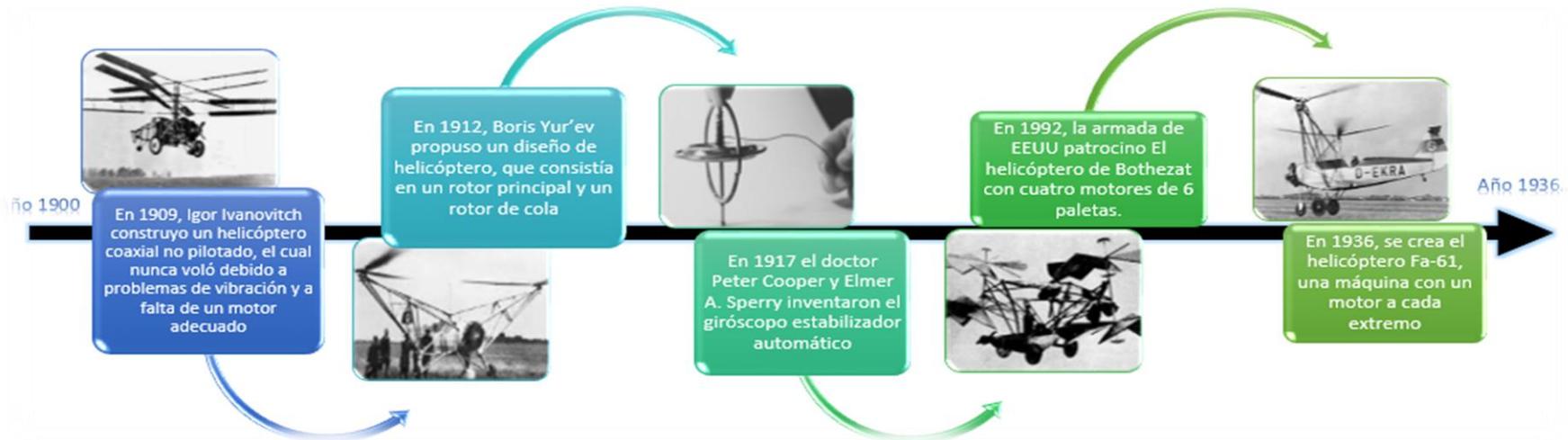


Figura 2. UAVs en 1900 -1940 (Vila, 2011)



Figura 3. UAVs en la segunda guerra mundial (Vila, 2011)

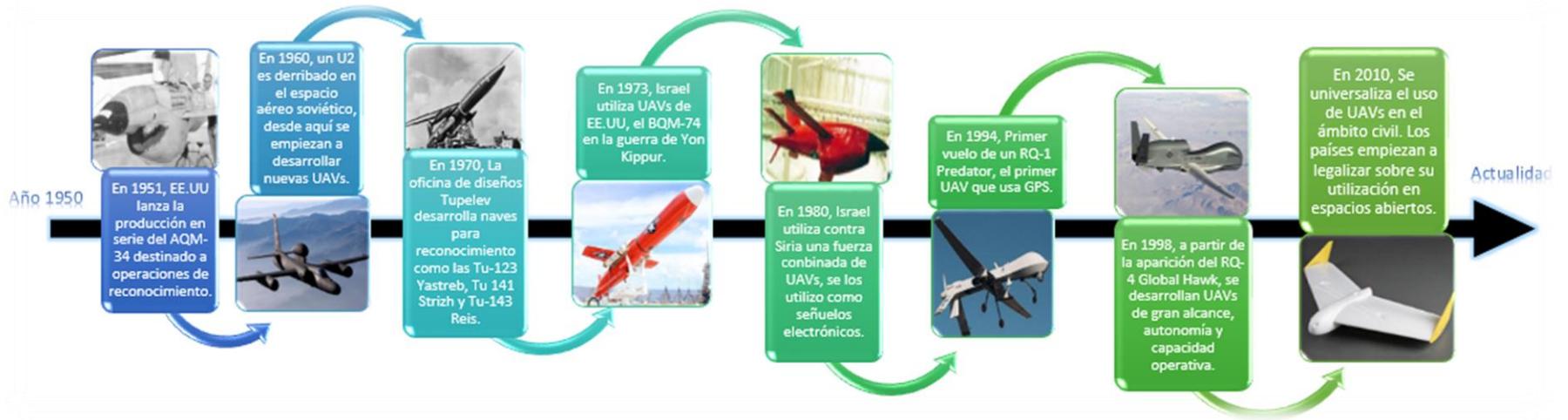


Figura 4. UAVs en la actualidad (Vila, 2011)

Con estas ideas se ha ido llegando a una idea principal que son aeronaves no tripuladas y se puedan usar para vigilancia o para bombardeo ya que estos inventos fueron mostrando que las máquinas voladoras no siempre necesitaban tripulante y esto ha llevado a todos los avances que se fueron dando hasta llegar a las UAVs que se conocen actualmente.

DRONES EN EL ECUADOR

Ecuador, para continuar de mejor manera la lucha contra el narcotráfico, toma una de las primeras medidas que fue la compra de una flota de aviones no tripulados, UAV, con tecnología israelita, que operaría desde Manta. Seis naves por USD 23.000 (PlanV & CIJA, 2014).

Con la adquisición de estas naves y al ser de tecnología israelí se dependía mucho de ellos, Ecuador decidió empezar a construir sus propias aeronaves, para dejar de depender de la tecnología extranjera, además de que serían de bajo costo, presentando un gran ahorro en cuanto a la compra de aeronaves extranjeras (Comercio, 2012).

Después de la inversión del país y de la investigación del cuerpo de ingenieros de las Fuerzas Armadas de Ecuador, en el 2014 se logró desarrollar el primer prototipo de avión no tripulado que en un plazo de un año se debería comenzar a comercializar en América Latina (Notiamerica, 2014) En la figura 5 se puede observar el dispositivo.



Figura 5. Gavilán (Notiamerica, 2014)

'Gavilán' es un 'dron' fabricado con fibra de carbono y madera que posee un motor de gasolina a dos tiempos, que le permitirá tener una autonomía de siete horas. Tiene la siguiente especificación técnica (Notiamerica, 2014):

- Envergadura: 7 m
- Planta motriz: 1× pistón
- Velocidad máxima operativa (Vno): 200 km/h (124 mph; 108 kt)
- Velocidad crucero (Vc): 110 km/h (68 mph; 59 kt)
- Radio de acción: 150 km
- Techo de vuelo: 15000 pies
- Tiempo máximo de permanencia en el aire: 8 horas.

Ecuador utilizará drones que graban videos y toman fotografías desde el aire para las investigaciones de los accidentes de tránsito, informó la agencia pública Andes. La Comisión de Tránsito del Ecuador (CTE) presentó un conjunto de 22 drones que se encargarán de este cometido desde una altura máxima de 400 metros y que podrán volar durante 25 minutos. Junto a los aparatos no tripulados la institución ha adquirido un software que permitirá la visualización en tiempo real de las imágenes de los accidentes, todo ello con un costo de 160.000 dólares (El Diario, 2015).

Actualmente se están adquiriendo drones para la vigilancia del tránsito del país, para la topografía entre otras muchas aplicaciones, pero no se ha construido actualmente drones propiamente ecuatorianos para este tipo de uso, solo existe el dron 'Gavilán' de la FAE que es usado con fines militares; en Cuenca se ha empezado con la fabricación de drones de alta potencia, pero con un 30 % de materiales ecuatorianos por esta razón no se puede decir que son drones ecuatorianos para uso civil.

JUSTIFICACIÓN

La construcción de la estructura de la aeronave con materiales compuestos ecuatorianos contribuirá en un futuro al desarrollo del primer prototipo funcional desarrollado en la Universidad Técnica del Norte. Además, aportará al mejoramiento de la matriz productiva al emitir los planos y proceso de fabricación de drones funcionales y comerciales en el país, reduciendo así la utilización e importación de drones de alto costo que pueden ser inaccesibles, mejorando la seguridad tanto ecológica como social del país.

La utilización de materiales compuestos con fibras naturales contribuye al cuidado del ambiente ya que optimiza el uso de la fibra desechada que sin un buen proceso se convierte en elemento contaminante; además proporciona nuevas fuentes de empleo para personas que se dedican a la producción de las fibras.

ALCANCE

La estructura para la aeronave a construirse se diseñará para un primer prototipo, usando ingeniería inversa, contribuirá en futuros desarrollos de los sistemas de control y vuelo de aeronaves no tripuladas.

Se procederá a crear el estado del arte correspondiente a materiales compuestos con fibras naturales de coco y cabuya que permitirá seleccionar las configuraciones más apropiadas de fibra de coco o cabuya, seleccionando así el que en estudios realizados presente mejores características mecánicas.

Se aplicará ingeniería inversa sobre la estructura de un modelo de gama baja UAV utilizando un sistema CAD que permita una vez terminado el proceso generar la ingeniería de detalle de la estructura.

A partir de los planos obtenidos se manufacturará las piezas de la UAV con el material que se seleccione, para luego proceder al ensamblaje del mismo y la comparación de pesos entre la nueva estructura y la estructura adquirida.

LIMITACIONES

Las principales limitaciones que se han encontrado para el desarrollo de este trabajo de grado ha sido la falta de un laboratorio indicado para estudios mecánicos de los materiales de la estructura para la aeronave no tripulada que se van a estudiar.

Otra de las limitaciones fue la falta de aeronaves en el mercado nacional en las cuales se pudo haber basado el proyecto, por esta razón el tiempo para empezar a estudiar la aeronave fue más largo debido ya que el envío internacional se tardó más del tiempo previsto esperado.

CAPÍTULO 1

MARCO TEÓRICO

1.1. MATERIALES USADOS PARA ESTRUCTURAS DE AERONAVES

El empleo de materiales compuestos en la industria aeronáutica ha ido aumentando desde los años 70, cuando se comenzaron a utilizar como sustitutos de los metales, obteniendo como ventaja la reducción de su peso estructural y el número de partes necesarias para el ensamblaje. Además, es importante considerar que los materiales compuestos no pueden ser reciclados. Sin embargo, pueden ser reutilizados de diversas formas, por ejemplo, se ha desarrollado estudios para probarlos en pistas de despegue después de ser triturados, así se busca mejorar su durabilidad (Guerrero et al., 2011).

Los primeros materiales en emplearse fueron la madera y la tela, proporcionaban una resistencia adecuada con un peso muy bajo. La madera en muchos aspectos se comporta como un material compuesto, por cómo está constituida por capas, con mejores propiedades en la dirección longitudinal de la fibra, tiene valores de módulo elástico y resistencias muy altos para su densidad, ver figura 6 (Castaño, 2013).

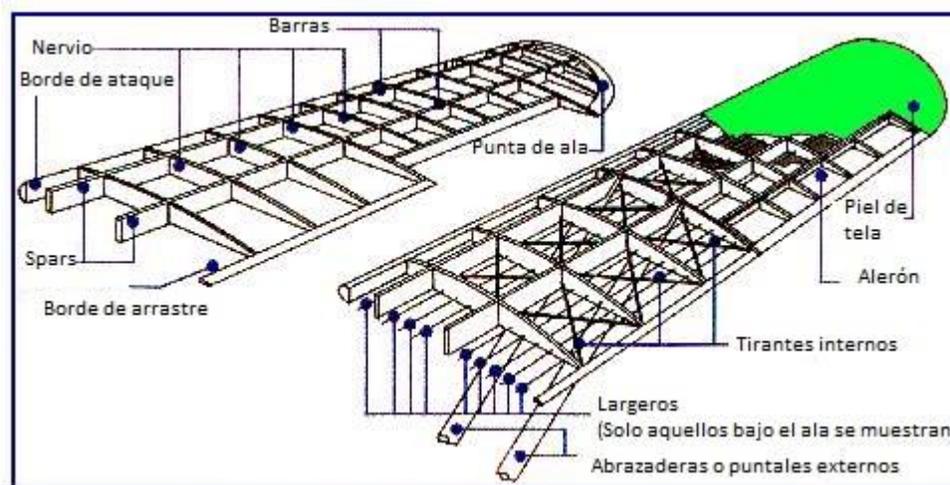


Figura 6. Estructura de madera (Castaño, 2013)

Para obtener materiales con mejores características tanto mecánicas como químicas se han abordado un sin número de mezclas para llegar a buenos materiales compuestos,

resistentes a todo tipo de clima, con buenas propiedades aerodinámicas y de gran resistencia a corrosión, por eso actualmente se han empezado a desarrollar aeronaves con materiales compuestos para una mejora en su desempeño y para una disminución en su precio (Guerrero et al., 2011).

Los materiales compuestos modernos (conjuntos de fibras embutidas en matrices de plástico) son unos sustitutos, resistentes y de larga duración de los componentes metálicos; ver figura 7 (Cameron, 2005).

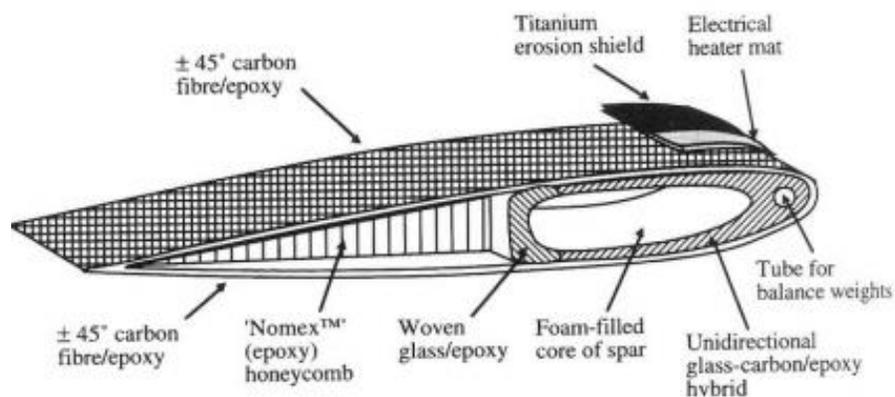


Figura 7. Sección de ala con materiales compuestos (Castaño, 2013).

También tienen muy buena resistencia a la corrosión, que reduce en consecuencia los gastos de mantenimiento: las palas de helicóptero de materiales compuestos hay que cambiarlas al cabo de varios meses de utilización y las de metal cada 50 horas (Chalaye, 2002).

Estos ofrecen una resistencia igual o superior a los metales actualmente utilizados, además de un peso menor y una resistencia térmica mayor, con la ventaja adicional para la aviación militar, ya que los fuselajes fabricados con materiales compuestos los hacen menos visibles para radares (Cameron, 2005).

Actualmente en el mercado de materiales compuestos son más usados en segundo lugar en la aeronáutica, ya que el primer lugar está ocupado por los automóviles usándolos en grandes cantidades para sus estructuras.

Los sistemas a base de resinas epóxicas son los materiales compuestos más utilizados en el sector aeroespacial: suponen cerca del 65 % de todos los materiales utilizados. Cuando se requieren unos niveles elevados de resistencia a altas temperaturas se utilizan sistemas a base de resinas poliimídicas. Entre otros sistemas a base de resinas cabe destacar los fenólicos, los poliésteres y las siliconas (Cameron, 2005).

Los estabilizadores, los catalizadores, los aceleradores, los antioxidantes y los plastificantes actúan como accesorios para producir la consistencia deseada (Cameron, 2005).

Según como se use el catalizador, la matriz y diferentes tipos de materia prima para llegar a la elaboración de un material compuesto se puede obtener diferentes propiedades así se use la misma matriz, pero se use diferentes cantidades de catalizadores u otros componentes.

Las imprimaciones, las lacas y los esmaltes protegen de la corrosión y de las temperaturas extremas a las superficies más vulnerables. Las capas de imprimación más comunes son las hechas de resinas sintéticas pigmentadas con cromato de zinc y con pigmentos extendidos. Secan con gran rapidez, mejoran la adhesión de las capas superiores y evitan la corrosión del aluminio, el acero y sus aleaciones (Cameron, 2005).

Dependiendo de sus respectivas aplicaciones, las lacas pueden tener resinas, agentes plastificantes, ésteres de celulosa, cromato de zinc, pigmentos, aprestos y disolventes adecuados. Muchos materiales utilizados en los procesos de fabricación no llegan a formar parte de la propia estructura del avión. Es frecuente que los fabricantes dispongan de decenas de miles de productos homologados para su uso, aunque hay algunos que ni siquiera llegan a utilizarse (Cameron, 2005).

Conforme los materiales compuestos han ido evolucionando han sido más usados en la aeronáutica ya que sus propiedades ayudan a reducir costos y a mejorar algunas propiedades necesarias en aeronaves, entonces un material compuesto es mejor porque tiene diferentes propiedades de los diferentes materiales que se compone, logrando así reducir algunas malas propiedades y aumentar las buenas propiedades del material usado

como matriz; en la figura 8 se muestra un breve resumen de los materiales usados en aeronaves (Castaño, 2013).

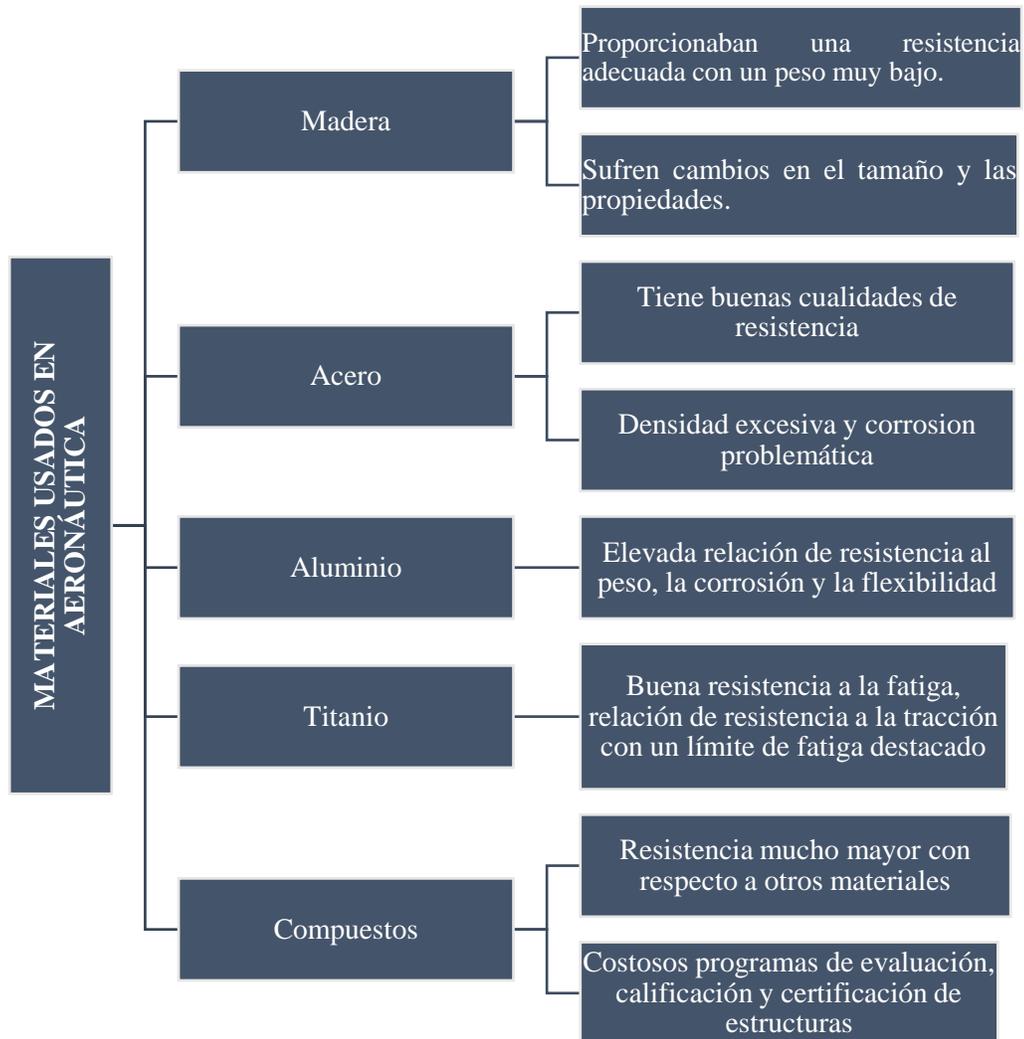


Figura 8. Resumen de materiales de aeronaves (Castaño, 2013).

1.2. MATERIALES COMPUESTOS

Un material compuesto es un material que se conforma de dos o más materiales que pretenden mejorar las características de uno de los materiales, los materiales compuestos más comunes son los que se componen de dos fases diferentes a nivel atómico, separables mecánicamente formándose así de una matriz y el refuerzo (Guerrero et al., 2011).

Un material se considera como compuesto cuando cumple las siguientes características:

- Debe constar de dos o más materiales diferentes y separables mecánicamente.
- Debe de fabricarse de manera que se controle la cantidad de uno y el otro para conseguir sus propiedades más óptimas.
- Las propiedades del compuesto deben ser superiores a las de los materiales individuales.

1.3. IMPORTANCIA DE LOS MATERIALES COMPUESTOS

El uso y estudio de estos materiales ha ido creciendo a gran medida en la última década ya que estos materiales pueden conseguir características similares a las de los materiales más usados y con un peso menor, por este motivo se considera que estos materiales son los materiales del futuro y que reemplazarán en gran medida a materiales como aluminio, cobre entre otros. En este sentido, la utilización de fibras vegetales es de suma importancia, ya que son de origen natural, lo cual imprime ciertas propiedades ecológicas a los materiales compuestos de los que forman parte (Guerrero et al., 2011).

Al usar los materiales compuestos reforzados con fibras naturales, se debe considerar que en el Ecuador aún no se realiza una buena extracción de las fibras naturales. En algunos casos la extracción de fibras naturales se ha industrializado, las fibras obtenidas han sido empleadas en productos de escaso valor agregado (como en el caso de las fibras de abacá y cabuya), mientras que en otros, se ha aprovechado tan sólo el recurso alimenticio de las plantas sin considerar siquiera la posible utilización de la parte fibrosa de las mismas, como sucede con el coco, cuya cáscara (que corresponde al 80% del fruto y donde se encuentra la fibra) es considerada un desecho sólido (Guerrero et al., 2011).

Actualmente los materiales compuestos se usan en diferentes cosas como es en la construcción de partes en el campo automotriz donde se utilizan matrices poliméricas reforzadas con fibras, así logrando optimizar varias funciones de los automotores, para entender de mejor manera el grado de importancia y aplicación de estos materiales se verá la tabla 1.

Tabla 1. Crecimiento mundial en el consumo de materiales compuestos desde 1985 hasta el año 2000 (Base 100 - 1985).

Año	Compuestos	Plástico	Aluminio	Acero
1985	100	100	100	100
1990	150	135	112	107
1995	160	179	118	104
2000	190	216	141	115

Fuente: Guerrero et al. 2011.

Como se observa en la tabla anterior, el incremento del uso de materiales compuestos hasta el año 2000 ha sido en gran medida, debido a los beneficios que se obtiene y a los campos de aplicación como se muestra en la figura 9.

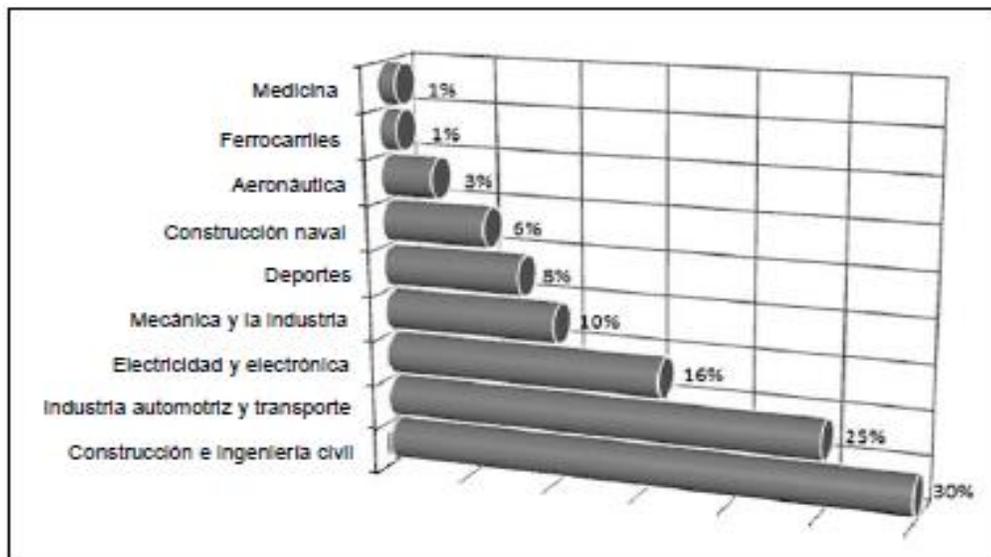


Figura 9. Nueve de los sectores de aplicación más comunes de los materiales compuestos (Guerrero et al., 2011).

Como se puede observar los sectores en los que más se usa los materiales compuestos son en la construcción y la industria automotriz, pero hay un sector que es importante para nuestro estudio, como es el sector aeronáutico que usa este tipo de material.

1.4. COMPONENTES DE LOS MATERIALES COMPUESTOS

Un material compuesto es básicamente una unión de dos o más materiales diferentes que son separables y que al unirlos mejora las propiedades de uno de los materiales o los dos, los materiales compuestos están compuestos de una matriz y de los refuerzos, así como se muestra en la figura 10 (Guerrero et al., 2011).

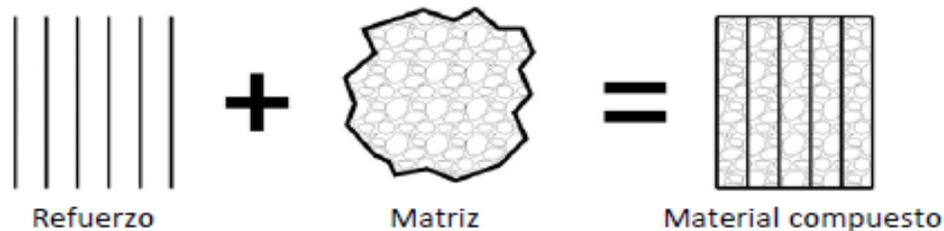


Figura 10. Configuración básica de un material compuesto (Guerrero et al., 2011).

Como se había mencionado los componentes de un material compuesto son matriz y refuerzo y además se puede adicionar diferentes agentes que contribuyen a la mejora de la presentación del producto final.

1.5. MATRICES Y REFUERZOS

El material usado como matriz influye en las propiedades físicas, químicas, eléctricas y mecánicas del material compuesto, por ejemplo: en el caso de las propiedades mecánicas, la resistencia a la tracción, la ductilidad y la resistencia al impacto dependerán del tipo de matriz y a su vez del tipo de refuerzo y la configuración utilizada; por otro lado, la matriz puede dotar al material de propiedades eléctricas, ya sea que puede hacerlo un material conductor o no conductor (Guerrero et al., 2011).

En cambio, el refuerzo tiene como principal papel mejorar las características de la matriz, el refuerzo soporta la carga y aporta características de estabilidad térmica, los refuerzos pueden ser partículas, fibras o elementos estructurales (Guerrero et al., 2011).

1.6. CLASIFICACIÓN DE LOS MATERIALES COMPUESTOS

Según Guerrero et al. (2011) los materiales compuestos se pueden clasificar según el tipo de matriz y según el tipo de refuerzo; según el tipo de matriz se tiene matriz metálica, matriz cerámica y matriz polimérica; por otra parte, se tiene según el tipo de refuerzo que son reforzados con partículas, reforzados con fibras y compuestos estructurales. En la figura 11 se muestra la clasificación.

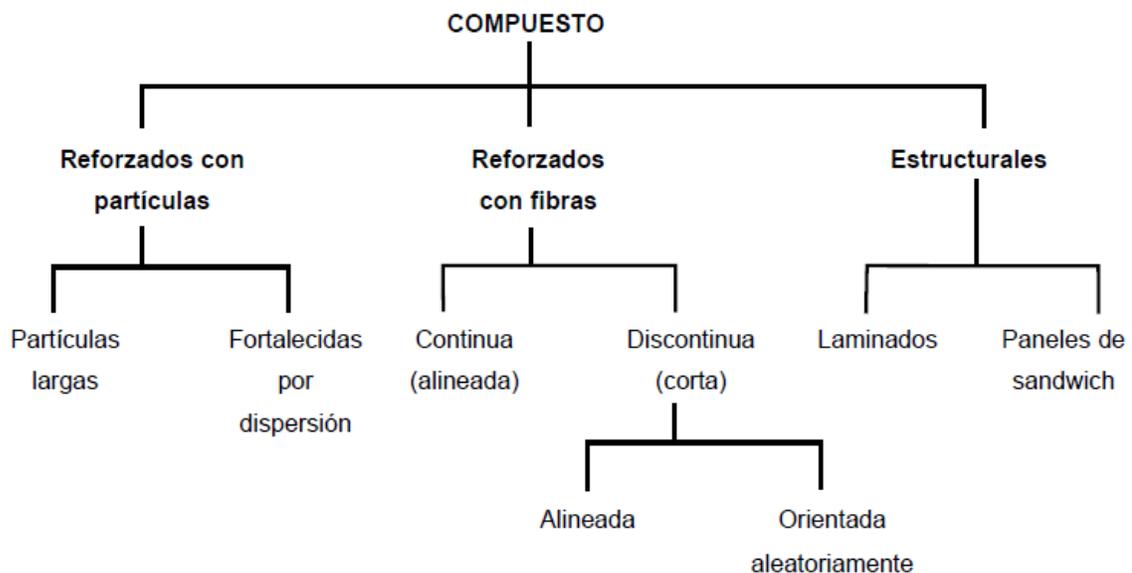


Figura 11. Clasificación de los materiales compuestos según el tipo de refuerzo (Guerrero et al., 2011).

1.7. MÉTODOS DE OBTENCIÓN DE MATERIALES COMPUESTOS

La selección del método de obtención de materiales compuestos es de gran importancia porque permite satisfacer los requerimientos de un producto para una aplicación determinada. Esta selección depende de ciertos parámetros, tales como: el tipo de matriz, el tipo y geometría del refuerzo, aplicaciones del producto terminado, entre otros. También es necesario conocer las condiciones del proceso, así como las ventajas y limitaciones de cada técnica de procesamiento (Guerrero et al., 2011).

1.7.1. ESTRATIFICACIÓN MANUAL

También llamada *hand lay up*, es la técnica más simple y antigua para la obtención de materiales compuestos de matriz termoestable, este tipo de matrices permiten un fácil procesamiento y buena impregnación de refuerzo de fibra. Puesto que el proceso de estratificación manual es sencillo, es posible fabricar piezas grandes como piscinas, cascos de embarcaciones, yates, paredes laterales de buses y componentes aeroespaciales como fuselaje de los aviones. También se elaboran piezas para fines estructurales (Guerrero et al., 2011).

1.7.2. ESTRATIFICACIÓN DE PRE IMPREGNADOS

Un pre impregnado es una mezcla de fibras de refuerzo dispuestas unidireccionalmente o en forma de tejido, las mismas que son impregnadas con un polímero termoplástico o termoestable. La estratificación de pre impregnados permite tener un control preciso de la función volumétrica y la dispersión homogénea del polímero en la fibra (Guerrero et al., 2011).

1.7.3. MOLDEO POR ASPERSIÓN

Este proceso es similar al de estratificación manual e inclusive se utilizan moldes de similares características. La diferencia radica en que se emplea una pistola de aspersión que deposita fibra corta y resina simultáneamente sobre la superficie del molde. No requiere aplicación de calor ni presión. El material polimérico más utilizado en esta técnica es la resina poliéster (Guerrero et al., 2011).

El moldeo por aspersión se utiliza para la fabricación de piezas en las cuales la resistencia del material no es crucial (Hoa, 2009).

1.7.4. MOLDEO POR COMPRESIÓN

Este método de procesamiento se deriva del estampado de placas metálicas, del cual se tiene extenso conocimiento ya que ha sido ampliamente usado y perfeccionado a través de los años. Los moldes empleados en esta técnica son del tipo macho - hembra, que tienen un diseño simple de tal forma que la presión requerida en el proceso de moldeo se puede

aplicar fácilmente. Esta técnica de moldeo es utilizada tanto para materiales termoplásticos como para termoestables y consiste en intercalar láminas de matriz y refuerzo en forma de pre impregnados en un molde que es posteriormente prensado. El proceso para las matrices termoestables consiste en cortar las láminas de pre - impregnado en la forma deseada y colocarlas en la mitad inferior del molde (hembra). Los moldes se precalientan (120 -170 °C) según requiera la formulación de la resina. La mitad superior del molde (macho) se cierra rápidamente. Finalmente se cura el material, se libera la presión y la pieza es expulsada (Guerrero et al., 2011).

1.7.5. EXTRUSIÓN

La extrusión es un proceso mediante el cual un material es expulsado a través del orificio de un dado para darle una forma determinada. Este método es empleado en la industria plástica para la obtención de piezas de sección transversal constante de polímeros termoplásticos (Guerrero et al., 2011).

Existen dos tipos de sistemas de extrusión, la extrusión por tornillo y la extrusión por émbolo, la más utilizada es la extrusión por tornillo debido a su alta capacidad de fusión. Dado que las extrusoras de tornillo son las más utilizadas, se explica a continuación la técnica de extrusión tomando en cuenta este tipo de equipos (Guerrero et al., 2011).

1.7.6. INYECCIÓN

Este proceso se caracteriza por poseer etapas cíclicas en las cuales el polímero es fundido y transportado a un molde cerrado donde se solidifica tomando la forma del molde. Es empleado para el procesamiento de polímeros termoplásticos y materiales compuestos de matriz termoplástica. Un 25 % de resinas termoplásticas se procesan mediante inyección (Levy, 2006).

Para la obtención de materiales compuestos existen dos formas de incorporar las fibras de refuerzo. La primera es adicionar las fibras al polímero mediante pultrusión para obtener pellets de aproximadamente 10 milímetros de longitud, los cuales son alimentados al equipo de inyección (Pickering, 2008).

1.7.7. MOLDEO POR TRANSFERENCIA DE RESINA (RTM)

Esta técnica, también conocida como moldeo por transferencia líquida, consiste en la inyección de una resina termoestable en un molde cerrado, en cuyo interior se ha dispuesto previamente un material de refuerzo. La resina puede ser inyectada por uno o más puertos, dependiendo del tamaño de la pieza. Los múltiples puntos de inyección permiten una inyección uniforme de resina para la obtención de piezas de gran tamaño y además una reducción del tiempo de ciclo del proceso. Las resinas termoestables más comúnmente empleadas en este proceso son las resinas poliéster, metacrilatos, vinil-éster, uretanos, epóxicas, fenólicas, siliconas, acrílicos, bismaleimidadas, entre otros (Sanjay, 2002).

Las propiedades de la matriz y el refuerzo determinan la capacidad de impregnación, es así que el aumento de la fracción volumétrica disminuye la permeabilidad. Los parámetros principales a tomarse en cuenta en esta técnica son: el tipo, orientación y permeabilidad de la preforma de refuerzo, la temperatura del sistema de inyección, viscosidad de la resina, cinética de curado, transferencia de calor en el medio poroso durante el proceso de curado, temperatura y tiempo (Levy, 2006).

1.7.8. MOLDEO POR PULTRUSIÓN

La pultrusión es un proceso continuo, con alto grado de automatización y utilizado para grandes volúmenes de producción. Consiste en impregnar fibras de refuerzo en una matriz polimérica y hacerlas pasar a través de una boquilla a velocidad constante. La pieza obtenida posee una sección transversal constante, dada por la forma de la boquilla del molde (Sanjay, 2002).

Las matrices termoestables empleadas en la pultrusión son generalmente resinas poliéster o viniléster y para aplicaciones que requieren mejor acabado o propiedades eléctricas superiores se usan resinas epóxicas y fenólicas (Pickering, 2008).

A continuación, se muestra un resumen de los métodos de obtención de materiales compuestos, que permitirá seleccionar el método de forma más acertada, ver tabla 2.

Tabla 2. *Resumen de los métodos de obtención de materiales compuestos.*

MÉTODO	VENTAJAS	DESVENTAJAS
Estratificación Manual	Sirve para fabricar piezas de diversos tamaños y se puede utilizar con una amplia gama de materias primas.	Es difícil controlar el espesor de la pieza y solo se consigue un buen acabado en usa de sus caras.
Estratificación de pre impregnados	Buena resistencia mecánica y química.	Altas presiones y temperaturas requeridas para su procesamiento.
Moldeo por aspersión	La aplicación del material es más rápida que en otros métodos.	Difícil de controlar la fracción volumétrica del refuerzo y el espesor de la pieza.
Moldeo por compresión	Es una herramienta útil para la investigación y desarrollo de materiales compuestos.	Solo se pueden elaborar piezas simples como placas de espesor constante, no es posible hacer diseños complejos.
Extrusión	Se puede obtener una buena mezcla entre matriz y refuerzo.	Solo sirve para hacer piezas de sección transversal, solo sirve para materiales termoplásticos.
Inyección	Bajos costos de producción y grandes volúmenes de producción.	Alta inversión de capital al adquirir la máquina.
Moldeo por transferencia de resina (RTM)	Bajo costo de la máquina a diferencia del de inyección.	Requiere experimentación de prueba y error o simulación de flujo para asegurar una buena impregnación de los refuerzos.
Moldeo por pultrusión	Permite la producción de piezas de cualquier longitud.	Permite hacer solo piezas de sección transversal constante.

Fuente: Guerrero et al. (2011).

1.8. FIBRAS VEGETALES

Las fibras vegetales son filamentos lignocelulósicos compuestos de células largas y delgadas de esclerénquima, que se encuentran formando parte de las plantas y que cumplen funciones específicas dentro de ellas, como las de dar soporte, dureza y rigidez a los tejidos vegetales (Guerrero et al., 2011).

1.8.1. CLASIFICACIÓN DE LAS FIBRAS VEGETALES

Según la parte de la planta en la que se localizan, las fibras poseen distintas características y propiedades, lo cual las clasifica básicamente en tres grupos: las fibras blandas, duras y de superficie. En la tabla 3 se muestra la clasificación (Guerrero et al., 2011).

Tabla 3. *Clasificación de las fibras naturales.*

Fibras blandas	Fibras duras	Fibras de superficie	Otras
Cáñamo	Abacá	Algodón	Palma aceitera
Ramio	Cabuya	Kapok	Coco
Lino	Cuaruá	Algodoncillo	Esparto
Kenaf	Formio		Bambú
Yute			Bagazo

Fuente: Guerrero et al. (2009)

Guerrero et al. (2009) indica que las principales aplicaciones de estas fibras son las siguientes:

- Cestería, es la confección de productos tejidos con fibras vegetales, por ejemplo, canastas, esteras y sombreros.
- Cordelería, consiste en el trenzado de las fibras para elaborar cuerdas y sogas.
- Techado de casas.
- Fabricación de escobas.
- Material para el relleno de colchones y almohadas.
- Textil, tal como la confección de productos tejidos.
- Construcción de embarcaciones.

1.8.2. COMPONENTES QUÍMICOS DE LAS FIBRAS VEGETALES

Los principales componentes químicos de las fibras vegetales son la celulosa, hemicelulosa y lignina; El contenido de estos componentes en las fibras vegetales permite inferir en el comportamiento que éstas van a presentar al someterlas a diferentes

aplicaciones industriales. En la tabla 4 se muestra la cantidad de cada uno de estos componentes en las diferentes fibras vegetales (Guerrero et al., 2011).

Tabla 4. *Composición química en porcentajes de algunas fibras*

Fibra	Celulosa (% peso)	Hemicelulosa (% peso)	Lignina (% peso)
Lino	71,2	18 - 20	2,2
Cáñamo	70 - 75	17 - 22	3,7 - 5,7
Yute	61 - 71	13 - 20	8,1 - 13
Kenaf	45 - 57	21	8 - 13
Ramio	68 - 76	13 - 16	0,6 - 0,7
Abacá	63 - 70	20 - 21	5 - 6
Cabuya	67 - 78	10 - 14	8 - 14
Algodón	82 - 93	3 - 6	-----
Bambú	35 - 61	15	27 - 32
Coco	32 - 43	0,15 - 0,25	40 - 45

Fuente: Guerrero et al. (2009)

Según la cantidad de celulosa en la fibra se presentan las siguientes ventajas y desventajas que se debe considerar al momento de seleccionar una fibra para un trabajo industrial. En la tabla 5 se muestra las ventajas y desventajas de un alto contenido de celulosa en una fibra (Guerrero et al., 2011).

Tabla 5. *Propiedades que la celulosa le confiere a una fibra natural*

Fibra con alto contenido de celulosa	
Ventajas	Desventajas
Alta capacidad de absorción de humedad.	Baja resiliencia.
Capacidad de soportar altas temperaturas.	Susceptible a daños por ácidos minerales y orgánicos.
Bajo volumen.	Alta flamabilidad.
Buen conductor de la electricidad.	Resistencia moderada a la luz solar.

Fuente: Guerrero et al. (2009)

Al momento de seleccionar el refuerzo con el que se va a trabajar debemos tomar en cuenta su contenido de celulosa, ya que esto puede ayudar a que la selección sea más fácil.

1.8.3. PROPIEDADES FÍSICAS DE LAS FIBRAS VEGETALES

Todas las fibras presentan características inherentes a su naturaleza, las mismas que determinan su utilidad al momento de emplearlas como refuerzo de matrices poliméricas. Estas características se encuentran relacionadas con las propiedades mecánicas que pueden aportar al material (matriz), específicamente resistencia a esfuerzos de tracción, flexión, compresión e impacto. Es importante destacar que cuando se elige una fibra como refuerzo, se deben tomar en cuenta algunos parámetros importantes que determinarán la facilidad de su producción y el rendimiento que estas presentarán. En la tabla 6 se señalan algunas de las ventajas y desventajas de utilizar fibras naturales como refuerzos (Guerrero et al., 2011).

Tabla 6. *Ventajas y desventajas de utilizar fibras naturales como refuerzo en la elaboración de materiales compuestos.*

Ventajas	Desventajas
Sostenibilidad	Baja resistencia al agua
Generan un bajo consumo de CO ₂	Alta absorción de agua
Son biodegradables	Baja estabilidad dimensional
Requieren un bajo consumo de energía	Pobre interfaz
No quedan residuos tóxicos al quemarlas	Dureza
Su densidad es baja	Dificultad en su procesamiento
Poseen buenas propiedades mecánicas	Calidad heterogénea
No son tóxicas ni abrasivas	Demanda y ciclos de suministro variables
Tienen bajo costo	Presentan alta inflamabilidad

Fuente: Guerrero et al. (2009)

Las fibras vegetales están empezando a ser más utilizadas que las fibras sintéticas que tienen buenas propiedades y factibilidad en su fabricación, ya que las fibras vegetales presentan múltiples ventajas tal como se indica en la tabla 7 (Guerrero et al., 2011).

Tabla 7. *Comparación entre fibras vegetales y la fibra de vidrio.*

Cualidades	Fibras naturales	Fibra de vidrio
Densidad	Bajo	Doble que las fibras naturales
Costo	Bajo	Mayor a las fibras naturales
Renovable	Si	No
Consumo de energía	Bajo	Alto
Abrasión a maquinas	No	Si
Riego a la inhalación	No	Si
Eliminación	Biodegradable	No biodegradable

Fuente: Guerrero et al. (2009)

Como se muestra en la tabla anterior, las fibras vegetales presentan algunas ventajas ante las fibras sintéticas, razón por la cual se decidió utilizar este tipo de fibras para la realización de este trabajo.

En la tabla 8 se muestran la comparación de las propiedades mecánicas de algunas fibras vegetales frente a las fibras sintéticas (Guerrero et al., 2011).

Tabla 8. *Comparación entre diferentes propiedades mecánicas de las fibras vegetales y fibra de vidrio*

Fibras	Densidad (g/cm³)	Resistencia a la tracción (MPa)	Módulo de elasticidad (GPa)	Elongación fractura (%)	Absorción de humedad (%)
Vidrio -S	2,5	2000 - 3500	70	2,5	----
Vidrio -E	2,5	4570	86	2,8	----
Aramida	1,4	3000 - 3150	63 - 67	3,3 - 3,7	----
Cáñamo	1,4	690	35	1,6	8
Carbón	1,4	4000	230 -240	1,4 - 1,8	----
Yute	1,3	393 - 773	26,5	1,5 - 1,8	12
Coco	1,2	175 - 220	4 - 6	15 - 30	10
Abacá	1,3	400 - 1289	45	2,7	8 -10
Cabuya	1,3	511 - 635	9,4 - 22	2 - 2,5	11

Fuente: Guerrero et al. (2009)

Aunque las propiedades mecánicas de las fibras artificiales son superiores a las que presentan las fibras vegetales, cabe destacar que estas últimas son aproximadamente un 50 % más livianas que las de vidrio, lo que se traduce en el aumento de eficiencia de materiales que requieren ser resistentes y livianos como es el caso de la industria automotriz y aeronáutica. Otro beneficio de las fibras naturales para la industria es que son en general menos costosas y requieren menor consumo de energía que las sintéticas, lo que repercute en un bajo costo de procesamiento y en un mínimo impacto sobre el medio ambiente.

1.9. RESINA POLIÉSTER

Las resinas de poliéster son líquidas a temperatura ambiente y pueden ser llevadas a estado sólido, en el caso de las resinas pre-aceleradas, por la adición de un catalizador; y para resinas no pre-aceleradas un acelerador y un catalizador. Las resinas se presentan en forma de plásticos termo-estables que son los que se emplean en los materiales compuestos (Gil, 2012).

Entre las resinas de poliéster se pueden encontrar como las más comunes: las ortoftálticas y las isoftálticas. Pre-aceleradas y no pre-aceleradas (vírgenes) (Gil, 2012).

Ortoftálticas: De uso general en ambientes no agresivos.

Isoftálticas: Buen desempeño mecánico, resistente al agua y a agentes químicos.

Isoftálticas con neopentilglicol (ISO-NPG): alta resistencia química y al ambiente.

1.9.1. ENDURECIMIENTO DE LAS RESINAS

El proceso de transformación de estado líquido a sólido se llama curado, polimerización o endurecimiento y viene acompañado de una reacción exotérmica (que desprende calor). Este cambio de estado no se presenta inmediatamente se adicionan los promotores de curado (acelerador y catalizador), es una reacción que ocurre a medida que transcurre el tiempo y Se genera de forma gradual, pasando de estado líquido a estado gelatinoso (conocido como estado o tiempo de gel) y finalmente ha estado sólido (Gil, 2012).

En las resinas de poliéster el acelerante o acelerador se llama octoato de cobalto y el catalizador se llama mek (metil-etil-cetona) peróxido (Gil, 2012).

Los principales factores que intervienen en el proceso de curado son:

- El tipo y referencia de resina empleada.
- La temperatura ambiente, la mayoría de las resinas no curan a temperaturas inferiores a 16 °C.
- La naturaleza y cantidad de catalizador y acelerador. A mayor cantidad de ambos, menos tiempo de gelificación.
- La naturaleza y cantidad de las cargas. Si estas son elevadas retrasan el curado.
- La humedad relativa. Es necesario mantener una humedad relativa entre 40 y el 54 %.
- El exceso de exposición al sol.
- El incremento de la temperatura del proceso, la cual reduce el tiempo de gelificación. A temperatura ambiente no se debe sobrepasar los 27 °C por cuestiones puramente lógicas.
- Espesor del laminado, cuyo aumento disminuye el tiempo de gelificación

Las resinas poliéster son ampliamente usadas en la fabricación de materiales compuestos, además de que presentan características químicas y físicas que pueden llegar a ser útiles en aplicaciones industriales. En la sección de metodología se explicará el tipo de resina a usar y sus características tanto químicas como de curado.

CAPÍTULO 2

METODOLOGÍA

2.1. RESINA POLIÉSTER A UTILIZAR

La matriz polimérica de resina poliéster que se empleó para el material compuesto reforzado con fibra natural de coco o cabuya fue del tipo ortoftáltica de marca sintapol 2074. Para el curado se empleó como activador de la reacción al octato de cobalto al 12 % y como acelerante al peróxido metil etil cetona (MEKP). Esta resina de marca sintapol 2074 es la más usual en nuestro medio por lo que es una de las razones de su uso, pero dejando de lado esto en la hoja técnica que se encuentra en el Anexo 1 se puede observar que esta resina es una buena resina fabricada localmente y que tiene una buena resistencia al impacto que es esencial en la fabricación de estructuras.

En la tabla 9 se muestran las principales propiedades mecánicas de la resina poliéster sintapol 2074.

Tabla 9. *Propiedades mecánicas de la resina poliéster sintapol 2074.*

PROPIEDAD	VALOR
Densidad (g/cm ³)	1,2
Módulo de elasticidad (MPa)	4780
Resistencia a la tracción (MPa)	25,8
Resistencia a la flexión (MPa)	79,22
Energía de impacto (J)	0,66
Resistencia al impacto (J/m)	70,82

Fuente: Herrera (2015).

Esta resina en su hoja técnica muestra la relación de la cantidad de resina y la cantidad de catalizador y acelerante a utilizar, lo que permitirá encontrar las cantidades exactas de los componentes para que de esta manera el curado sea rápido y ofrezca sus mejores características. En la tabla 10 se muestra esto.

Tabla 10. *Propiedades de curado de la resina poliéster sintapol 2074.*

Resina	Cobalto al 12%	MEKP	Tiempo gel	Temperatura ambiente
100 g	0,2 g	1,5 ml	10 +- 3 min	+- 25 °C

Fuente: Poliacrilart (2015).

2.2. SELECCIÓN DEL REFUERZO A UTILIZAR

En la sección de fibras vegetales se tienen las propiedades mecánicas de las fibras en cuestión, pero para un mayor entendimiento en la tabla 11 se resumen las propiedades mecánicas de las dos fibras.

Tabla 11. *Comparación de las propiedades mecánicas de la fibra de coco y cabuya.*

Propiedad	Fibra de coco	Fibra de cabuya
Densidad (g/cm ³)	1,2	1,3
Módulo de elasticidad (MPa)	4 – 6	9,4 - 22
Resistencia a la tracción (MPa)	175 - 220	511 - 635
Elongación fractura (%)	15 – 30	2 – 2,5

Fuente: Guerrero et al. (2009)

Se puede observar en la tabla 11 que la fibra cabuya tiene mejores propiedades mecánicas que la fibra de coco, pero no por esto se va a tomar a la decisión de usar esta fibra, ya que cabe destacar que al utilizarlo como refuerzo para una matriz polimérica estas propiedades pueden verse afectadas.

Ahora bien, tomando en cuenta que la cantidad de celulosa en las fibras naturales afecta en cuanto a sus propiedades tanto mecánicas como físicas, se va a comparar las propiedades químicas de las dos fibras. En la tabla 12 se puede ver esto.

Tabla 12. *Propiedades químicas de la fibra de coco y cabuya*

Propiedad	Fibra de coco	Fibra de cabuya
Celulosa	32 -43	67 - 78
Hemicelulosa	0,15 - 0,25	10 - 14
Lignina	40 – 45	8 - 14

Fuente: Guerrero et al. (2009)

Como se dijo anteriormente, la cantidad de celulosa presente en la fibra vegetal hace que algunas propiedades de la fibra sean mejores o peores dependiendo del campo de aplicación en el que se las desee usar, en este trabajo se la desea usar para una UAV por lo que una de las propiedades a la que la celulosa afecta es la capacidad de soportar altas temperaturas, que estaría relacionada con la resistencia al fuego una de las propiedades necesarias en la aeronáutica; en relación con esto y basándose en la tabla 12, la fibra de cabuya viene a ser la mejor opción para este trabajo; pero como se había explicado antes al realizar un material compuesto con resina poliéster sus propiedades se van a modificar.

Ahora se va a comparar las propiedades tanto mecánicas como físicas de la matriz resina poliéster reforzada con fibra de coco y también con la fibra de cabuya, para con esto poder seleccionar de mejor manera el refuerzo.

Primero se va a comparar las curvas de esfuerzo deformación de los materiales de matriz resina poliéster reforzados con fibra de coco y fibra de cabuya, la figura 12 muestra las curvas de la matriz resina poliéster reforzado con fibra de cabuya en dos configuraciones una con estireno y la otra sin estireno en este caso se debe ver la curva del material sin estireno que es el que se está usando; la figura 13 muestra las curvas de la matriz resina poliéster reforzado con fibra de coco, pero aquí solo se tiene una de las configuraciones que es con fibra de coco, ya que las otros tienen un refuerzo de fibra de vidrio.

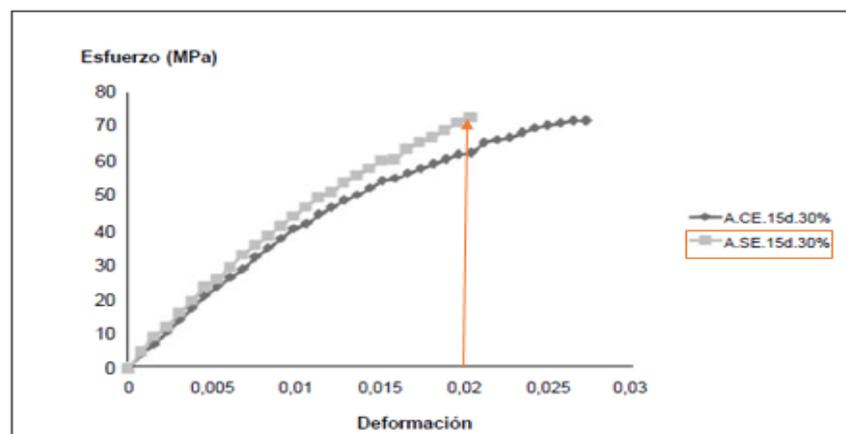


Figura 12. Curva esfuerzo deformación de matriz poliéster reforzado con fibra de cabuya, con fracción volumétrica de un 30% (Guerrero et al., 2011).

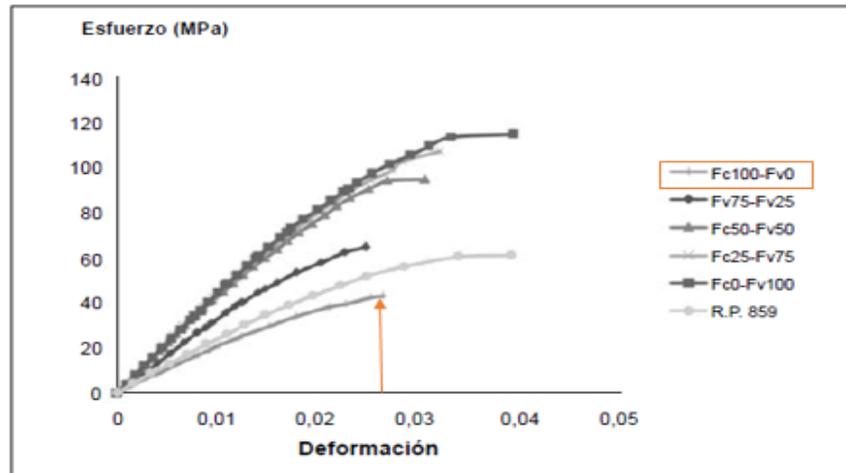


Figura 13. Curva esfuerzo deformación de matriz resina poliéster reforzado con fibra de coco con fracción volumétrica de un 15% (Guerrero et al., 2011).

Como se puede apreciar el esfuerzo que se necesita para el material compuesto con fibra de cabuya es mayor que el esfuerzo que se necesita para que el material compuesto con fibra de coco llegue a su máxima deformación, pero se observa que la deformación del material compuesto con la fibra de coco es mayor; a pesar de esto el material compuesto con fibra de cabuya tiene mejores características que el otro material, ya que posee menores deformaciones resistiendo un mayor esfuerzo, parámetro que ayudaría en la sustentación de las alas.

Según Guerrero et al. (2011) para la selección de un material adecuado para aplicaciones aeronáuticas se debe tomar en cuenta las propiedades mostradas en la tabla 13. Se va a utilizar las propiedades de estos materiales tomando en cuenta las siguientes configuraciones.

A.SE.15d.30%: material reforzado con tejido alternado, curado a temperatura ambiente y fracción volumétrica 0,30 (Guerrero et al., 2011).

Fc100Fv0: material reforzado con fibra corta de coco 100%, sin fibra de vidrio y con fracción volumétrica 0,15 (Guerrero et al., 2011).

Tabla 13. *Propiedades de los materiales a comparar.*

PROPIEDAD	RESINA POLIESTER + FIBRA DE COCO (RP+FCA)	RESINA POLIESTER + FIBRA DE CABUYA (RP+FCA)
Resistencia a la corrosión	ALTA	ALTA
Resistencia al fuego	BAJA	BAJA
Densidad (disminución de peso) g/cm³	1,35	1,23
Resistencia al impacto (J/m)	156,74	100,87

Fuente: Guerrero et al. (2011).

Con estos datos de cada material se procede a elaborar la casa de calidad, para seleccionar el refuerzo más adecuado para la resina poliéster, como se observa en la tabla 14.

Tabla 14. *Casa de la calidad - Selección del refuerzo.*

	RP + FCO	RP + FCA	Mi empresa	Empresa 1	Empresa 2	Objetivo	Índice de mejora	Factor de venta	Importancia	Ponderación	Ponderación relativa
Resistencia a la corrosión	9	9	1	5	5	1	1	5	5	25	25
Resistencia al fuego	1	1	1	5	5	1	1	5	4	20	20
Disminución de peso (densidad)	3	9	1	5	5	1	1	5	6	30	30
Resistencia al impacto	9	3	1	5	5	1	1	5	5	25	25
										100	100

Tabla 15. *Resultados ponderados para la selección del refuerzo.*

RESULTADOS PONDERADOS					
Resina Poliéster + Fibra de coco			Resina Poliéster+ Fibra de cabuya		
9	25,00	225	9	25,00	225
1	20,00	20	1	20,00	20
3	30,00	90	9	30,00	270
9	25,00	225	3	25,00	75
		560			590

Tabla 17. Ponderación de los resultados de la selección del dron.

FPV RAPTOR			SKY WALKER			FX-79			WLTOYS F959			ZETA FX-61		
V2			X5			BUFFALO			SKY KING			PHANTOM		
9	7,32	65,85	0	7,32	0,00	0	7,32	0,00	0	7,32	0,00	0	7,32	0,00
0	12,20	0,00	0	12,20	0,00	0	12,20	0,00	9	12,20	109,76	0	12,20	0,00
9	12,20	109,76	1	12,20	12,2	9	12,20	109,76	3	12,20	36,59	9	12,20	109,76
9	12,20	109,76	3	12,20	36,59	0	12,20	0,00	9	12,20	109,76	0	12,20	0,00
9	12,20	109,76	3	12,20	36,59	1	12,20	12,20	3	12,20	36,59	3	12,20	36,59
9	12,20	109,76	3	12,20	36,59	1	12,20	12,20	9	12,20	109,76	3	12,20	36,59
9	12,20	109,76	9	12,20	109,76	9	12,20	109,76	9	12,20	109,76	9	12,20	109,76
9	7,32	65,85	0	7,32	0,00	0	7,32	0,00	9	7,32	65,85	9	7,32	65,85
0	12,20	0,0	0	12,20	0,00	0	12,20	0,00	9	12,20	109,76	9	12,20	109,76
680,49			231,71			243,90			687,80			468,29		

Esta selección del dron se la hizo en base a características que se necesitan para este trabajo, entre las cuales se encuentra si el dron viene con el control incluido que es la principal característica, ya que se desea probar la nueva estructura con el control del dron anterior, otra de las características es el tamaño y peso debido a se necesita comprobar como varían estos parámetros al usar el nuevo material, entonces debido a esto y con la ponderación de los resultados en la tabla 17, se tiene como mejor opción el dron Wtoys f959.

2.4. CARACTERÍSTICAS DEL DRON A USAR

Es un avión de la casa WL Toys, este modelo es muy fácil de volar, viene listo para cargar la batería y hacerlo volar, tiene 3 canales, todo el sistema está hecho de EPO, con alta resistencia al impacto. Fácil de controlar, perfecto para principiantes. Tiene una hélice plegable, cuando la hélice se despliega opone menor resistencia al aire lo que le permite planear de mejor manera (Cruz, 2016). En la tabla 18 se puede observar las principales características de este dron.

Tabla 18. *Características del dron Wltoys F959.*

CARACTERÍSTICAS	
Nombre	Wltoys F959 RC Airplane Sky King
Material	EPO (Poliiolefina Expandida)
Medidas de las Alas (Envergadura)	750 mm
Medidas del fuselaje	570 mm
Autonomía de vuelo	Entre 15 y 20 minutos
Tiempo de recarga	30-40 minutos
Frecuencia	2.4 GHz
Alcance remoto	200 m
Motor	N60 – 10 Watts
Batería	7.4 V – 300 mAh

Fuente: Cruz. (2016).

Este es un dron que puede ser utilizado sin experiencia en el manejo, ya que su software ayuda a generar un vuelo estable a los principiantes, siendo este modelo y sobre todo su controlador adecuados para ensayar la estructura mecánica.

2.5. INGENIERÍA INVERSA DE LA ESTRUCTURA

Se utilizó cada una de las piezas del dron para poder obtener el modelo geométrico del mismo con el escáner 3D Geomagic Capture existente en la universidad, las características técnicas de este escáner se muestran en la tabla 19, este sistema de escaneo lo que hace es emitir un láser que va tomando las diferentes distancias para formar modelos geométricos 3D de las piezas escaneadas y con esto se puede proceder a reconstruir el modelo en caso de necesitar un modelo para análisis.

Tabla 19. *Especificaciones del escáner 3D Geomagic Capture.*

Propiedad	Dimensiones
Peso	1,35 kg
Dimensiones (l x an x al)	276 x 74 x 49 mm
Rango de captura de datos	958 000 puntos/escaneo (0,3 segundos por escaneo)
Resolución	0,110 mm a 300 mm 0,180 mm a 480 mm
Exactitud	0,060 mm
Distancia máxima	300 mm
Campo de profundidad	180 mm
Rango de vista	124 x 120 mm (cerca) 190 x 175 mm (lejos)
Requerimientos del computador	Windows 7/8 (64 bit) Sistema operativo, Intel y ADM Quad – core 2 – GHz o mejor, Gigabit Ethernet interface, 4 GB de memoria o mayor, 512 MB de tarjeta de video o mejor.

Fuente: (Geomagic, 2016).

Principalmente se realizó el escaneo para obtener las curvaturas de las alas y los alerones para verificar que tipo de perfil alar se tiene el dron, luego de obtener los escaneos del dron completo se procedió a adecuar las piezas correspondientes para poder ubicar el control y dar una mejor sujeción al motor; una vez obtenidas las curvas de las alas se procede a construir la estructura proceso que se explicará más adelante.

2.6. MODIFICACIONES DEL DISEÑO

La curvatura del ala está tiene un perfil aerodinámico RAF 6 indicada en la figura 24, esta curvatura no se modificó para no alterar las características aerodinámicas del dron.

RAF 6 AIRFOIL - RAF-6 airfoil

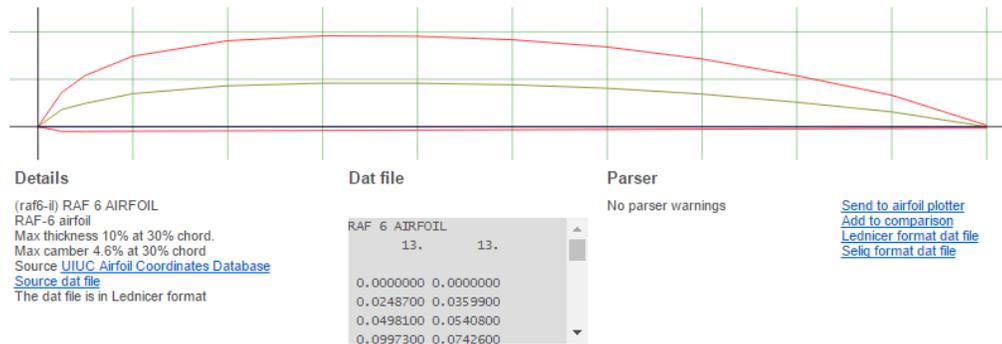


Figura 14. RAF 6 AIRFOIL (Airfoil Tools, 2017)

En la tabla 20 se especifica las modificaciones realizadas al diseño, estas modificaciones no afectaran directamente al vuelo del dron.

Tabla 20. *Modificaciones del diseño*

MODIFICACIÓN	DESCRIPCIÓN
Tamaño de la tapa de la cabina	Se la modifiko para que sea más fácil revisar la placa de control.
Agujero donde va el motor de la hélice	Se adicionó una tapa al final para que el motor se proteja.

2.7. PROCESO DE ESCANEEO

2.7.1. PROCESO

El proceso de escaneo de las piezas fue el siguiente:

- Se desensambló el dron que se adquirió.
- Se escanearon las alas, tomando en cuenta que todo el perfil aerodinámico se encuentre bien definida.
- Se escaneo el fuselaje y la cola tomando en cuenta que las curvas de la cola y el alerón de la misma también estén bien definidas.
- Finalmente se escaneo la tapa de la cabina, tomando en cuenta su curva frontal.

Una vez obtenido todos los escaneos se procedió a la reconstrucción del modelo haciendo uso de las herramientas de un software especializado.

2.8. CÁLCULO DE LA SUSTENCIÓN

Para el cálculo de la sustentación en el ala con los diferentes materiales EPO y RP+FC se considerarán los siguientes parámetros mostrados en la tabla 21 (Raymer, 1992):

Tabla 21. Características necesarias para el cálculo de la sustentación

CARACTERÍSTICA	RP+FC	EPO
Tipo de ala	Elíptica	Elíptica
Tipo de perfil	RAF 6	RAF 6
Cuerda de raíz (Cr) mm	91,76	91,76
Envergadura (E) mm	746,35	746,35
Potencia (Pot) kW	0,021	0,016
Masa (m) kg	0,96	0,82
Densidad del aire (ρ) kg/cm ³	1,205	1,205

2.8.1. SUSTENTACIÓN DEL DRON CON EPO

Con los datos mostrados en la tabla 21, se procede a realizar los cálculos necesarios para la obtención de la sustentación; para lo cual se procede a calcular el alargamiento (Λ), haciendo uso de la ecuación 1 (Raymer, 1992).

$$\Lambda = \frac{E}{Cr} \quad \text{Ecuación 1.}$$

$$\Lambda = \frac{746,35}{91,76} = 8,13$$

Con este valor y los valores expuestos en la tabla 16 se procede a calcular la superficie alar (S_a) haciendo uso de la ecuación 2 (Raymer, 1992).

$$S_a = \frac{Cr^2 \pi \Lambda}{4} \quad \text{Ecuación 2.}$$

$$S_a = \frac{91,76mm^2 * \pi * 8,13}{4} = 53763,59 mm^2 = 0,054 m^2$$

Con los datos obtenidos de superficie alar procedemos a buscar la velocidad máxima a la que volará el avión (V_{max}), se necesita los valores de potencia, masa y los coeficientes a y C expuestos en la tabla 22, para este cálculo se utilizará la ecuación 3 (Raymer, 1992).

$$\frac{Pot}{m} = a * V_{max} * C \quad \text{Ecuación 3.}$$

Tabla 22. Coeficientes a y C para el cálculo de relación Pot/m .

$\frac{Pot}{m} = a * V_{max} * C$	A	C
Aeroplano	0,043	0
Avión casero (Metal o madera)	0,005	0,57
Avión casero (Materiales compuestos)	0,004	0,57
Avión general monomotor	0,024	0,22
Avión general bimotor	0,034	0,32
Avión agrícola	0,008	0,5
Turbopropulsores	0,012	0,5
Flyingboat	0,029	0,23

Fuente: (Raymer, 1992).

Para este caso de estudio se selecciona los coeficientes de avión casero (Materiales compuestos) con los siguientes valores $a=0,004$ y $C=0,57$. De la ecuación 3 despejamos la velocidad máxima y procedemos al cálculo.

$$V_{max} = \sqrt[0,57]{\frac{Pot/m}{a}}$$

$$V_{max} = \sqrt[0,57]{\frac{0,016/0,82}{0,004}}$$

$$V_{max} = \mathbf{16,12 \text{ m/s}}$$

Una vez obtenida la velocidad máxima y sabiendo que el perfil alar es RAF 6, se busca en la figura 14 el coeficiente de sustentación máximo para este perfil alar.

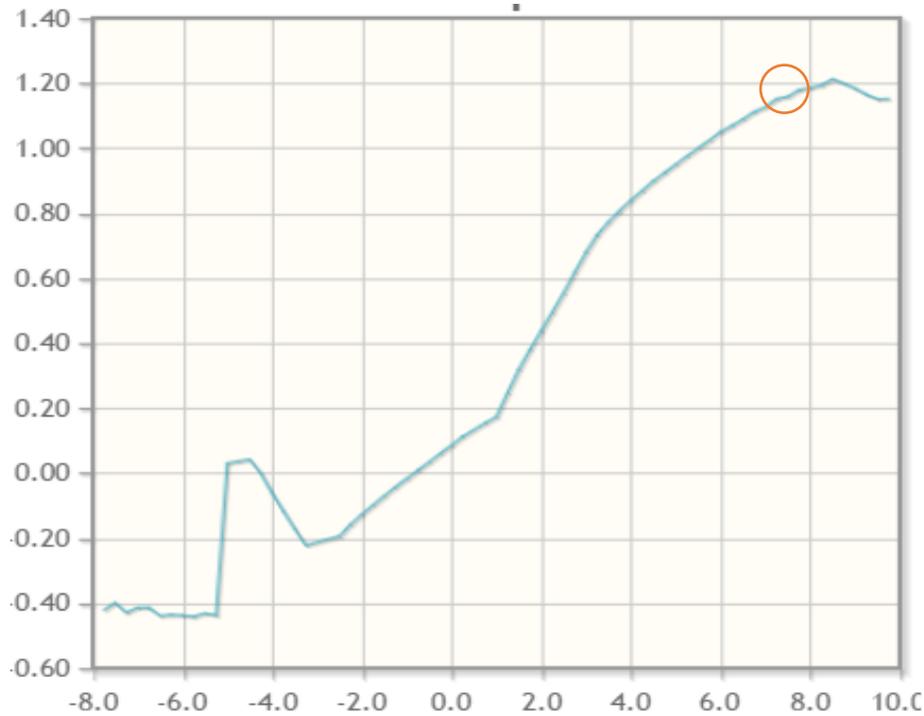


Figura 15. Relación CL vs Alpha del perfil alar RAF 6.

De esta figura obtenemos el C_{lmax} , para con esto proceder al cálculo de la sustentación máxima usando el valor de la densidad del aire y la ecuación 4 (Raymer, 1992).

$C_{lmax} = 1,21$

$$L = \frac{1}{2} * \rho * V_{max}^2 * C_l * S_a \quad \text{Ecuación 4.}$$

$$L = \frac{1}{2} 1,205 * 16,12^2 * 1,21 * 0,054$$

$$L = 10,24 \text{ N}$$

Al ser un ala elíptica, la carga de sustentación se distribuye de la siguiente manera, como se muestra en la figura 15 (Raymer, 1992):

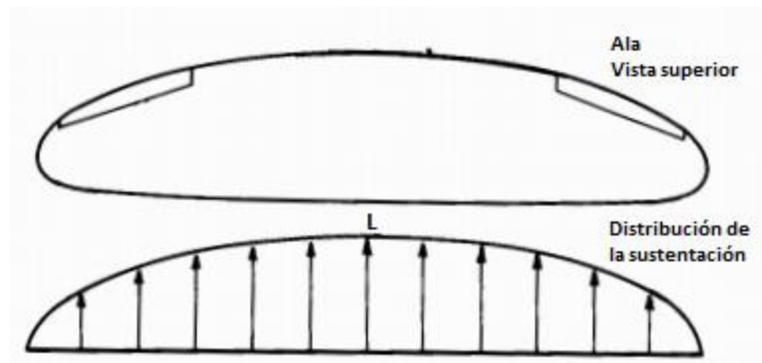


Figura 16. Distribución de la sustentación en un ala elíptica.

Obtenido el valor de la sustentación, se calcula el peso del avión haciendo uso de la ecuación 5 y del valor de la gravedad estándar que es $9,8 \text{ m/s}^2$ (Mott, 2002).

$$\text{Peso } (P) = m * g \quad \text{Ecuación 5.}$$

$$P = 0,82 \text{ kg} * 9,8 \frac{\text{m}}{\text{s}^2} = 8,04 \text{ N}$$

Finalmente se calcula el factor de carga del avión que en este caso sería el factor de seguridad del mismo, para aviones caseros de acrobacia un factor de carga aceptable es 1 a 4,5, para esto hacemos uso de la ecuación 6 (Raymer, 1992).

$$n = \frac{L}{P} \quad \text{Ecuación 6.}$$

$$n = \frac{10,24}{0,04}$$

$$n = 1,27$$

Este valor de carga máxima está dentro de los límites de factor de carga de los aviones de acrobacia.

2.8.2. SUSTENTACIÓN DEL DRON CON RESINA POLIÉSTER – FIBRA DE CABUYA

Como ya se ha hecho los cálculos paso a paso en la anterior sección aquí se mostrará los resultados obtenidos para el material compuesto de resina poliéster – fibra de cabuya, en la siguiente tabla 23.

Tabla 23. *Valores calculados del material compuesto.*

Característica	Valor
Alargamiento	8,13
Superficie alar (Sa) m ²	0,054
Velocidad máxima (Vmax) m/s	19,71
Clmax	1,21
Sustentación (L) N	15,23
Factor de carga (n)	1,63

En este caso también se puede apreciar que el valor de factor de carga está dentro de los límites especificados anteriormente.

2.9. ANÁLISIS DE ELEMETOS FINITOS

Para el análisis de elementos finitos se debe tomar en cuenta de sustentación en el ala es de forma irregular y el software que usamos para este cálculo no nos permite poner este tipo de carga distribuida por lo tanto se realizó tablas con valores de sustentación obtenidos y se distribuyó en secciones, de manera que al sumar todas las distribuciones debe dar como resultado la sustentación, esto se mostrara en las secciones 2.8.1 y 2.8.2.

2.9.1. MATERIAL EPO

Los valores se obtienen dando valores en x y calculando los valores en y , multiplicando x por el valor de la sustentación que es 10,24 N calculado en la sección 2.8.1, obteniendo así los valores mostrados en la tabla 24.

Tabla 24. *Valores para distribución de la sustentación en el ala con EPO.*

X(m)	Y(N)
0,32	3,29
0,25	2,56
0,2	2,05
0,15	1,54
0,05	0,52
0,025	0,26
TOTAL	10,24 N/m

Simulación del ala con wiglet:

El valor máximo del esfuerzo de Von Mises es de 3,22 MPa, está ubicado en la unión del ala como se muestra en la figura 16, esto muestra que la parte crítica del avión es la unión del ala con el fuselaje.

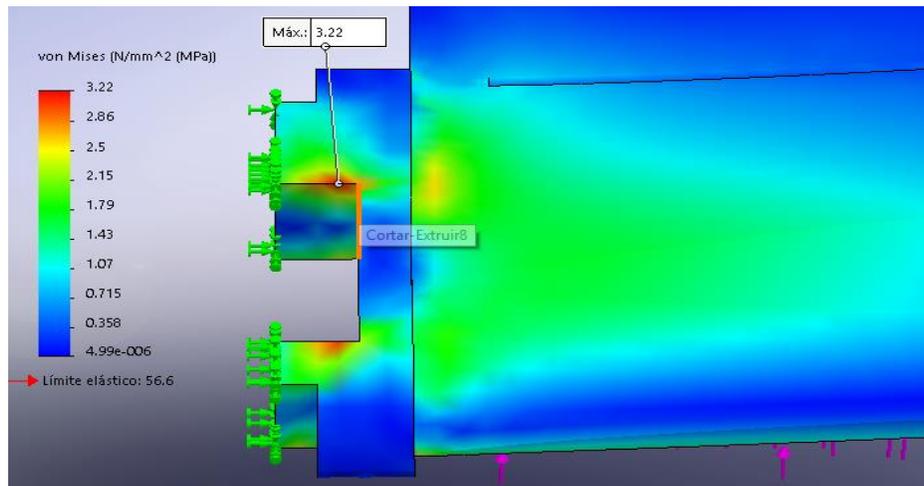


Figura 17. Von Mises en el ala con wiglet.

El valor del desplazamiento máximo es de 2,34 mm que se genera en la punta del ala, este es un valor aceptable porque no deforma a el ala, esto se muestra en la figura 17.

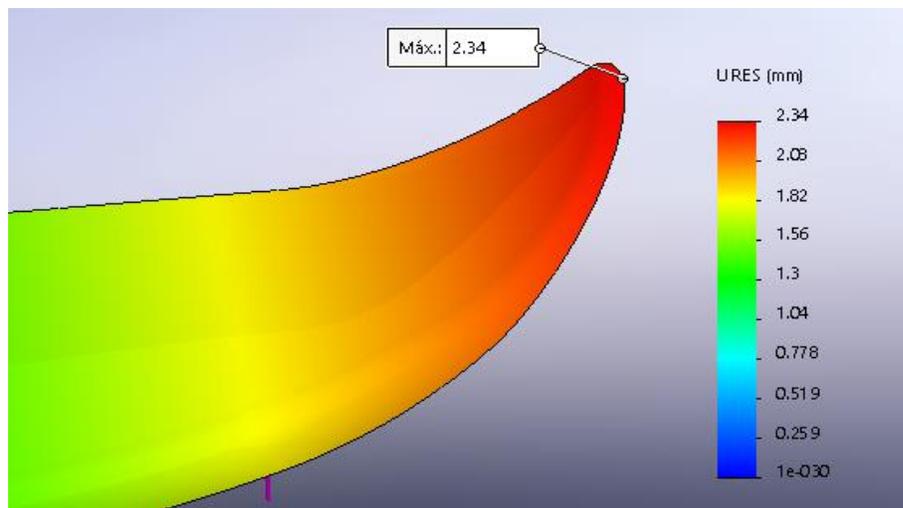


Figura 18. Desplazamiento máximo en el ala con EPO.

La deformación unitaria máxima es un valor despreciable que es $3,86 \cdot 10^{-4}$ por lo que no afectaría considerablemente a el ala ni al vuelo, esto se muestra en la figura 18.

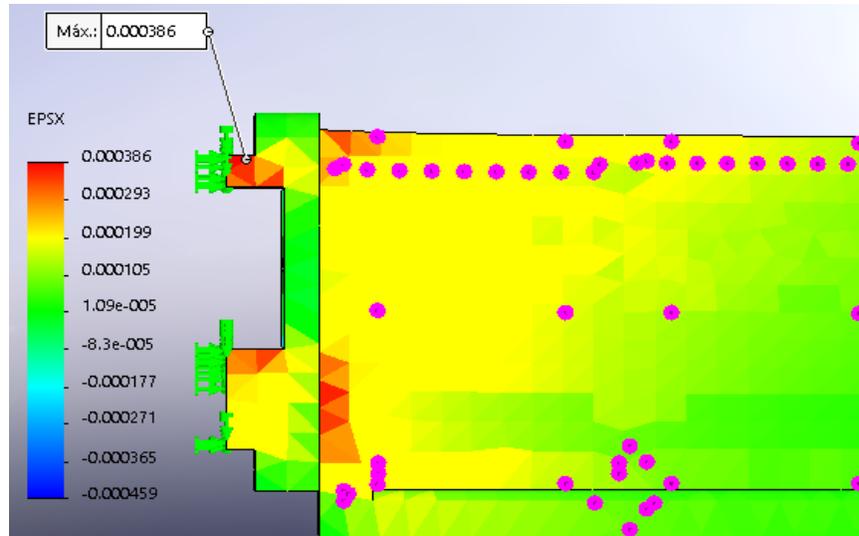


Figura 19. Deformación unitaria con EPO.

El factor de seguridad toma en cuenta la resistencia del material usado por lo que se obtuvo un factor de seguridad mínimo de 1,18 en el punto crítico de la unión del ala con el fuselaje como se menciona en la sección 2.8.1 y se observa en la figura 19.

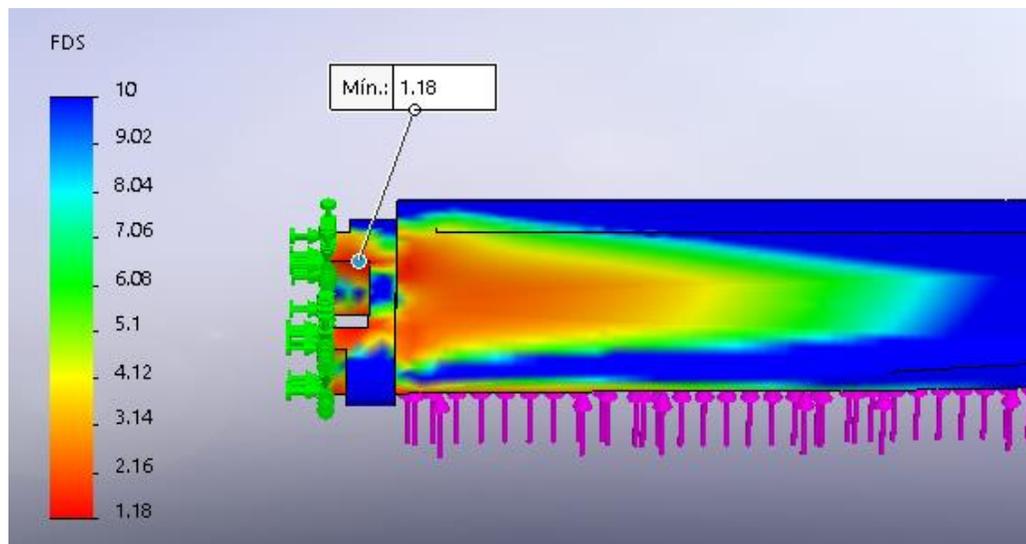


Figura 20. Factor de seguridad mínimo del EPO

2.9.2. MATERIAL RESINA POLIÉSTER – FIBRA DE CABUYA

Los valores se obtienen dando valores en x y calculando los valores en y , multiplicando x por el valor de la sustentación que es 15,29 N calculado en la sección 2.8.2, obteniendo así los valores mostrados en la tabla 20.

Tabla 25. Valores para distribución de la sustentación en el ala con material compuesto.

X(m)	Y(N)
0,32	4,9
0,25	3,87
0,2	3,06
0,15	2,29
0,05	0,76
0,025	0,45
TOTAL	15,29 N/m

Simulación del ala con wiglet:

El valor máximo del esfuerzo de Von Mises es de 4,85 MPa, está ubicado en la unión del ala como se muestra en la figura 20, donde se muestra que el valor del esfuerzo del material compuesto es mayor al del material EPO.

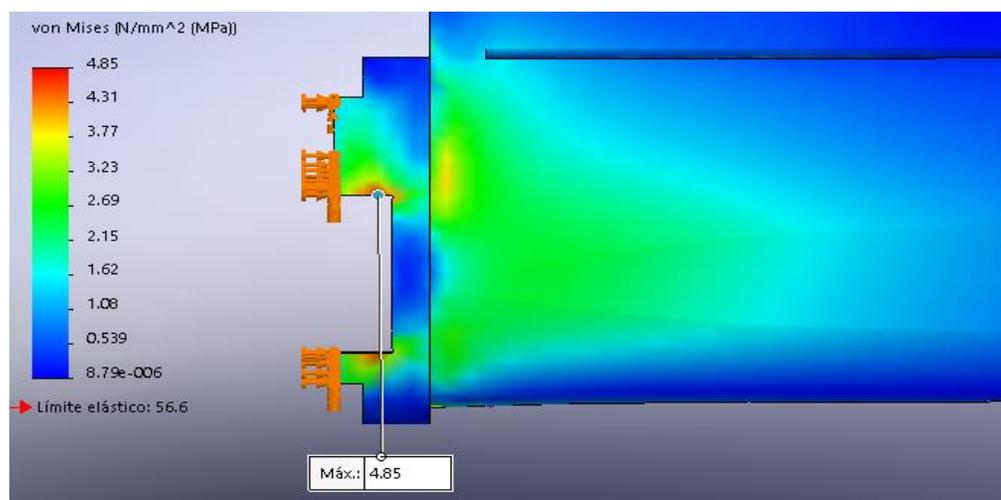


Figura 21. Von Mises en el ala con wiglet.

El valor del desplazamiento máximo es de 3,54 mm que se genera en la punta del ala, este valor aumento con respecto al del material EPO, pero este sigue siendo despreciable para el diseño, esto se muestra en la figura 21.

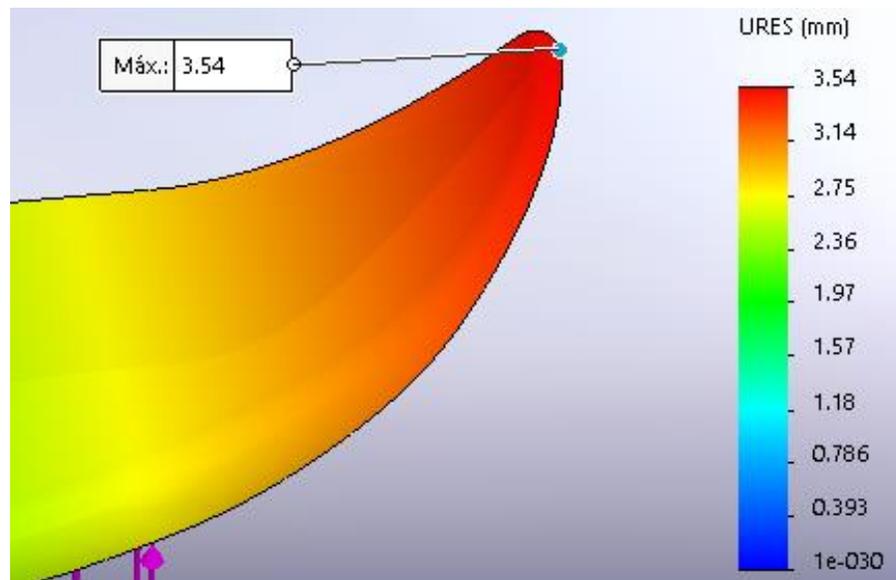


Figura 22. Desplazamiento máximo en el ala con material compuesto.

La deformación unitaria máxima es un valor despreciable que es $5,82 \cdot 10^{-4}$ por lo que no afectaría considerablemente a el ala ni al vuelo, a pesar de que es mayor a la ala simulada con material EPO, se considera que el material compuesto soporta mayores esfuerzos, esto se muestra en la figura 22.

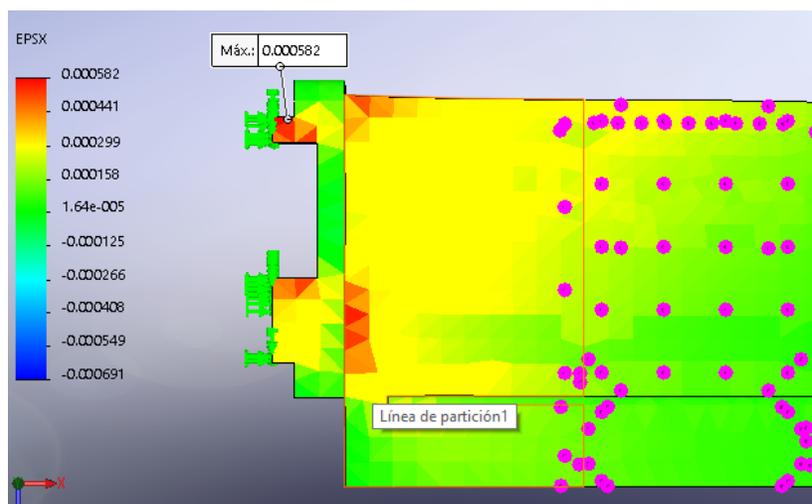


Figura 23. Deformación unitaria con el material compuesto

El factor de seguridad toma en cuenta la resistencia del material usado por lo que se obtuvo un factor de seguridad mínimo de 1,17 en el punto crítico de la unión del ala con el fuselaje como se menciona en la sección 2.8.1 y se observa en la figura 23.

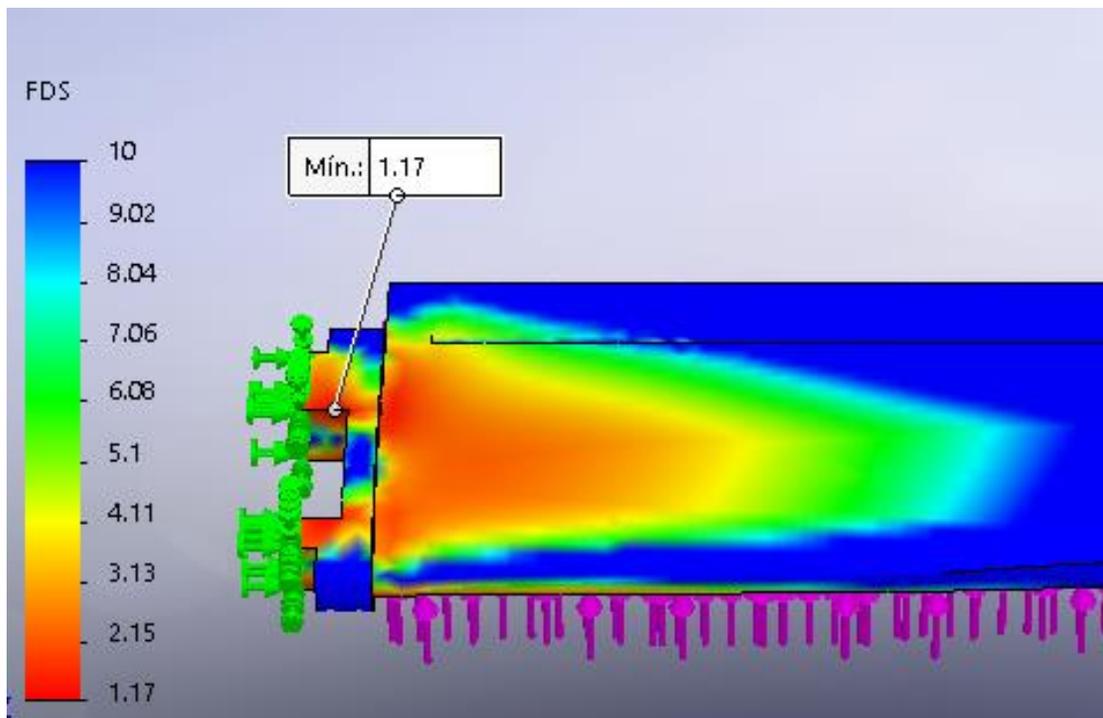


Figura 24. Factor de seguridad

2.10. SELECCIÓN DEL PROCESO DE MOLDEO

Para la selección del proceso de moldeo se hará uso de la casa de la calidad ya que es un método de selección adecuado (Mireles, 2007). Entonces se tomará en cuenta los factores más relevantes para obtener unas buenas piezas, estos factores se los muestra en la tabla 26.

Tabla 26. Casa de la calidad para selección del método de moldeo.

	Estratificación	Pre-impregnados	Aspersión	Moldeo por	Moldeo por extrusión	Moldeo por inyección	Moldeo por RTM	Moldeo por	Mi empresa	Empresa 1	Empresa 2	Objetivo	Índice de mejora	Factor de venta	Importancia	Ponderación	Ponderación relativa (%)
¿Qué tan simple es el método?	9	1	9	1	3	3	1	9	1	5	5	1	1	5	5	25	13,51
Permite el uso de fibras tejidas	9	9	1	3	3	3	9	9	1	5	5	1	1	5	5	25	13,51
Permite utilizar fibras largas	3	9	1	9	9	1	9	9	1	5	5	1	1	5	4	20	10,81
Permite buen acabado superficial	1	9	9	3	9	9	9	1	1	5	4	1	1	5	4	20	10,81
Permite moldear piezas grandes	9	9	9	9	1	3	3	1	1	5	5	1	1	5	5	25	13,51
Permite controlar el volumen y espesor de las piezas	0	9	0	1	1	9	9	1	1	5	1	1	1	5	5	25	13,51
Permite moldear con resina poliéster	9	9	9	9	1	1	9	9	1	5	5	1	1	5	5	25	13,51
Que sea un proceso barato	1	9	3	1	1	1	1	9	1	5	3	1	1	5	4	20	10,81
																185	100,0

Tabla 27. Ponderación de resultados para la selección del método.

PONDERACIÓN DE RESULTADOS											
Estratificación manual			Estratificación de pre-impregnados			Moldeo por aspersión			Moldeo por compresión		
9	15,15	136	1	15,15	15,152	9	15,15	136	1	15,15	15,15
3	15,15	45,5	9	15,15	136,36	1	15,15	15,2	9	15,15	136,4
1	12,12	12,1	9	12,12	109,09	9	12,12	109	3	12,12	36,36
9	15,15	136	9	15,15	136,36	9	15,15	136	9	15,15	136,4
0	15,15	0	9	15,15	136,36	0	15,15	0	1	15,15	15,15
9	15,15	136	9	15,15	136,36	9	15,15	136	9	15,15	136,4
1	12,12	12,1	9	12,12	109,09	3	12,12	36,4	1	12,12	12,12
		479			778,79			570			487,9
Moldeo por extrusión			Moldeo por inyección			Moldeo por RTM			Moldeo por pultrusión		
3	15,15	45,5	3	15,15	45,455	1	15,15	15,2	9	15,15	136,4
9	15,15	136	1	15,15	15,152	9	15,15	136	9	15,15	136,4
9	12,12	109	9	12,12	109,09	9	12,12	109	1	12,12	12,12
1	15,15	15,2	9	15,15	136,36	3	15,15	45,5	1	15,15	15,15
1	15,15	15,2	9	15,15	136,36	9	15,15	136	1	15,15	15,15
1	15,15	15,2	1	15,15	15,152	9	15,15	136	9	15,15	136,4
1	12,12	12,1	9	12,12	109,09	1	12,12	12,1	9	12,12	109,1
		348			566,67			591			560,6

Según el análisis de esta casa de la calidad mostrada en la tabla 27 y según los parámetros que se toman en cuenta para la elaboración de las piezas con fibra de cabuya, se tiene que el método más conveniente para este caso es la estratificación de pre-impregnados que es un método muy usado y con buenos acabados superficiales.

2.11. ELABORACIÓN DE MOLDES

Los moldes se los realizaron para obtener una matriz de las piezas que constituyen el dron para que luego se las pueda reproducir en serie. Los materiales principales para estos moldes es el caucho silicón CS – 1K que es distribuido por la empresa Pintulac, se hizo los moldes en caucho silicón debido a su flexibilidad, ya que al sacar los moldes de las alas que necesitan que el caucho se pueda flexionar para poder desmoldar las mismas, además de que el caucho silicón ofrece resistencia a la rotura y desgaste y es fácil de desmoldar (Herrera, 2015).

2.11.1. MATERIALES

Para la obtención y elaboración de los moldes se usó los siguientes materiales:

- 2 kg de polvo cerámico
- 2 spray de laca
- 2 spray de color
- Plastilina
- 2 Pliegos de cartón prensado de 4mm
- 10 kg de caucho silicón
- Instrumentos de medida

2.11.2. PROCESO

El proceso de elaboración de moldes fue el siguiente.

- Una vez obtenido el modelo geométrico de la UAV se procedió a imprimir por partes en la impresora 3D Systems Projet 360 de polvo cerámico, para esto el modelo de cada pieza se convirtió a .stl formato requerido por la impresora 3D; pero como el plato de impresión no permite dimensiones superiores a 20 cm² se procedió a dividir las piezas en un software de ingeniería, para luego proceder a la impresión, se muestra en la figura 25.

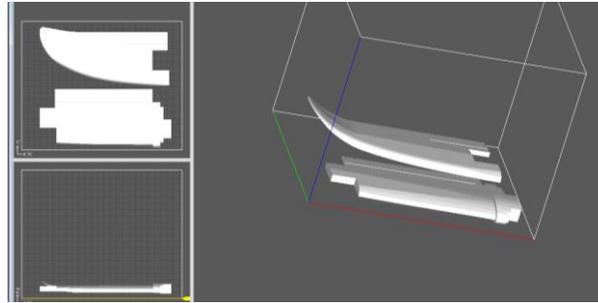


Figura 25. Alas divididas en dos partes.

- Primero se realizó la impresión de las alas, ver figura 26.

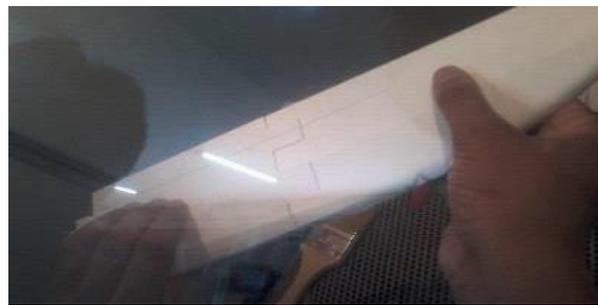


Figura 26. Ala impresa en dos partes

- Una vez impresas las alas, se procedió a imprimir el fuselaje de la UAV, pero esta vez se debió imprimir en 3 partes, ya que para el proceso de moldeo era preferible hacerlo de esta forma, a razón de que algunas de las partes de fuselaje son más pronunciadas y al momento de moldear por pre – impregnados no se va a obtener un buen acabado, esto se lo indicara más adelante en la parte de proceso de construcción.
- Finalmente, se hizo la impresión de la tapa de la cabina de la UAV. No hubo la necesidad de partirle se la imprimió completa.
- Ya con los modelos impresos se procedió a pintar los modelos con pintura para endurecer el material y con laca para dar un mejor acabado y más dureza, ver figura 27.



Figura 27. Proceso de pintura del ala

Los moldes se elaboraron empleando caucho silicón y cartón prensado; el caucho silicón por las razones antes ya expuestas y el cartón prensado para tener un recipiente donde realizar el proceso de obtención de los moldes, se lo hizo con el siguiente procedimiento:

- Se elaboró cajas con cartón prensado en donde quepan las piezas, para cada una de ellas, ver figura 28.



Figura 28. Elaboración de cajas

- Luego con las cajas ya listas se llenó hasta la mitad de plastilina, ya que es un material maleable y toma la forma que se desee darle.
- Ya lista la plastilina y tratando de que esté plana, se procedió a ubicar la pieza sobre la plastilina y se presiona hasta que entre en la plastilina más o menos la mitad de la pieza, esto es para que la pieza esté sujeta y sobresalga solo la mitad, para hacer la mitad del molde, ver figura 29.

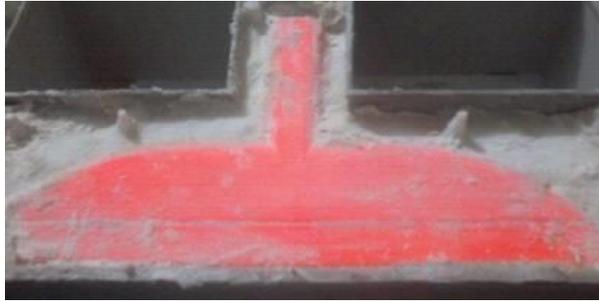


Figura 29. Mitad de la pieza en plastilina

- Para la mezcla de caucho silicón y catalizador se usó el 5% de catalizador del caucho silicón; por ejemplo, si se tiene 1 kg de caucho silicón se debe usar 50 g de catalizador, recomendaciones dadas por los agentes vendedores de la marca utilizada.
- Este paso es muy importante porque puede haber fallas que afecten los resultados, en este paso se procede a mezclar el caucho silicón con el catalizador, para hacer esto es necesario que la temperatura ambiente del lugar donde se realizará sea menor a 18 °C, si no se toma en cuenta esto el caucho se va a endurecer antes de tiempo y no dará tiempo a verterlo sobre la pieza.
- Una vez realizada la mezcla se procede a verterla en el molde, obteniendo un molde de la mitad de la pieza.
- Luego cuando esta mitad está seca, aproximadamente 2 horas, se abre la parte de abajo del molde y se procede a sacar la plastilina para que no quede residuos, ver figura 30.



Figura 30. Limpieza de la plastilina

- Una vez realizado la limpieza, se procede a esparcir harina en la parte que se observa la pieza, esto es para que al cuando se necesite separar las caras de los moldes esto no sea trabajoso.
- Finalmente se hace la mezcla de caucho silicón con catalizador y se procede a verter en la otra mitad del molde y se deja secar por dos horas, para luego sacar la pieza de polvo cerámico de los moldes, ver figura 31.



Figura 31. Mitad desmoldada del fuselaje.

2.12. PROCESO DE CONSTRUCCIÓN

2.12.1. MATERIALES

- 2kg de resina poliéster sintapol 2074
- 4 metros de fibra de cabuya
- 4 metros de plástico grueso
- 2 metros de plástico fino con agujeros
- 2 metros de tela poliéster
- 2 metros de plástico para cocina
- 2 metros de Pelón (Tela de algodón no tejido sirve como filtro)
- Brochas
- Moldes de silicona
- Balanza digital
- Recipientes plásticos
- Bomba de vacío
- Goteros y otros.

2.12.2. PROCESO

Antes de empezar el proceso de elaboración de piezas se debe tomar en cuenta las siguientes normas de seguridad: usar guantes, mandil y mascarilla para la manipulación de resina, hacer este proceso en un lugar ventilado y no hacerlo en un lugar donde llegue el sol, ya que la resina puede ser un agente tóxico y si tiene contacto con la piel o se lo inhala demasiado tiempo puede llegar a ocasionar una fuerte intoxicación (Gil, 2012).

El proceso de la construcción de las piezas es el siguiente:

- Cortar las telas, plástico de cocina y plástico agujereado en de manera que cubran el molde, la fibra de cabuya también se la debe recortar de manera que al moldear quede sobrando un poco hacia los lados considerando como un margen de error.
- Luego se debe cortar el plástico grueso de manera que sea el doble de grande que el molde, se debe tener dos pedazos por pieza, en una parte de la pieza se debe poner cinta doble faz en todos los lados para unir las partes del plástico cuando sea necesario.
- En cuanto se tenga listo todos los materiales, se procede a medir las cantidades necesarias para cada uno de los moldes y también se deberá tener listas las cantidades del catalizador y el acelerante, según el peso de resina que se use, ver tabla 28 y haciendo uso de la ecuación 7 para catalizador y la ecuación 8 para acelerante (Gil, 2012).

$$\frac{Pr \times 15}{1000} = \text{Peroxido} \quad \text{Ecuación 7.}$$

$$\frac{Pr \times 2}{1000} = \text{Cobalto} \quad \text{Ecuación 8.}$$

Tabla 28. *Cantidades exactas de catalizador y acelerante a usar por pieza.*

PIEZA	CANTIDAD DE RESINA	CANTIDAD DE CATALIZADOR	CANTIDAD DE ACELERANTE
Tapa cabina	120 g	1,8 g	0,24g
Alerón	80 g	1,2 g	0,16g
Cola	150 g	2,25 g	0,3g
Cara pequeña de ala	180 g	2,7 g	0,36g
Cara grande con punta de ala	210 g	3,15 g	0,42g
Cabina por cara	250 g	3,75 g	0,5g

En la hoja técnica de la resina poliéster sintapol 2074 que se encuentra en el anexo 1 se indica las cantidades para el proceso de curado de la resina y la tabla 23 se muestra estos valores para diferentes cantidades de resina.

- Con los valores calculados de gotas, se procede a poner en la resina ya pesada, las cantidades necesarias de catalizador y acelerante para que la mezcla tenga las propiedades adecuadas necesarias para la aeronáutica. Ver figura 32.



Figura 32. Medición de las cantidades de catalizador y acelerante

- Se procede a revolver esta mezcla, una vez hecho esto se realiza al pre – impregnado, como se muestra en la figura 33.



Figura 33. Proceso de mezcla de la resina y el catalizador

- En el molde se debe poner primero una capa de plástico de cocina, que permitirá obtener un buen acabado.
- Encima del plástico se pone un pedazo de fibra de cabuya tejida en la configuración de 0° y con una brocha se procede a realizar el pre - impregnado, como se muestra en la figura 34.



Figura 34. Ubicación de la fibra a 0° y pre - impregnación

- En cuanto se termine el pre - impregnado de la primera capa se pone la otra capa de fibra de cabuya, pero esta debe tener una inclinación de 45° y se hace el pre - impregnado tomando en cuenta que debe impregnarse por toda la parte que será la pieza y excediéndose 5 milímetros por lado ya que esto servirá para que el molde este cubierto por completo por el material compuesto, caso contrario se obtendrá moldes de mala calidad con falta de resina, ver figura 35.



Figura 35. Ubicación de la fibra a 45° y pre - impregnación

- Cuando ya se termina el segundo pre - impregnado se procede a poner la tela poliéster, el plástico con agujeros y la tela que servirá como filtro para no dañar la bomba de vacío.
- Cuando se tiene esto listo se introduce en el plástico grueso y se empieza a cerrar los demás lados del plástico, dejando una pequeña abertura, como se muestra en la figura 36.



Figura 36. Colocación de las demás telas

- En la abertura que se dejó antes se pone la tubería que viene desde la bomba de vacío y se sella de manera que se genere el vacío necesario para que se dé el proceso de moldeo, este vacío es del -1 bar (Guerrero et al., 2011).
- Una vez hecho esto y revisando que no exista fugas se procede a generar el vacío, y mientras se genera el vacío se trata de ayudar a el material compuesto a tomar la

forma del molde, en este proceso se tiene 10 +- 3 minutos antes de que la resina empiece su proceso de curado (Poliacrilart, 2015), ver figura 37.



Figura 37. Puesta a vacío

- Cuando ya se generó el vacío y ya se está seguro de que el molde se encuentre en posición correcta se deja que el proceso de vacío se genere por 6 horas seguidas que es recomendable para disminuir la presencia de burbujas que genera el proceso químico de la mezcla de resinas y ejercer presión continúa sin dañar la forma a moldear mientras la resina se cura (Guerrero et al., 2011).
- Después de las seis horas se procede a retirar los moldes de los plásticos, ver figura 38.



Figura 38. Tapa de cabina

- Una vez obtenidas todas las partes del dron se procede a unir las piezas que tienen dos caras, esto se efectúa usando la misma resina poliéster, se unen las piezas y se pone al vacío por una hora, con el fin de que las piezas queden bien unidas.

2.13. ENSAMBLAJE DEL PROTOTIPO

Una vez realizadas todas las piezas se procede al ensamblaje de la aeronave con los siguientes pasos:

- Primero se ubica en la parte de la cabina la placa de control que quede ubicada a 144,5 mm de la punta en la base, ya que al usar el control de la anterior aeronave y con la limitante de la distancia de las palancas para controlar los alerones, se debe ubicar de manera que estos no alteren el centro de masa de la aeronave, como se muestra en la figura 39.



Figura 39. Ubicación de la placa de control en la UAV.

- Luego las barras para control de giro y sustentación se las debe conectar al nano servo ubicado en la placa de control y la otra punta se debe ubicar en la cola y el alerón en la parte movable para que sea más fácil de controlar, esto se muestra en la figura 40.



Figura 40. Placa de control.

- Se conecta el motor de la hélice a la placa de control y se ubica el motor en el agujero ubicado en la parte superior de la cabina, asegurándolo en este lugar y en el eje del motor se ubica la hélice, esto se muestra en la figura 41.



Figura 41. Ubicación del motor.

- Finalmente, se ubica las palancas para controlar los alerones en cada uno de estos, ubicándolos en el mismo lugar que se encontraban en el dron adquirió, esto se muestra en la figura 42.



Figura 42. Ubicación de las palancas en los alerones.

CAPÍTULO 3

ANÁLISIS DE RESULTADOS

3.1. MEDIDAS DEL DRON

En esta sección solo se indicarán las medidas generales del dron como es la envergadura y el fuselaje, las medidas específicas del mismo se encontrarán en el anexo 3, donde se encuentran los planos del dron, entonces en la figura 43 y la figura 44 se observa estas medidas.

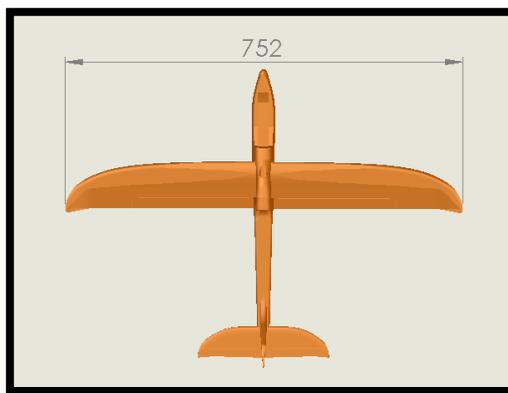


Figura 43. Medida de envergadura en (mm).

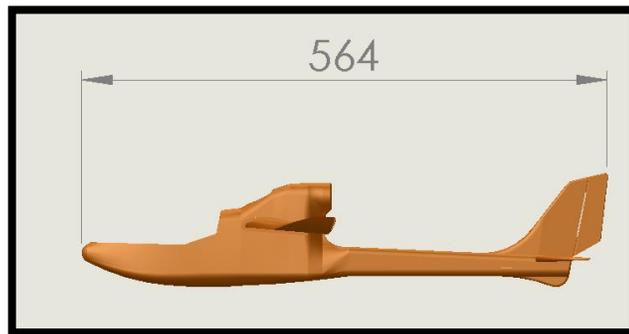


Figura 44. Medida Fuselaje en (mm).

Como se puede observar y en comparación con el diseño real las medidas han variado un poco en cuanto a la envergadura es 2 milímetros más grande y en cuanto al fuselaje es 1 milímetro más pequeño, factores que no afectaran a la aerodinámica del dron ya que son despreciables.

3.2. COMPARACIÓN ENTRE EL NUEVO MATERIAL Y EL ANTIGUO.

Como se puede observar en la tabla 29 se muestran las propiedades mecánicas del material con el que se adquirió el dron y el material con el que se fabricara el nuevo dron.

Tabla 29. Propiedades mecánicas del material antiguo vs. el nuevo

PROPIEDAD	EPO (Estados Unidos de América Patente n° 143,684, 1980)	RP + FCA (Guerreo et al. 2011)
Módulo elástico (MPa)	10,8	4962,94
Coefficiente de Poisson (Adimensional)	0,35	0,4
Módulo cortante (MPa)	4	17772,48
Densidad de masa (kg/m³)	950	1230
Límite de tracción (MPa)	0,6	56,61
Límite elástico (MPa)	0,6	56,61

Como se puede observar las propiedades mecánicas del material RP + FCA son más altas en todas las propiedades, su alto módulo de elasticidad es porque la deformación que nos va a permitir antes de llegar a su límite será mayor y en este caso que es la aplicación aeronáutica es una propiedad que necesariamente debe ser alta. Con relación a esto se puede decir que el material compuesto es mejor que el EPO, ahora bien, esto es cierto, pero más adelante se hará una comparativa de pesos para ver si el material compuesto no aumenta considerablemente el peso del dron.

3.2.1. COMPARACIÓN DE RESULTADOS DEL MATERIAL EPO Y EL MATERIAL COMPUESTO.

Los resultados obtenidos en la elaboración del análisis de elementos finitos y del cálculo de la sustentación se los mostrara en la tabla 30.

Tabla 30. Comparación de resultados obtenidos en el análisis de elementos finitos para los dos materiales.

Característica	EPO	RP + FC
Peso	0,82	0,96
Sustentación	10,24	15,29
Von Mises	3,22	4,85
Desplazamiento	2,34	3,54
Deformación	$3,86 \cdot 10^{-4}$	$5,82 \cdot 10^{-4}$
Factor de seguridad	1,18	1,17

Con estos datos se puede observar que a pesar de ser más pesado el material compuesto que el EPO, este presenta mejores características, por ejemplo, soporta un mayor esfuerzo antes de deformarse y además la deformación y desplazamiento permisibles son mayores en el material compuesto, pero el factor de seguridad se redujo, pero no es un valor de reducción tan considerable, en la sección 3.2.3 se mostrará la relación peso resistencia de los dos materiales.

3.2.2. ANALISIS DE PESOS

Para verificar el aumento de peso en cuanto al material nuevo y anterior se utilizará una herramienta de diseño que indicará los pesos del modelo con cada material, esto se muestra en la figura 45.

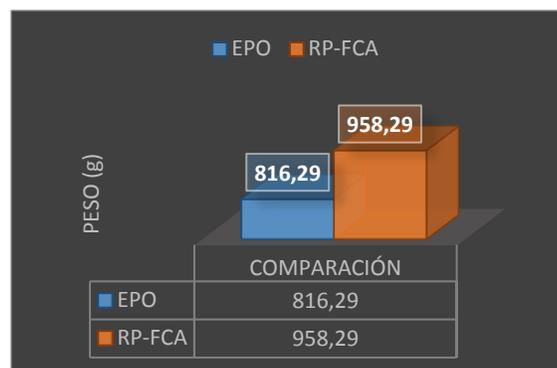


Figura 45. Comparación del peso del modelo con cada material.

Como se puede observar, el dron construido con el material compuesto aumenta en un 17,4 % con respecto al EPO, más adelante se verificará que este peso sea despreciable para que se pueda hacer las pruebas de vuelo del nuevo dron con el mismo motor del sistema de control original.

3.2.3. RELACION PESO – RESISTENCIA

Para obtener esta relación se realizó una gráfica que muestra que ganamos o perdemos al utilizar un material compuesto que es más pesado, esto se podrá ver en la figura 46.



Figura 46. Comparación relación peso - resistencia de los dos materiales.

Como se aprecia en la figura 46, el peso del material compuesto es más alto que el peso del material EPO, pero esto está siendo compensado por el hecho de que el material compuesto tiene una resistencia mayor al material EPO.

3.3. CALCULO DEL CENTRO DE MASA DEL NUEVO DRON

Se calculó el centro de masa de la nueva estructura con la finalidad de identificar si se generó un desplazamiento del centro de masa en comparación del dron adquirido.

El centro de masa de la aeronave original está ubicado a 108 mm tomando como referencia la punta del fuselaje (Cruz, 2016).

A continuación, en la tabla 25 se mostrará los pesos del dron vacío, el motor, el control, la batería y las palancas, al igual que en la figura 47 se muestra la medida de la ubicación de cada uno de los elementos en el dron, con esto se procederá al cálculo del momento que genera cada componente, el mismo que servirá para el cálculo del centro e masa, también se tomara en cuenta la gravedad que es $9,8 \text{ m/s}^2$.

La fuerza se encontrará con la ecuación 9 y el momento con la ecuación 10 (Mott, 2002).

$$F = m * g \text{ Ecuación 9.}$$

$$M = F * d \text{ Ecuación 10.}$$

Donde:

m= masa

g= gravedad

F= fuerza

d= distancia

M= momento

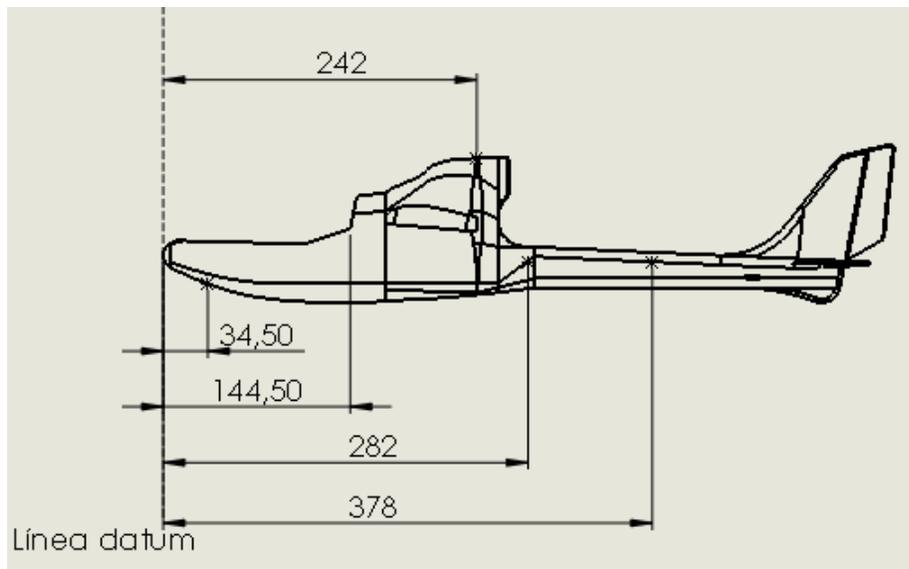


Figura 47. Medidas para encontrar el centro de masa en mm.

Tabla 31. *Calculo del momento total.*

Parte	Masa (kg)	Distancia (m)	Fuerza (N)	m*d (kg*m)	Momento (N*m)
Dron vacío	0,958	0,282	9,39	0,27	2,65
Motor	0,021	0,242	0,205	5,08x10 ⁻³	0,049
Control	0,015	0,145	0,147	2,18x10 ⁻³	0,021
Batería	0,025	0,035	0,245	8,75x10 ⁻⁴	8,57x10 ⁻³
Palancas	0,015	0,378	0,147	5,67x10 ⁻³	0,056
TOTAL				0,283	2,785

Con estos resultados de la tabla 31 se encuentra el centro de masa (Cm) haciendo uso de la ecuación 11 (Muñoz, 2013).

$$Cm = \frac{m_T * d_T}{M_T} \quad \text{Ecuación 11}$$

$$Cm = \frac{0,283 \text{ kg} * m}{2,785 \text{ N} * m}$$

$$Cm = 0,102 \text{ m} = \mathbf{102 \text{ mm}}$$

El centro de masa se ha desplazado 6 mm valor que se encuentra dentro de los límites permitidos para que sea un centro de masa aceptable (Raymer, 1992).

3.4. PIEZAS EN POLVO CERAMICO

Las piezas obtenidas en la impresión 3D en polvo cerámico se los muestra en las figuras 48, 49 y 50.

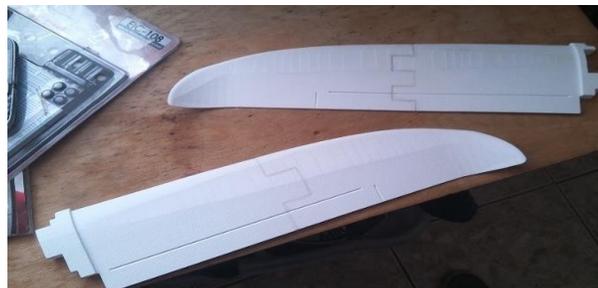


Figura 48. Alas en polvo cerámico



Figura 49. Fuselaje en polvo cerámico



Figura 50. Tapa de la cabina en polvo cerámico

3.5. MOLDES DE SILICÓN

A continuación, se muestran en las figuras 51, 52, 53, 54, 55 y 56 las piezas obtenidas en el proceso de producción de moldes de silicón de cada pieza,



Figura 51. Molde ala derecha.



Figura 52. Molde de ala izquierda



Figura 53. Molde del Fuselaje.



Figura 54. Molde de la cola



Figura 55. Molde del alerón cola



Figura 56. Molde de la tapa Cabina

3.6. PIEZAS CON EL MATERIAL COMPUESTO

A continuación, se indican las piezas terminadas en resina poliéster reforzado con fibra de cabuya, en las figuras 57, 58, 59, 60 y 61.



Figura 57. Alas en material compuesto



Figura 58. Fuselaje con material compuesto



Figura 59. Cola con material compuesto



Figura 60. Alerón cola con material compuesto



Figura 61. Tapa cabina con material compuesto

3.7. DRON ENSAMBLADO

En las figuras 62 y 63 se pueden observar en dron ensamblado y el dron pintado respectivamente.



Figura 62. Dron ensamblado



Figura 63. Dron pintado.

3.8. PRUEBAS DE VUELO

Las pruebas de vuelo se las realizo con el motor del dron adquirido, teniendo en cuenta que el nuevo dron aumento el peso considerablemente, en la tabla 32 se muestra los resultados de las pruebas de vuelo con el motor del dron adquirido.

Tabla 32. *Pruebas de vuelo.*

Prueba	Observación
1	El dron tiende a planear, pero cae por falta de potencia del motor.
2	El dron no planeo y cae de punta.
3	El dron planea y gira hacia la izquierda luego cae por que el motor no es suficiente para la nueva estructura.

3.9. ANÁLISIS DE COSTOS DEL PROYECTO

Los costos que intervinieron directamente e indirectamente en la construcción de una estructura de soporte para una aeronave no tripulada aplicando ingeniería inversa, utilizando material de matriz de resina poliéster reforzado con fibra natural de cabuya. Indicados en la tabla 33.

Tabla 33. *Análisis de costos del proyecto.*

Detalle	Costos (\$)
Dron Wltoys F959	300
Materiales	602,70
Material de oficina	150
Internet	30
Transporte	150
TOTAL	1232,70

CAPÍTULO 4

CONCLUSIONES Y RECOMENDACIONES

CONCLUSIONES

- Se determinó, a partir de la sustentación, el efecto de las fuerzas que actúan sobre la aeronave, obteniendo como punto crítico la junta entre el ala y el fuselaje del dron; que se verificó mediante cálculos y simulación.
- A través de la aplicación de la casa de calidad se detectó que el material compuesto con fibra de cabuya y matriz resina poliéster elaborado con el método de pre – impregnados con configuración tipo tejido a 0° y 45° posee mejores propiedades físicas y mecánicas aptas para la construcción de estructuras.
- El análisis de elementos finitos permitió obtener cuáles son los valores máximos de esfuerzo, desplazamiento, deformación y factor de seguridad, que permitieron constatar que el material compuesto de resina y cabuya es mejor que el material EPO, ya que el dron aumento su peso, pero al mismo tiempo aumento su resistencia.
- Se obtuvo las curvas aerodinámicas del dron adquirido y se aplicó la ingeniería inversa para obtener el modelo geométrico de la nueva aeronave no tripulada sin modificar las curvas aerodinámicas, reconociendo un perfil alar RAF 6 y un tipo de ala elíptica.
- Se manufactura la estructura mecánica del dron manteniendo las curvas aerodinámicas mediante el proceso de moldeo por pre - impregnado de fibra, logrando obtener piezas con una tolerancia promedio del $\pm 0,99$ mm.

RECOMENDACIONES

- Se recomienda la continuación de la investigación con la implementación de un control del avión con la mayoría de materiales ecuatorianos.
- Se sugiere realizar diferentes ensayos de cada una de las piezas elaboradas para comprobar los límites de las mismas.
- Se recomienda siempre seguir las indicaciones de mezclas de productos con sus catalizadores ya que si no se hace de la manera adecuada puede dañarse el proceso.
- Se debe elaborar los moldes en un ambiente abierto donde las temperaturas no excedan los 18 °C, si excede esta temperatura el caucho silicón se endurecerá antes de tiempo.
- Se recomienda utilizar un motor de mayor potencia para lograr un vuelo estable.

BIBLIOGRAFÍA

- Airfoil Tools*. (2017). Obtenido de RAF 6 AIRFOIL:
<http://airfoiltools.com/airfoil/details?airfoil=raf6-il>
- Asensio, J., Perez, F., & Moran, P. (2008). *U.A.V. Beneficios y Límites*. I.E.S. Leonardo Da Vinci. Madrid - España: I.E.S. Leonardo Da Vinci.
- Cameron, B. (2005). CONSTRUCCION Y MANTENIMIENTO AEROESPACIAL. En *ENCICLOPEDIA DE SALUD Y SEGURIDAD EN EL TRABAJO*.
- Castaño, F. (2013). *Materiales Utilizados en la Industria Aeronáutica*. España: Fernando Castaño Membrives.
- Castro, N. J., Coronado, W., & Perez, L. (2013). *Diseño estructural del fuselaje, ala central, union de ala - fuselaje para un UAV*. Bogota D.C. - Colombia: Universidad de San Buenaventura.
- Chalaye, H. (2002, febrero). Los materiales compuestos - Dinamismo e innovación. (Sessi, Ed.) *Le 4 Pages des statistiques industrielles*, 158.
- Comercio, E. (2012, Noviembre 14). Ecuador invierte en producción propia de aviones no tripulados de bajo costo. *El Comercio*.
- Cruz, R. (2016, Julio 26). *Análisis WLToys F959 Sky King en español: Un buen Avion RC barato*. Obtenido de MUNDODRON: <http://mundodron.net/analisis-wltoys-f959-sky-king-en-espanol-un-buen-avion-rc-barato/>
- El Diario, E. (2015, Marzo 03). *La Comisión de Tránsito usará drones*. Obtenido de eldiario.ec: <http://www.eldiario.ec/noticias-manabi-ecuador/348378-la-comision-de-transito-usara-drones/>
- Geomagic. (2016). *Geomagic*. Obtenido de Geomagic Capture: <http://www.geomagic.com/es/products/capture/overview/>
- Gil, A. (2012). *Guia de manejo de resinas*. Antioquia.

- Guerrero, V. H., Dávila, J., Galeas, S., Ponton, P., Rosas, N., Sotomayor, V., & Valdivieso, C. (2011). *Nuevos Materiales: aplicaciones estructurales e industriales* (1era ed.). (V. H. Guerrero, Ed.) Quito: Imprefepp.
- Herrera, M. (2015). Obtención de materiales compuestos de matriz polimérica formulados incorporando tejidos y no tejidos de fibras naturales. Quito: EPN.
- Hoa, S. (2009). *Principles of the manufacturing of composite materials*. Estados Unidos: DEStech Publications.
- Levy, F. (2006). *Compósitos estruturais: Ciência e tecnologia* (1era ed.). São Paulo, Brasil: Edgard Blücher.
- Lucena, M., Suarez, A., & Zamudio, I. (2009). Desarrollo de un material compuesto a base de fibras de bambú para Aplicaciones aeronáuticas. *Metalurgia y materiales*, 1(3).
- Mireles, R. (2007). Implementación del despliegue de la función de calidad. Hidalgo, México.
- Mott, R. (2002). *Diseño de Elementos de Máquinas* (2nd ed.). México: Mc Graw-Hill.
- Muñoz, M. (2013). *Manual de vuelo*. Obtenido de Principios básicos: <http://www.manualvuelo.com/PBV/PBV12.html>
- Notiamerica. (2014, Enero 1). *Ecuador crea su primer 'drone'*. Obtenido de notiamerica.com: <http://www.notimerica.com/sociedad/tecnologia-ciencia/noticia-ecuador-ecuador-crea-primer-drone-confia-exportarlo-toda-region-20140112000559.html>
- Ochoa, K. (2015, Diciembre 23). Cuatro jóvenes cuencanos fabrican drones de alta potencia y grabación. *Metro Ecuador*.
- Olmedo, J. (2008). *Diseño de una estructura tipo cáscara basados en materiales compuestos laminares utilizando el método de elementos finitos*. Quito - Ecuador: Escuela Politécnica Nacional - Facultad de Ingeniería Mecánica.
- Pickering, K. (2008). *Properties and performance of natural-fibre composites*. New York: Woodhead Publishing Limited.

PlanV, & CIJA. (2014, Agosto 11). *Investigación*. Obtenido de Plan V: <http://www.planv.com.ec/investigacion/investigacion/drogas-ecuador-perdio-el-mar/pagina/0/3>

Poliacrilart. (2015). Sintanol 2074.

Raymer, D. (1992). *Aircraft desing: A conceptual Approach* (Segunda ed.). (A. f. technology, Ed.) Ohio: Education series.

Sanjay, K. (2002). *Composites manufacturing, Materials, Product, and Process Engineering*. Estados Unidos: CRC Press.

Shimba, H., Suzuki, F., & Yuto, M. (1980). *Estados Unidos de América Patente nº 143,684*.

Universo, E. (2015, 01 10). *El Universo*. Obtenido de <http://www.eluniverso.com/2010/03/27/1/1360/medico-guayaquileno-fabrica-protesis-bionicas.html>

Vila, O. (2011). *Modelización de aeronaves no tripuladas con Simulink*. España: Escuela Universitaria de Ingeniería Técnica Aeronáutica.

Zitnik, J. (s.f.). AERODINÁMICA. *MANUAL DE VUELO*.

ANEXOS

ANEXO 1: Hoja técnica de la resina poliéster Sintapol 2074



SINTAPOL 2074

SINTAPOL 2074 es una resina de poliéster insaturado tipo ortoftáltico de altos sólidos para uso general.

Características:

Resina de alto contenido de sólidos.	Alta viscosidad.
Muy buen balance entre dureza y flexibilidad.	Excelente resistencia al impacto.
Exotérmico moderado que evita distorsiones por exceso de calor.	Reducida contracción.
Muy buena humectación de fibra de vidrio.	Muy buena compatibilidad con cargas minerales.

Aplicaciones:

SINTAPOL 2074 es recomendada para todo tipo de productos reforzados con fibra de vidrio para uso industrial o artesanal. También se aplica para revestimientos y productos colados con carga mineral como mármol sintético, bolas de billar y tacos de señalización del tránsito.

Propiedades de la resina líquida:	
Apariencia:	Transparente, levemente amarilla
% No volátiles:	72 -74 %
Viscosidad Gardner:	Y - Z
Viscosidad Brookfield:	2000 a 3000 cps
Numero acidez	Max 40
Propiedades de curado:	
Tiempo de gel (100g a 25°C, con 0,2g Co al 12%, 1,5ml MEK peróxido)	10 + - 3 min
Temperatura de Exotermia:	130 a 140 °C

Suministro: SINTAPOL 2074 se envasa en tambores metálicos de 230kg neto.

Almacenamiento: La resina de poliéster debe almacenarse en tambores cerrados, bajo techo y a una temperatura máxima de 25°C. Bajo estas condiciones la resina tiene una estabilidad de 3 meses desde la fecha de venta. En condiciones más calientes (alrededor de 30°C) se debe usar el producto preferiblemente hasta los 2 meses de la misma fecha.

ANEXO 2: Dron adquirido



		750mm
		565mm
		95g
		N60
		7.4v 300mah 20c