

UNIVERSIDAD SAN FRANCISCO DE QUITO USFQ

Colegio de Ciencias e Ingenierías

Diseño y Fabricación del Elevador de un Vehículo Aéreo No Tripulado

con Materiales Compuestos

Proyecto Técnico

Milton Gustavo Pozo Vega

Ingeniería Mecánica

Trabajo de titulación presentado como requisito
para la obtención del título de Ingeniero Mecánico

Quito, 18 de julio de 2018

UNIVERSIDAD SAN FRANCISCO DE QUITO USFQ
COLEGIO DE CIENCIAS E INGENIERÍAS

**HOJA DE CALIFICACIÓN
DE TRABAJO DE TITULACIÓN**

**Diseño y Fabricación del Elevador de un Vehículo Aéreo No Tripulado
con Materiales Compuestos**

Milton Gustavo Pozo Vega

Calificación:

Nombre del profesor, Título académico

Lorena Bejarano, Ph. D.

Firma del profesor

Quito, 18 de julio de 2018

Derechos de Autor

Por medio del presente documento certifico que he leído todas las Políticas y Manuales de la Universidad San Francisco de Quito USFQ, incluyendo la Política de Propiedad Intelectual USFQ, y estoy de acuerdo con su contenido, por lo que los derechos de propiedad intelectual del presente trabajo quedan sujetos a lo dispuesto en esas Políticas.

Asimismo, autorizo a la USFQ para que realice la digitalización y publicación de este trabajo en el repositorio virtual, de conformidad a lo dispuesto en el Art. 144 de la Ley Orgánica de Educación Superior.

Firma del estudiante:

Nombres y apellidos:

Milton Gustavo Pozo Vega

Código:

00109015

Cédula de Identidad:

175026291-5

Lugar y fecha:

Quito, 18 de julio de 2018

RESUMEN

La alta inversión que se ha realizado en el país en los vehículos aéreos no tripulados (UAV's) y la necesidad de estructuras ligeras para su construcción, ha hecho que se requiera implementar el uso de materiales compuestos para su fabricación. Además, hay elementos críticos para el funcionamiento de los UAV's que permiten el cambio de dirección durante su vuelo. Dichos elementos críticos son conocidos como superficies de control, las cuales deben soportar cargas aerodinámicas y al mismo tiempo deben ser estructuras ligeras y resistentes. Por esta razón, este proyecto de titulación se enfoca en el diseño y fabricación de una superficie de control. Específicamente el elevador para el mini piquero Galápagos – UAV, el cual es fabricado y diseñado con materiales compuestos.

La elaboración de este trabajo de titulación consistió en realizar el dimensionamiento de la pieza, posteriormente un análisis aerodinámico con el fin de obtener la magnitud de las fuerzas que actúan sobre el elevador. Luego, se construyó tres tipos de materiales compuestos diferentes. Para lo cual, se determinó sus propiedades teóricas y posteriormente mediante ensayos de tracción ASTM D3039 y ensayos de flexión ASTM D790 se obtuvo sus propiedades experimentales. Mediante el software Inventor se diseñó 3 tipos de moldes para la manufactura del elevador, los cuales fueron fabricados en hierro negro A36, ABS (acrolonitrilo butadieno estireno) y fibra de vidrio con resina poliéster. Finalmente, se fabricó el elevador con un material compuesto híbrido y se hizo un análisis de costos.

Palabras claves: UAV's, elevador, materiales compuestos, superficies de control, fibra de vidrio, fibra de carbono, resina epoxica.

ABSTRACT

The high investment that has been made in the country in unmanned aerial vehicles (UAV's) and the need for light structures for its construction, has made it necessary to implement the use composite materials for its manufacture. In addition, there are critical elements for the operation of UAV's that allow change of direction during flight. These critical elements are known as control surfaces, which must support aerodynamic loads and at the same time must be light and resistant structures. For this reason, this project seeks to design and manufacture a control surface. Specifically the elevator for the mini piquero Galápagos - UAV, which is manufactured and designed with composite materials.

The elaboration of this project consisted in dimensioning of the piece to be designed, carry out an aerodynamic analysis in order to obtain the magnitude of the forces acting on the elevator. Then, three different types of composite materials were manufactured. For which, its theoretical properties were determined and subsequently by means of ASTM D3039 tensile tests and ASTM D790 flexion tests, its experimental properties were obtained. Through Inventor software, 3 types of molds were designed for the manufacture of the elevator, which were manufactured in black iron A36, ABS (acrylonitrile butadiene styrene) and fiberglass with polyester resin. Finally, the elevator was manufactured with a hybrid composite material and a cost analysis was made.

Keywords: UAV's, elevator, composite materials, control surfaces, fiberglass, carbon fiber, epoxy resin.

TABLA DE CONTENIDO

RESUMEN	4
ABSTRACT.....	5
INTRODUCCIÓN	10
METODOLOGÍA.....	14
Selección del perfil alar y dimensionamiento	14
Fuerzas sobre el elevador.....	16
Material Compuesto.....	21
Materiales.....	21
Diseño de láminas.....	22
Diseño del laminado.....	24
Moldes.....	33
Metal.....	33
Impresión 3D.....	35
Material compuesto.....	38
Fabricación de las probetas.....	39
Pruebas ASTM.....	41
Procedimiento experimental para el ensayo de tracción.....	41
Procedimiento experimental para los ensayos de flexión.....	42
Método de fabricación	44
Materiales.....	45
Fabricación del elevador.....	45
RESULTADOS Y DISCUSIONES.....	55
Ensayos de tracción.....	55
Ensayos de Flexión	59
CONCLUSIONES Y RECOMENDACIONES	66
REFERENCIAS.....	70

ÍNDICE DE TABLAS

Tabla 1. Dimensiones del estabilizador horizontal y el elevador.	16
Tabla 2. Propiedades del aire a 2800 metros de altura y 25°C.	17
Tabla 3. Dimensiones de la barra con sección rectangular hueca.	20
Tabla 4. Propiedades de la resina epoxica y endurecedor West System 105/207.	22
Tabla 5. Propiedades de la fibra de vidrio y fibra de carbono.	22
Tabla 6. Propiedades teóricas de compuestos de fibra de carbono, fibra de vidrio e híbrido..	24
Tabla 7. Espesor de cada lámina, distancias entre la mitad de cada lámina y el plano medio.	27
Tabla 8. Propiedades mecánicas teóricas de los 3 diferentes laminados.	29
Tabla 9. Dimensiones del molde para especímenes.	40
Tabla 10. Parámetros del espécimen para tracción.	42
Tabla 11. Parámetros del espécimen para flexión.	43
Tabla 12. Costo de materiales utilizados para el elevador.	52
Tabla 13. Masas y costos para la fabricación del elevador.	53
Tabla 14. Costo y tiempo de fabricación de los moldes.	53
Tabla 15. Costo de los instrumentos para la fabricación.	54
Tabla 16. Costo de cada fase de la fabricación.	54
Tabla 17. Propiedades a tracción de fibra de carbono obtenidas experimentalmente.	56
Tabla 18. Propiedades a tracción del híbrido obtenidas experimentalmente.	57
Tabla 19. Propiedades a tracción de fibra de vidrio obtenidas experimentalmente.	58
Tabla 20. Propiedades a flexión de fibra de carbono obtenidas experimentalmente.	60
Tabla 21. Propiedades a flexión del híbrido obtenidas experimentalmente.	61
Tabla 22. Propiedades a flexión de fibra de vidrio obtenidas experimentalmente.	62
Tabla 23. Comparación entre el módulo de elasticidad teórico y experimental para ensayos de tracción.	64

ÍNDICE DE FIGURAS

Figura 1. Superficies de control y sus ejes.....	12
Figura 2. Posicionamiento del elevador en el estabilizador horizontal.	13
Figura 3. Parámetros para el diseño de un elevador.	15
Figura 4. a) Fuerza en el centro de presiones. b) Fuerzas iguales para mantener estabilidad. c) Fuerzas resultantes sobre el perfil.....	16
Figura 5. Coeficiente de arrastre (C_d) vs. ángulo de ataque (α).....	18
Figura 6. Coeficiente de sustentación (C_l) vs. ángulo de ataque (α).....	18
Figura 7. Coeficiente de momento (C_m) vs. ángulo de ataque (α).	19
Figura 8. Fuerza aplicada sobre el elevador.....	20
Figura 9. Proceso de fabricación de un laminado.	21
Figura 10. Sistema de coordenadas en una lámina.	23
Figura 11. Configuración del laminado.	25
Figura 12. Espesor del laminado y distancias con el plano medio.	27
Figura 13. Ángulo de salida de los moldes.	33
Figura 14. Elevador modelado en 3D.	34
Figura 15. a) Uso de la herramienta combinar. b) Molde de la pieza.....	34
Figura 16. a) Molde sin acabar. b) Molde finalizado.....	35
Figura 17. Posicionamiento de las piezas en la impresora 3D.....	36
Figura 18. Porosidad causada por impresiones 3D.....	36
Figura 19. a) Molde sin tratar. b) Molde tratado.....	37
Figura 20. a) Pieza fabricada en madera b) Aplicación del gelcoat. c) molde fabricado.....	39
Figura 21. Parámetros del molde para especímenes. a) Esquema b) real	39
Figura 22. a) Panel de fibra de carbono. b) Panel de fibra de vidrio. c) Panel híbrido.....	40
Figura 23. a) Especímenes para flexión. b) Especímenes para tracción.....	41
Figura 24. Dimensiones del espécimen para tracción.....	41
Figura 25. Montaje del espécimen para ensayo de tracción.	42
Figura 26. Dimensiones del espécimen para flexión.	43
Figura 27. Montaje del espécimen para ensayo de flexión a 3 puntos.	43
Figura 28. Funcionamiento de la bomba de vacío (Gougeon Brothers, 2010, p.1).....	44
Figura 29. Materiales para el método de fabricación de laminado manual asistido por vacío.	45
Figura 30. Fibras usadas para la fabricación.....	46

Figura 31. Preparación de la superficie del molde.....	46
Figura 32. Aplicación del desmoldante.	47
Figura 33. Área de trabajo del vacío.	47
Figura 34. Preparación de la resina.....	48
Figura 35. Laminado sobre los moldes.	49
Figura 36. Forma del perfil.	49
Figura 37. Vacío interno de las piezas.	50
Figura 38. Ensamblaje de las piezas.	50
Figura 39. Elevadores con material sobrante.....	51
Figura 40. Elevadores finales.....	51
Figura 41. Diagramas Esfuerzo-Deformación para los especímenes CT1, CT2, CT3, CT4 y CT5.	55
Figura 42. Diagramas Esfuerzo-Deformación para los especímenes CVT1, CVT2, CVT3, CVT4 y CVT5.....	57
Figura 43. Diagramas Esfuerzo-Deformación para los especímenes VT1, VT2, VT3, VT4 y VT5.	58
Figura 44. Diagramas Esfuerzo-Deformación para los especímenes CF1, CF2, CF3, CF4 y CF5.....	59
Figura 45. Diagramas Esfuerzo-Deformación para los especímenes CF1, CF2, CF3, CF4 y CF5.....	60
Figura 46. Diagramas Esfuerzo-Deformación para los especímenes CVF1, CVF2, CVF3, CVF4 y CVF5.	61
Figura 47. Diagramas Esfuerzo-Deformación para los especímenes VF1, VF2, VF3, VF4 y VF5.	62
Figura 48. Diagramas Esfuerzo-Deformación para los especímenes CF1, CF2, CF3, CF4 y CF5.....	63

INTRODUCCIÓN

El uso de materiales compuestos a nivel industrial fue desarrollado a partir de los años 1970, siendo muy útiles en el campo de la construcción de estructuras ligeras y de alta resistencia como las que se utilizan en la industria aeroespacial (FAA, 2012, p. 7-2). En los últimos 40 años los materiales compuestos, principalmente constituidos por polímeros y cerámicos han sido los materiales dominantes en el mercado mundial. Esto se debe a que son materiales resistentes y muy ligeros en comparación a su principal competidor que son los metales (Dávila et al., 2011, p.45).

Los materiales compuestos son la mezcla de dos o más materiales que tienen diferentes características, por ejemplo, la combinación de fibras (cerámico) que tienen alto módulo de rigidez, con resinas dúctiles (polímero) que le dan flexibilidad. Produciendo un material con resistencia y módulo de elasticidad cercana a la de las fibras y con la ductilidad de un polímero (Hull & Clyne, 1996, p. 2-3). Uno de los refuerzos más utilizados es la fibra de vidrio, debido a su bajo costo, alta disponibilidad y sus propiedades. La fibra de carbono también proporciona alta resistencia, sin embargo en comparación a las fibras de vidrio su costo es elevado. Además de las fibras de vidrio y de carbono, ya mencionadas, existen otros tipos de materiales de refuerzo que se utilizan en los materiales compuestos.

Existen materiales compuestos que se encuentran en la naturaleza tales como la madera que es la combinación de fibras largas de celulosa y recubiertas por una matriz de material denominado lignina y hemicelulosa, otro ejemplo que se encuentra en la naturaleza son los huesos que están compuestos por la combinación de colágeno con hidroxiapatita (Dávila et al., 2011, p.46). Un ejemplo claro de cómo se ha desarrollado los materiales compuestos en estas últimas dos décadas es en el diseño del avión Boeing 787 Dreamliner en donde se utiliza polímero reforzado con fibra de carbono (CFRP), con lo cual se logra resistencia a la fatiga, resistencia a la corrosión y alta relación fuerza-densidad. Las

propiedades mecánicas mejoran en comparación con los metales convencionales, además las utilidades de los materiales compuestos han hecho que este avión contenga el 50% de su peso en material compuesto (Zhuguo, Yingchun, & Xupo, 2011, p. 2). En el Ecuador el uso de materiales compuestos está en sus etapas iniciales, debido al desconocimiento de sus propiedades y principalmente deficiencia en sus métodos de manufactura. El método de manufactura no se encuentra extensamente explicado, lo cual impide que una persona con conocimientos limitados en materiales compuestos pueda reproducir el proceso de fabricación en forma adecuada.

Los vehículos aéreos no tripulados o también conocidos como UAV's son aeronaves que no cuenta con tripulación humana y puede ser totalmente autónomo u operado por control remoto (CIGEPI, 2015, p.10). Estos fueron diseñados para uso militar, posteriormente fueron usados para otras aplicaciones tales como: supervisión de sembradíos, medición de variables ambientales, vigilancia de especies en peligro, evaluación de desastres naturales y mercadotecnia (Arteaga, 2016, p. 265).

En el año 2009, el gobierno del Ecuador adquirió 6 UAV's (dos vehículos Heron y cuatro Searcher) por un costo total de 22 millones de dólares. El uso de dichos drones fue para el control fronterizo de contrabando de combustibles. En el año 2013 con la inversión del gobierno se fabrica el prototipo UAV-1 Fénix con una inversión de \$140.000 dólares. En el mismo año se fabrica el modelo final conocido como UAV-2 Gavilán, el cual está construido en fibra de carbono y madera (Jiménez, Valenzuela, Cadavid, 2013, p. 69-71).

En el año 2012, la Universidad San Francisco de Quito se desarrolló su primer prototipo del avión Piquero - Galápagos UAV. El cual tenía como objetivo principal sobrevolar aguas territoriales de las islas para tener un control más profundo de cualquier actividad ilícita de pesca que pueda desarrollarse en el área. Para la fabricación de ciertas piezas en este prototipo se usaron materiales compuestos, específicamente se usó un

revestimiento de fibra de vidrio sobre piezas de piliestireno (López, 2012, p. 44). Posteriormente en el año 2013 y 2015 se hicieron rediseños del prototipo para reducir su peso, sin embargo se siguió usando el mismo método de manufactura.

Para que un UAV tenga un vuelo seguro es necesario que tenga la capacidad de control. El control se refiere a que el UAV pueda cambiar la dirección de vuelo en el aire. Para dicho propósito existen las superficies de control, el nombre común que reciben estas superficies en un avión son: alerón, elevador y timón. Las cuales son usadas para el control del vuelo longitudinal, transversal y vertical respectivamente (Sadraey, 2012, p. 631). Dichas superficies se pueden visualizar en la figura 1.

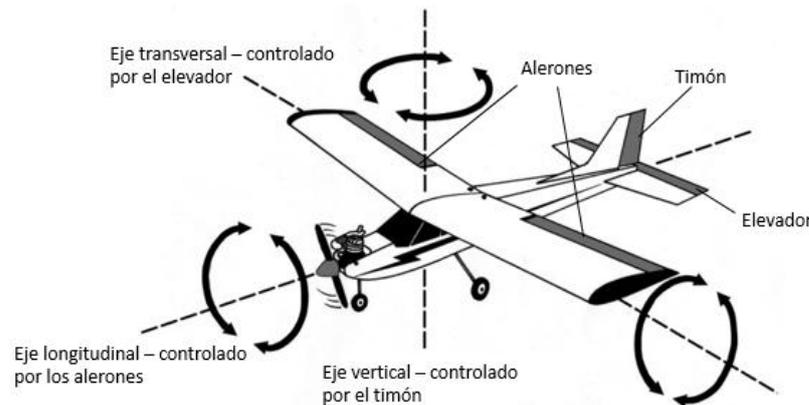


Figura 1. Superficies de control y sus ejes.

El objetivo de realizar este proyecto de titulación es diseñar y realizar la manufactura de una pieza del avión Piquero – Galápagos UAV. La pieza fabricada es el elevador que se encuentra en el estabilizador horizontal, como se puede visualizar en la figura 2. Para lo cual es necesario determinar las fuerzas que actúan sobre el elevador, por medio de un análisis aerodinámico. Posteriormente, conocidas las fuerzas se procede a diseñar el material compuesto. Mediante ensayos de tracción y flexión de 3 tipos de materiales compuestos diferentes, se decide cual es el más adecuado para la manufactura del elevador. Se realiza el diseño de los moldes con la forma del elevador. Finalmente, se procede a la fabricación del elevador.

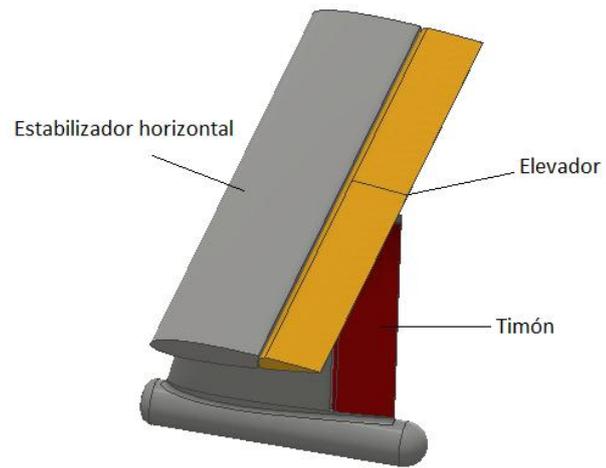


Figura 2. Posicionamiento del elevador en el estabilizador horizontal.

METODOLOGÍA

Selección del perfil alar y dimensionamiento

Para iniciar el diseño del elevador es necesario seleccionar su perfil alar. Para lo cual se parte del pre-diseño del último avión Piquero – Galápagos UAV construido. Las características del UAV son: funcionamiento a bajas velocidades, alta sustentación, bajo arrastre, costo mínimo, resistente y ligero. Las alas del avión Piquero – Galápagos UAV fueron diseñadas con el perfil NACA 2414, por lo cual para que el UAV tenga un vuelo estable es necesario que el estabilizador horizontal tenga un perfil alar con un menor arrastre y menor sustentación.

Mediante el uso de graficas del coeficiente de sustentación (C_l) vs. ángulo de ataque (α), coeficiente de arrastre (C_d) vs. ángulo de ataque (α) y coeficiente de momento (C_m) vs. ángulo de ataque (α); tomados a partir de Airfool Tools de diferentes tipos de perfiles alares, se seleccionó al perfil NACA 0012 como el indicado para el estabilizador horizontal y por ende para el elevador. La selección del perfil alar NACA 0012, se debe a que tiene coeficientes bajos de sustentación y de arrastre con respecto al perfil alar NACA 2414. Además, que al ser un perfil simétrico, permite que el vehículo aéreo no tripulado tenga estabilidad durante el vuelo.

Para el diseño del elevador es necesario establecer 7 parámetros: longitud del estabilizador horizontal (b_T), longitud del elevador (b_E), cuerda del estabilizador horizontal (C_T), cuerda del elevador (C_E), área plana del estabilizador horizontal (S_T), área plana del elevador (S_E) y la deflexión máxima (δ_{Emax}). Estos parámetros se pueden visualizar en la figura 3.

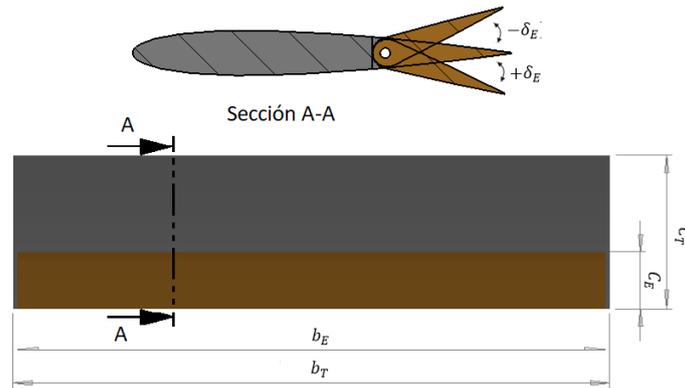


Figura 3. Parámetros para el diseño de un elevador.

Las dimensiones del estabilizador horizontal y el elevador están relacionadas mediante las ecuaciones (1), (2) y (3). Estas ecuaciones representan los valores usados para el diseño del elevador.

Para determinar la superficie plana del elevador, longitud del elevador, cuerda del elevador se usa las ecuaciones (1), (2) y (3) respectivamente:

$$\frac{S_E}{S_T} = 0.562 \quad (1) \quad \frac{S_E}{S_T} = 0.15 - 0.6$$

$$\frac{b_E}{b_T} = 0.981 \quad (2) \quad \frac{b_E}{b_T} = 0.8 - 1$$

$$\frac{C_E}{C_T} = 0.366 \quad (3) \quad \frac{C_E}{C_T} = 0.2 - 0.4$$

Donde (S_E) es la superficie plana del elevador, (S_T) el área plana del estabilizador horizontal, (b_E) es la longitud del elevador, (b_T) es la longitud del estabilizador horizontal, (C_E) es la cuerda del elevador y (C_T) es la cuerda del estabilizador horizontal.

Las dimensiones del estabilizador horizontal (b_T), cuerda del estabilizador horizontal (C_T) y área plana del estabilizador horizontal (S_T), son del pre-diseño del último avión Piquero – Galápagos UAV. Posteriormente con las formulas (1), (2) y (3) se obtiene las dimensiones que debe tener el elevador. Las dimensiones del estabilizador horizontal y el elevador se encuentran en la tabla 1.

Tabla 1. Dimensiones del estabilizador horizontal y el elevador.

Pieza	$S [mm^2]$	$b [mm]$	$C [mm]$	$\delta_{max} [^\circ]$
Estabilizador horizontal	51850	540	150	0
Elevador	29150	530	55	15

Fuerzas sobre el elevador

La fuerza aerodinámica generada por un perfil aerodinámico en un campo de flujo es determinada por la integral de la presión sobre la superficie del perfil. Dicha presión resultante se encuentra en el centro de presiones del perfil. Para transformarla en una fuerza es necesario multiplicar esta presión por el área del perfil alar. Además, para mantener la estabilidad es necesario trasladar dicha fuerza hacia el centro aerodinámico del perfil. Por lo que se agrega 2 fuerzas opuestas que producen esfuerzos cortantes en el centro aerodinámico. El centro aerodinámico se encuentra a 1/4 de distancia en la cuerda desde el borde de ataque. Donde las fuerzas agregadas que proporcionan estabilidad al elevador, generan un momento sobre el perfil. La fuerza resultante puede ser descompuesta en 2 fuerzas conocidas como sustentación y arrastre. Además, que debe sumarse un momento para compensar las fuerzas cortantes. (Sadraey, 2012, p. 175). Las fuerzas sobre el perfil se encuentran en la figura 4.

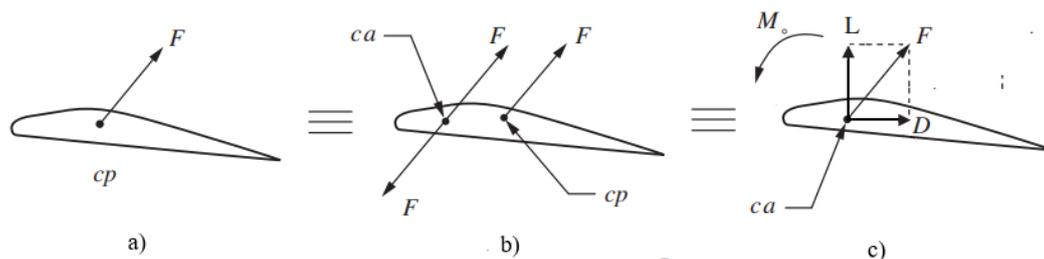


Figura 4. a) Fuerza en el centro de presiones. b) Fuerzas iguales para mantener estabilidad. c)

Fuerzas resultantes sobre el perfil.

La fuerza de sustentación, arrastre y momento son calculados con las siguientes ecuaciones respectivamente:

$$L = \frac{1}{2} \rho_o * V_e^2 * S * C_l = W = mg \quad (4)$$

$$D = \frac{1}{2} \rho_o * V_e^2 * S * C_d \quad (5)$$

$$M = \frac{1}{2} \rho_o * V_e^2 * S * C_m * c \quad (6)$$

Donde (L) es la fuerza de sustentación, (ρ_o) es la densidad del fluido, (V_e) es la velocidad a la que se encuentra el elevador, (S) es la superficie plana del elevador, (C_l) es el coeficiente de sustentación, (W) es el peso, (m) la masa, (g) la gravedad, (D) es el arrastre, (M) es el momento y (c) es la cuerda del elevador.

Para poder determinar los coeficientes de sustentación, arrastre y momento es necesario definir las condiciones de funcionamiento del mini piquero UAV. En este caso tiene una velocidad constante de 14 m/s, vuela a una altura de 2800 metros y a la temperatura de 25 °C. Para conocer las propiedades aerodinámicas del perfil NACA 0012 es necesario conocer el número de Reynolds al cual se encuentra el elevador. El número de Reynolds se determina mediante la siguiente ecuación:

$$Re = \frac{V * l}{\nu} \quad (7)$$

Donde (Re) es el número de Reynolds, (V) es la velocidad de fluido, (l) es la cuerda del elevador y (ν) es la viscosidad cinemática del fluido. El número de Reynolds es un valor necesario, ya que los coeficientes de sustentación, arrastre y momento varían a diferentes valores del número de Reynolds.

Para determinar las propiedades del aire, es necesario conocer la altura y la temperatura. Como ya se conocen estos parámetros, se usa el software XFLR5 y se obtienen los valores de la tabla 2.

Tabla 2. Propiedades del aire a 2800 metros de altura y 25°C.

Fluido	P [Pa]	ρ [kg/m ³]	μ [m/s ²]	ν [m/s ²]
Aire	71091.5	0.894834	1.75e-5	1.95e-5

Con las propiedades del aire de la tabla 2 se determinó que el número de Reynolds es $Re=39487$. Teniendo en cuenta que para valores del número de Reynolds inferiores a 500000, el perfil alar se encuentra en un régimen laminar (Vural, p. 1). Con el uso del programa XFLR5 se introduce el valor de Re para así poder determinar los coeficientes de sustentación, arrastre y momento a una deflexión del perfil alar de -15° y 15° . Las gráficas de C_d vs. α , C_l vs. α y C_m vs. α ; se encuentran en las figuras 5,6 y 7.

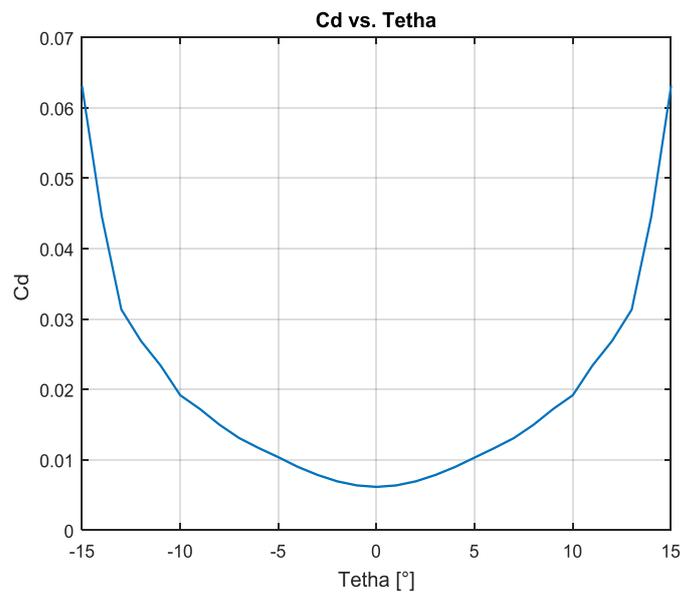


Figura 5. Coeficiente de arrastre (C_d) vs. ángulo de ataque (α).

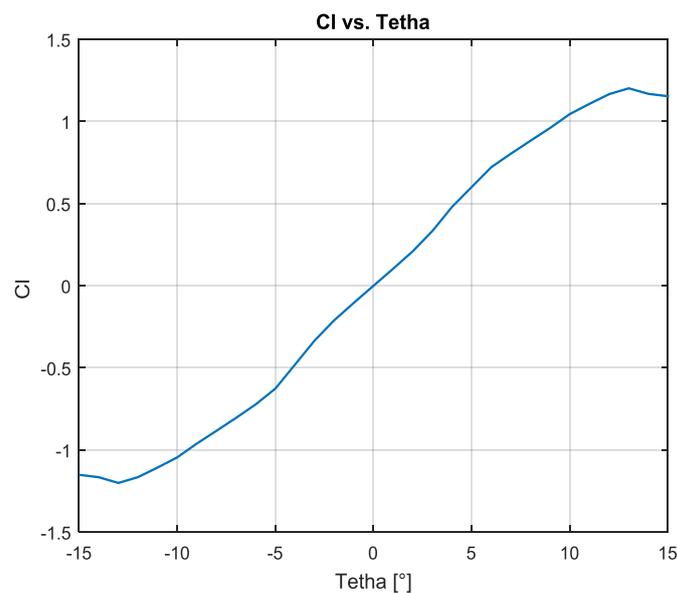


Figura 6. Coeficiente de sustentación (C_l) vs. ángulo de ataque (α).

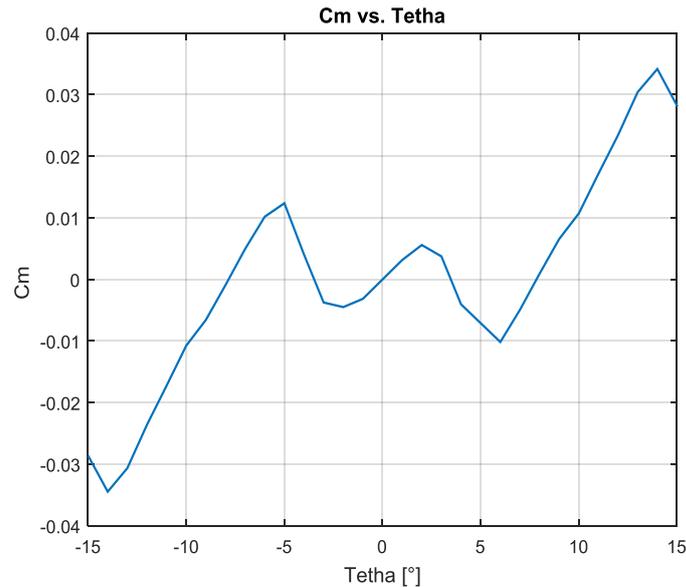


Figura 7. Coeficiente de momento (C_m) vs. ángulo de ataque (α).

Al observar las figuras 5,6 y 7 a una deflexión de 15° del elevador, se puede obtener los valores son los siguientes: $C_l = 1,15$, $C_d = 0,063$ y $C_m = 0,029$. Una vez determinados los coeficientes, se puede utilizar las ecuaciones (4), (5) y (6) para determinar las fuerzas que se ejercen sobre el elevador. Dando como resultado:

$$L=2,94\text{N}$$

$$D=0,197\text{N}$$

$$M=0,0040\text{N.m}$$

Con la ecuación (4) se puede determinar que el peso del elevador debe ser inferior a $m=300\text{g}$, para que cumpla su función de controlar el vuelo longitudinal. También, es necesario calcular el módulo de elasticidad que debe tener el material debido a la fuerza de sustentación que soporta el elevador. Por lo que se asume que el elevador es una barra con sección rectangular cuadrada hueca, con soportes en los extremos y una carga en el punto medio de la barra como se indica en la figura 8. La deflexión causada por la fuerza no puede ser mayor a 1mm .

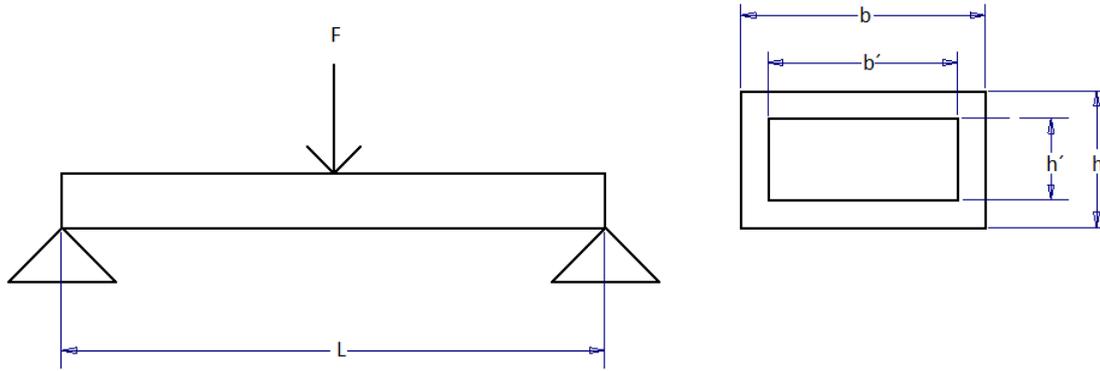


Figura 8. Fuerza aplicada sobre el elevador.

La deflexión de una viga está dada por la siguiente ecuación:

$$y = \frac{FL^3}{48EI} \quad (8)$$

Donde (y) es la deflexión, (F) es la fuerza de sustentación, (L) es la longitud, (E) es el módulo de elasticidad y (I) es la inercia de la viga. Para determinar la inercia de la viga se usa la siguiente ecuación:

$$I = \frac{1}{12}bh^3 - \frac{1}{12}b'h'^3 \quad (9)$$

Donde I es la inercia, b es la longitud horizontal exterior, b' es la longitud horizontal interna, h es la longitud vertical exterior y h' es la longitud vertical interna. Los valores para la ecuación (9) se encuentran en la tabla 3.

Tabla 3. Dimensiones de la barra con sección rectangular hueca.

L[m]	b[m]	b'[m]	h [m]	h' [m]
0.53	0.055	0.052	0.01136	0.00836

Después la ecuación (9) es despejada en función del módulo de elasticidad:

$$E = \frac{FL^3}{48yI} \quad (10)$$

Con las dimensiones de la tabla 3 y la ecuación (9) se determina que la inercia $I = 4,18E - 9m^3$ y mediante el uso de la ecuación (10) el módulo de elasticidad tiene un

valor de 2,18GPa. El valor del módulo del material compuesto a escoger debe ser superior, teniendo en cuenta la fracción volumétrica que se dará a las fibras y la matriz.

Material Compuesto

Para la fabricación del material compuesto es necesaria la combinación de 2 más constituyentes. La combinación de los constituyentes y su orientación, proporcionara una lámina. Con la aglomeración de diferentes láminas se conforma un compuesto laminado (Mallick, 2007). El proceso puede ser visualizado en la figura 9.

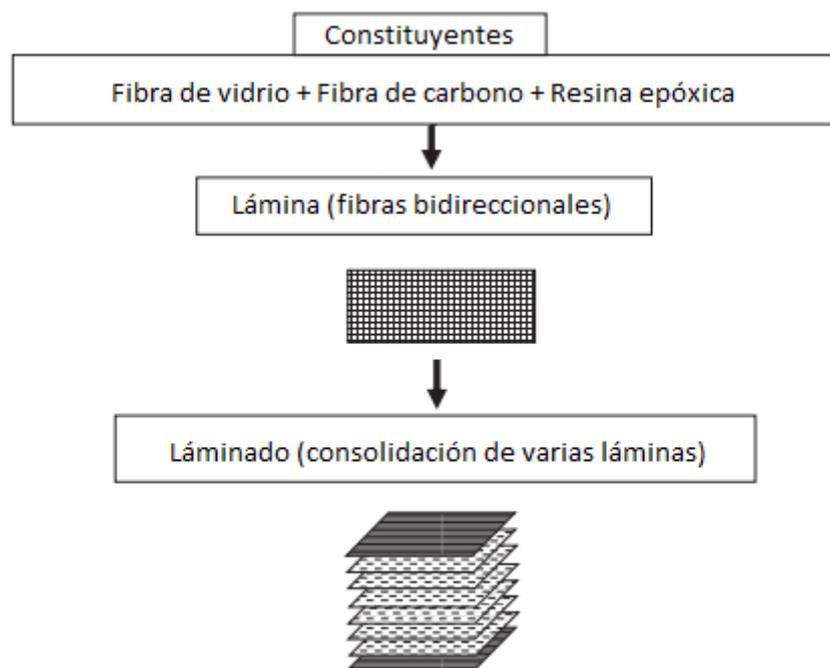


Figura 9. Proceso de fabricación de un laminado.

Materiales.

Resina epoxica y endurecedor.

Con el fin de obtener una mejor adherencia de las fibras en el compuesto se usa una matriz de resina termoestable. La resina a más de ser el aglutinante, proporciona las características necesarias para tener una contracción mínima durante el proceso de curado, protección de las fibras hacia el ambiente y reducción de burbujas internas entre el laminado.

Para que se realice la reacción química de curado es necesario el uso de un endurecedor, por lo cual se usa el sistema 105/207 del fabricante West System, el cual proporciona las propiedades mecánicas que se encuentran en la tabla 4.

Tabla 4. Propiedades de la resina epoxica y endurecedor West System 105/207.

Aspecto visual	Clara
Radio de mezcla por peso	3 partes de resina : 1 parte de endurecedor
Tiempo de vida útil	22 a 26 minutos
Tiempo de trabajo	110 a 120 minutos
Tiempo de curado para solidificación	10 a 15 horas
Tiempo de curado para máxima resistencia	1 a 4 días
Modulo a la tensión ASTM D-638	3.033 [GPa]
Modulo a la flexión ASTM D-790	2.840 [GPa]
Densidad	1,15 (g/cm^3)

Fibras.

Se seleccionó dos tipos de fibras para la manufactura del material compuesto. La primera es la fibra de vidrio de alta resistencia a la tracción (S-glass 2x2), debido a su resistencia química, bajo costo y fácil accesibilidad. Mientras que la otra, es la fibra de carbono (3K 2x2) la cual es ligera, tiene una alta rigidez y resistencia. Ambas fibras son tejidos planos (tejidos bidireccionales) lo cual permite una mejor orientación de las fibras; además que se obtiene propiedades iguales en la dirección axial y transversal. Los tejidos planos permiten que la resina se impregne con mayor facilidad entre las fibras. Las propiedades de ambas fibras se encuentran en la tabla 5.

Tabla 5. Propiedades de la fibra de vidrio y fibra de carbono.

Fibras	<i>E (GPa)</i>	<i>G (GPa)</i>	<i>ν</i>	<i>ρ(g/cm³)</i>
Fibra de vidrio	73.1	29.95	0.22	2.49
Fibra de carbono	231	23.1	0.2	1.76

Diseño de láminas.

Para determinar las propiedades de un laminado es necesario establecer un sistema de coordenadas sobre una lámina. Donde los ejes de coordenadas x,y,z son representados por los

números 1,2 y 3 respectivamente. En la figura 10 se puede visualizar el sistema de coordenadas en una lámina.

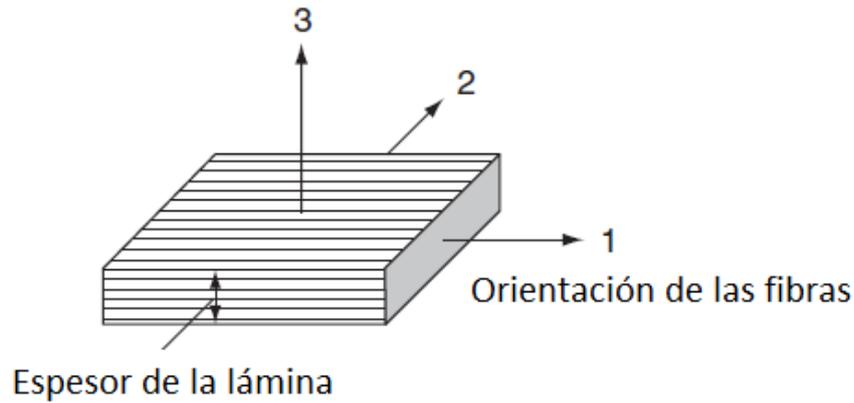


Figura 10. Sistema de coordenadas en una lámina.

Para caracterizar un material compuesto es necesario 9 propiedades elásticas independientes (Kaw, 2005, p. 96). El método más conocido para evaluar las propiedades de materiales compuestos es la ley de las mezclas. Mediante la ley de las mezclas se puede determinar las 9 propiedades elásticas independientes, por lo cual se usa las siguientes ecuaciones:

$$E_{11} = E_{22} = E_F * V_F + E_M * (1 - V_F) \quad (11)$$

$$E_{33} = \frac{E_F * E_M}{E_M * V_F + E_F * V_M} \quad (12)$$

$$G_{12} = G_{21} = \frac{G_F * G_M}{G_M * V_F + G_F * V_M} \quad (13)$$

$$G_{23} = \frac{E_{22}}{2 * (1 + \nu_{23})} \quad (14)$$

$$\nu_{12} = \nu_F * V_F + \nu_M * V_M \quad (15)$$

$$\nu_{21} = \frac{E_{22}}{E_{11}} * \nu_{12} \quad (16)$$

$$\nu_{23} = \nu_{32} = \nu_{12} \frac{(1 - \nu_{21})}{(1 - \nu_{12})} \quad (17)$$

Donde (E_{11}) es el módulo de elasticidad longitudinal en la dirección 1, (E_{22}) es el módulo de elasticidad longitudinal en la dirección 2, (E_{33}) es el módulo de elasticidad longitudinal en la dirección 3, (E_F) es el módulo de elasticidad longitudinal de la fibra, (V_F) es la fracción volumétrica de la fibra en el material compuesto, (V_M) es la fracción volumétrica de la resina en el material compuesto, (E_M) es el módulo de elasticidad longitudinal de la matriz en el material compuesto, (ν_{12}) es el coeficiente de poisson en el plano 12, (ν_{21}) es el coeficiente de poisson en el plano 21 y (ν_{23}) es el coeficiente en el plano 23 .

Para la fabricación del elevador, se propone 3 tipos de materiales diferentes. Por lo cual se selecciona como fibras: fibra de carbono [C], fibra de vidrio [G] y un híbrido entre ambas fibras [C/G]. Mientras que la matriz que mantiene las fibras unidas y les proporciona protección hacia el ambiente es una matriz termoestable conocida como resina epoxica. En la selección del material más óptimo para el elevador es necesario conocer las propiedades mecánicas teóricas de los materiales propuestos. Para determinar dichas propiedades se usa las ecuaciones (11), (12), (13), (14), (15), (16) y (17) y las propiedades de la matriz y fibras de las tablas 4 y 5. Las propiedades mecánicas teóricas de los 3 materiales propuestos se encuentran en la tabla 6.

Tabla 6. Propiedades teóricas de compuestos de fibra de carbono, fibra de vidrio e híbrido.

Fibras	$E_{11} = E_{22}$ [GPa]	E_{33} [GPa]	$G_{12} = G_{21}$ [GPa]	G_{23} [GPa]	ν_{12}	ν_{21}	ν_{23}
C	71,423	4,309	1,581	35,712	0,277	0,017	0,376
C/G	47,738	4,324	1,607	23,869	0,28	0,025	0,379
G	24,053	4,257	1,589	12,027	0,283	0,05	0,375

Diseño del laminado.

Una vez conocidas las propiedades de las 3 diferentes tipos de láminas, se procede a determinar el comportamiento del material cuando son acopladas varias láminas conformando un laminado. Las direcciones de las fibras se encuentran en el plano x, y. Al

ser fibras planas bidireccionales estas se encontraran en ambas direcciones del plano. Por lo que el tejido es totalmente ortotrópico. Debido a las fuerzas descritas anteriormente que actúan sobre el elevador, se escoge que la orientación de las fibras sea 0° y 90° . Además, el laminado tendrá un total de 8 láminas para así obtener un material rígido y que no sobrepase el límite de peso que debe tener el elevador. La configuración inicial del laminado puede visualizarse en la figura 11. También, será un material simétrico con respecto a su plano medio ya que durante la manufactura los materiales compuestos asimétricos tienden a pandearse. Por lo cual se realizó 3 tipos de laminados diferentes: Fibra de carbono con resina epoxica, fibra de vidrio con resina epoxica y un híbrido entre fibra de vidrio, fibra de carbono y resina epoxica.

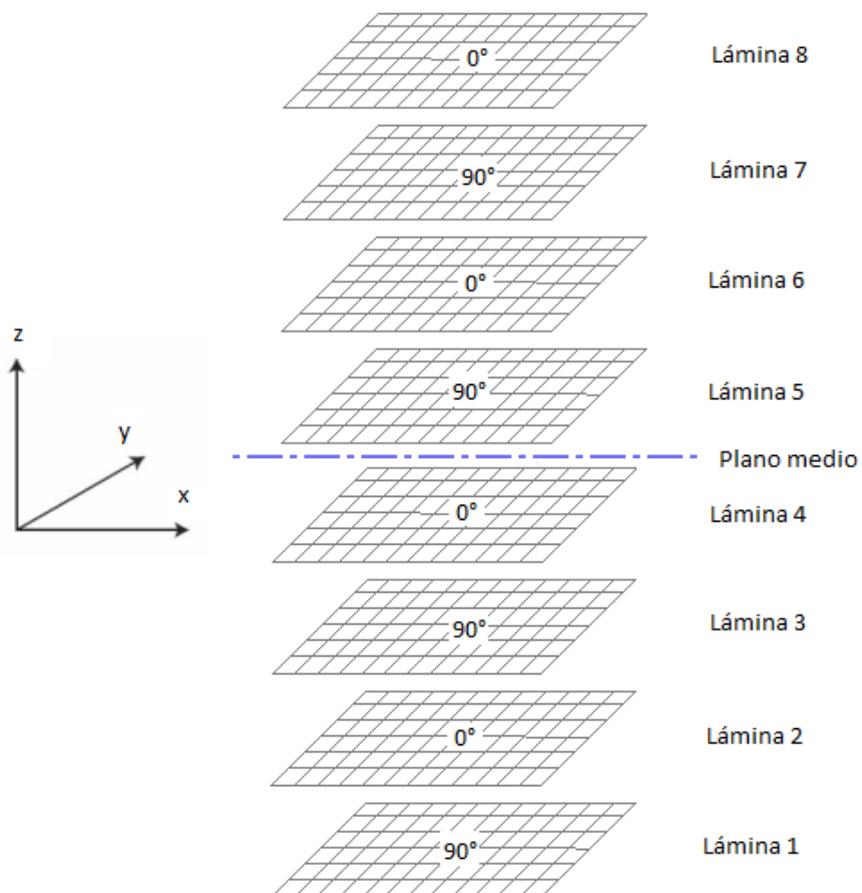


Figura 11. Configuración del laminado.

Para determinar las propiedades del laminado es necesario realizar un análisis de cada lámina. Hay que tener en consideración que este análisis se basa en la suposición de que la adherencia entre láminas es perfecta, las láminas son consideradas como placas planas debido a su espesor (esfuerzo plano).

Para un material compuesto la relación esfuerzo-deformación está dada por la matriz:

$$\begin{Bmatrix} \sigma_1 \\ \sigma_2 \\ \tau_{12} \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} Q_{11} & Q_{12} & Q_{16} \\ Q_{12} & Q_{22} & Q_{26} \\ Q_{16} & Q_{26} & Q_{66} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \varepsilon_1 \\ \varepsilon_2 \\ \gamma_{12} \end{Bmatrix} \quad (18)$$

Donde (σ_1) representa el esfuerzo en la dirección 1, (σ_2) el esfuerzo en la dirección, (τ_{12}) es el esfuerzo cortante en el plano 12, (Q_{ij}) son los elementos de la matriz de rigidez, (ε_1) la deformación en la dirección 1, (ε_2) la deformación en la dirección 2 y (γ_{12}) es la deformación por cortante en la dirección 12.

Con las propiedades descritas $(E_{11}, E_{33}, G_{12}, \nu_{12}, t, z)$ que se calculó anteriormente para las 3 tipos diferentes de láminas, se determina los elementos de la matriz de rigidez Q_{ij} para cada lámina. Mediante la matriz (18) se obtiene la relación esfuerzo-deformación para los 3 laminados:

Fibra de carbono:

$$\begin{Bmatrix} \sigma_1 \\ \sigma_2 \\ \tau_{12} \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} 71,76 & 1,19 & 0 \\ 1,19 & 4,32 & 0 \\ 0 & 0 & 1,58 \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \varepsilon_1 \\ \varepsilon_2 \\ \gamma_{12} \end{Bmatrix}$$

Híbrido:

$$\begin{Bmatrix} \sigma_1 \\ \sigma_2 \\ \tau_{12} \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} 48,08 & 1,22 & 0 \\ 1,22 & 4,35 & 0 \\ 0 & 0 & 1,61 \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \varepsilon_1 \\ \varepsilon_2 \\ \gamma_{12} \end{Bmatrix}$$

Fibra de vidrio:

$$\begin{Bmatrix} \sigma_1 \\ \sigma_2 \\ \tau_{12} \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} 24,40 & 1,222 & 0 \\ 1,222 & 4,32 & 0 \\ 0 & 0 & 1,589 \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \varepsilon_1 \\ \varepsilon_2 \\ \gamma_{12} \end{Bmatrix}$$

Después es necesario establecer el espesor de cada lámina. En la manufactura, el espesor que tiene cada lámina es $h=0,375\text{mm}$. Por lo que el laminado que se diseña tiene un espesor (t) total de 3mm . Tal como se puede verificar en la figura 12.

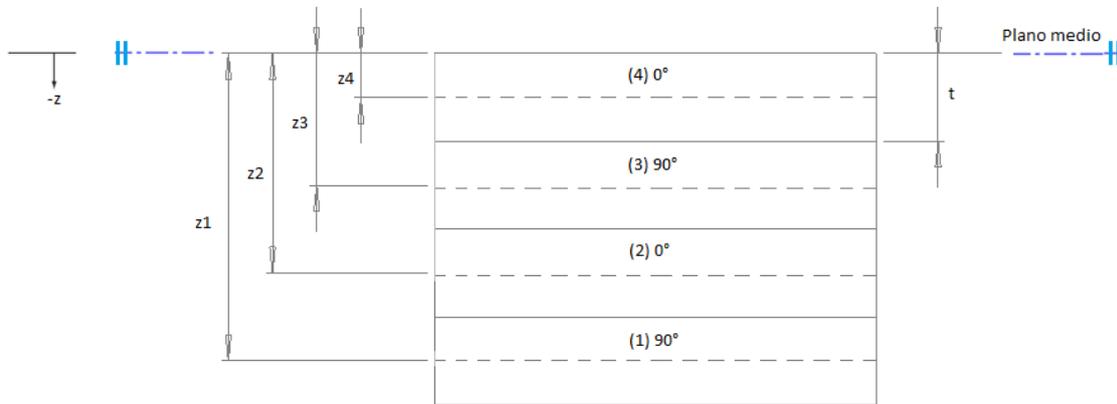


Figura 12. Espesor del laminado y distancias con el plano medio.

Para cada pliego es necesario calcular el espesor de la lámina (t), la distancia entre el plano medio del laminado con cada lámina (z), ($t * z$) que es un término relacionado con la matriz $[B]$ y $(t * z^2) + (t^3/12)$ que es un término relacionado con la matriz $[D]$. Dichos valores y la orientación de las láminas se encuentran en la tabla 7.

Tabla 7. Espesor de cada lámina, distancias entre la mitad de cada lámina y el plano medio.

Lámina	Dirección [0°]	t [mm]	z [mm]	$(t * z)$ [mm^2]	$(t * z^2) + (t^3/12)$ [mm^3]
1	90	0,375	-1,3125	-0,49	0,65
2	0	0,375	-0,9375	-0,35	0,33
3	90	0,375	-0,5625	-0,21	0,12
4	0	0,375	-0,1875	-0,07	0,01

Posteriormente se determina la matriz $[A]$, $[B]$ y $[D]$ respectivamente:

$$[A] = \sum_{p=1}^N t_p (Q_{ij})_p \quad (19)$$

$$[B] = \sum_{p=1}^N t_p z_p (Q_{ij})_p \quad (20)$$

$$[D] = \sum_{p=1}^N (t_p * z_p^2 + t_p^3/12) (Q_{ij})_p \quad (21)$$

Donde [A] es la matriz extensional de rigidez, [B] es la matriz de acoplamiento de rigidez y [D] es la matriz de rigidez a la flexión. Los resultados para dichas matrices para los 3 laminados se encuentran a continuación:

Fibra de carbono:

$$[A] = \begin{bmatrix} 215,27 & 3,6 & 0 \\ 3,6 & 12,99 & 0 \\ 0 & 0 & 4,74 \end{bmatrix}$$

$$[B] = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}$$

$$[D] = \begin{bmatrix} 161,45 & 2,36 & 0 \\ 0 & 9,74 & 0 \\ 0 & 0 & 3,56 \end{bmatrix}$$

Híbrido:

$$[A] = \begin{bmatrix} 144,24 & 3,66 & 0 \\ 3,66 & 13,06 & 0 \\ 0 & 0 & 4,82 \end{bmatrix}$$

$$[B] = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}$$

$$[D] = \begin{bmatrix} 108,18 & 2,40 & 0 \\ 0 & 9,78 & 0 \\ 0 & 0 & 3,62 \end{bmatrix}$$

Fibra de vidrio:

$$[A] = \begin{bmatrix} 73,19 & 3,67 & 0 \\ 3,67 & 12,95 & 0 \\ 0 & 0 & 4,767 \end{bmatrix}$$

$$[B] = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}$$

$$[D] = \begin{bmatrix} 54,89 & 2,41 & 0 \\ 0 & 9,72 & 0 \\ 0 & 0 & 3,58 \end{bmatrix}$$

Las propiedades conjuntas de las 8 láminas en los 3 laminados se obtienen con las siguientes ecuaciones:

$$E_1 = 1/(ta_{11}) \quad (22)$$

$$E_2 = 1/(ta_{22}) \quad (23)$$

$$G_{12} = 1/(ta_{33}) \quad (24)$$

$$\vartheta_{12} = -a_{12}/a_{11} \quad (25)$$

$$\vartheta_{21} = -a_{12}/a_{22} \quad (26)$$

Donde t es el espesor del laminado y $[a_{ij}]$ es el inverso de la matriz $[A]$. Dichas propiedades se encuentran en la tabla 8.

Tabla 8. Propiedades mecánicas teóricas de los 3 diferentes laminados.

Laminado	$E_1[GP a]$	$E_2[GP a]$	$G_{12}[GP a]$	ϑ_{12}	ϑ_{21}
Fibra de carbono	71,423	4,309	1,581	0,277	0,017
Híbrido	47,738	4,324	1,607	0,28	0,025
Fibra de vidrio	24,053	4,257	1,589	0,283	0,05

Las propiedades del laminado son iguales que las de una lámina individual. Debido a la simetría que existe en el laminado y a la orientación de las fibras de cada lámina. Como ya se conoce las fuerzas a las que son sometidas las láminas se usa la siguiente matriz para determinar las deformaciones y las curvaturas sobre el laminado:

$$\begin{Bmatrix} N_1 \\ N_2 \\ N_{12} \\ M_1 \\ M_y \\ M_{xy} \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} A_{11} & A_{12} & A_{16} & B_{11} & B_{12} & B_{16} \\ A_{12} & A_{22} & A_{26} & B_{12} & B_{22} & B_{26} \\ A_{61} & A_{62} & A_{66} & B_{61} & B_{62} & B_{66} \\ B_{11} & B_{12} & B_{16} & D_{11} & D_{12} & D_{16} \\ B_{12} & B_{22} & B_{26} & D_{12} & D_{22} & D_{26} \\ B_{61} & B_{62} & B_{66} & D_{61} & D_{62} & D_{66} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \varepsilon_x \\ \varepsilon_y \\ \varepsilon_{xy} \\ \kappa_x \\ \kappa_y \\ \kappa_{xy} \end{Bmatrix} \quad (27)$$

Donde (N_1) es la fuerza por unidad de área en el eje 1, N_2 es la fuerza por unidad de área en el eje 2, (N_{12}) es la fuerza cortante resultante por unidad de área, M_1 es el momento resultante en el plano 23 por unidad de área, (M_2) es el momento resultante en el plano 13 por unidad de área,

Una vez obtenida la matriz de rigidez del laminado, se procede a determinar la deformación sobre cada lámina. Por lo cual se introduce en la matriz de rigidez global, las fuerzas generadas por la presión sobre el elevador sobre su centro aerodinámico. Un método más reducido para la matriz (27) es usar las matrices las siguientes matrices:

$$\begin{Bmatrix} \varepsilon_1 \\ \varepsilon_2 \\ \varepsilon_6 \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} a_{11} & a_{12} & a_{16} \\ a_{12} & a_{22} & a_{26} \\ a_{16} & a_{26} & a_{66} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} N_1 \\ N_2 \\ N_6 \end{Bmatrix} \quad (28)$$

$$\begin{Bmatrix} \kappa_1 \\ \kappa_2 \\ \kappa_6 \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} d_{11} & d_{12} & d_{16} \\ d_{12} & d_{22} & d_{26} \\ d_{16} & d_{26} & d_{66} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} M_1 \\ M_2 \\ M_6 \end{Bmatrix} \quad (29)$$

Donde la matriz extensional de rigidez $[A]^{-1}$, relaciona las fuerzas (N_{ij}) con las deformaciones (ε_{ij}) en el plano. Mientras que la matriz de rigidez a la flexión $[D]^{-1}$, relaciona los momentos flectores (M_{ij}) con las curvaturas en el laminado. Los resultados de las matrices (24) y (25) se encuentran a continuación:

Fibra de carbono:

$$\begin{Bmatrix} \varepsilon_1 \\ \varepsilon_2 \\ \varepsilon_6 \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} 0,0046 & -0,0013 & 0 \\ -0,0013 & 0,0773 & 0 \\ 0 & 0 & 0,21 \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} 0,0372 \\ 0,053 \\ 0 \end{Bmatrix} x10^{-5}$$

$$\begin{Bmatrix} \kappa_1 \\ \kappa_2 \\ \kappa_6 \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} 0,0062 & -0,0015 & 0 \\ -0,0015 & 0,10 & 0 \\ 0 & 0 & 0,28 \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} 0 \\ 0,0079 \\ 0 \end{Bmatrix} x10^{-7}$$

Híbrido:

$$\begin{Bmatrix} \varepsilon_1 \\ \varepsilon_2 \\ \varepsilon_6 \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} 0,0069 & -0,0019 & 0 \\ -0,0019 & 0,0770 & 0 \\ 0 & 0 & 0,207 \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} 0,0372 \\ 0,053 \\ 0 \end{Bmatrix} x10^{-5}$$

$$\begin{Bmatrix} \kappa_1 \\ \kappa_2 \\ \kappa_6 \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} 0,0092 & -0,0022 & 0 \\ -0,0022 & 0,103 & 0 \\ 0 & 0 & 0,276 \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} 0 \\ 0,0079 \\ 0 \end{Bmatrix} x10^{-7}$$

Fibra de vidrio:

$$\begin{Bmatrix} \varepsilon_1 \\ \varepsilon_2 \\ \varepsilon_6 \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} 0,014 & -0,0039 & 0 \\ -0,0039 & 0,078 & 0 \\ 0 & 0 & 0,2098 \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} 0,0372 \\ 0,053 \\ 0 \end{Bmatrix} x10^{-7}$$

$$\begin{Bmatrix} \kappa_1 \\ \kappa_2 \\ \kappa_6 \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} 0,018 & -0,004 & 0 \\ -0,004 & 0,104 & 0 \\ 0 & 0 & 0,279 \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} 0 \\ 0,0079 \\ 0 \end{Bmatrix} x10^{-7}$$

Al resolver el sistema de 6 ecuaciones con 6 incógnitas se obtiene las deformaciones y las curvaturas sobre los 3 diferentes laminados:

Fibra de carbono:

$$\begin{Bmatrix} \varepsilon_1 \\ \varepsilon_2 \\ \varepsilon_6 \end{Bmatrix}_T = \begin{Bmatrix} -0,0673 \\ 4,13 \\ 0 \end{Bmatrix} x10^{-6}$$

$$\begin{Bmatrix} \kappa_1 \\ \kappa_2 \\ \kappa_6 \end{Bmatrix} = \begin{Bmatrix} -0,191 \\ 8,148 \\ 0 \end{Bmatrix} x10^{-8}$$

Híbrido:

$$\begin{Bmatrix} \varepsilon_1 \\ \varepsilon_2 \\ \varepsilon_6 \end{Bmatrix}_T = \begin{Bmatrix} -0,1019 \\ 4,12 \\ 0 \end{Bmatrix} x10^{-6}$$

$$\begin{Bmatrix} \kappa_1 \\ \kappa_2 \\ \kappa_6 \end{Bmatrix} = \begin{Bmatrix} -0,1801 \\ 8,116 \\ 0 \end{Bmatrix} x10^{-8}$$

Fibra de vidrio:

$$\begin{Bmatrix} \varepsilon_1 \\ \varepsilon_2 \\ \varepsilon_6 \end{Bmatrix}_T = \begin{Bmatrix} -0,2045 \\ 4,18 \\ 0 \end{Bmatrix} x10^{-6}$$

$$\begin{Bmatrix} \kappa_1 \\ \kappa_2 \\ \kappa_6 \end{Bmatrix} = \begin{Bmatrix} -0,191 \\ 8,148 \\ 0 \end{Bmatrix} x10^{-8}$$

La deformación inducida por las curvaturas se calcula mediante:

$$\begin{Bmatrix} \varepsilon_1 \\ \varepsilon_2 \\ \varepsilon_6 \end{Bmatrix} = z_p \begin{Bmatrix} \kappa_1 \\ \kappa_2 \\ \kappa_6 \end{Bmatrix} \quad (30)$$

La lámina 1 es la que está más alejada del centroide, por lo que el diseño debe basarse en dicha lámina que es la que sufre una mayor deformación inducida por las curvaturas. Por lo que la deformación inducida por las curvaturas para los 3 diferentes tipos de laminados son las siguientes:

Fibra de carbono:

$$\begin{Bmatrix} \varepsilon_1 \\ \varepsilon_2 \\ \varepsilon_6 \end{Bmatrix}_F = \begin{Bmatrix} 0,0156 \\ -1,06 \\ 0 \end{Bmatrix} x 10^{-7}$$

Híbrido:

$$\begin{Bmatrix} \varepsilon_1 \\ \varepsilon_2 \\ \varepsilon_6 \end{Bmatrix}_F = \begin{Bmatrix} 0,0236 \\ -1,06 \\ 0 \end{Bmatrix} x 10^{-7}$$

Fibra de vidrio:

$$\begin{Bmatrix} \varepsilon_1 \\ \varepsilon_2 \\ \varepsilon_6 \end{Bmatrix}_F = \begin{Bmatrix} 0,0473 \\ -1,08 \\ 0 \end{Bmatrix} x 10^{-7}$$

Finalmente, con la ecuación (18) se determina los esfuerzos generados por tracción y flexión respectivamente:

Fibra de carbono:

$$\begin{Bmatrix} \sigma_1 \\ \sigma_2 \\ \tau_{12} \end{Bmatrix}_T = \begin{Bmatrix} 0,0001238 \\ 0,017818 \\ 0 \end{Bmatrix} [MPa]$$

$$\begin{Bmatrix} \sigma_1 \\ \sigma_2 \\ \tau_{12} \end{Bmatrix}_F = \begin{Bmatrix} 0,000053 \\ -0,00046 \\ 0 \end{Bmatrix} [MPa]$$

Híbrido:

$$\begin{Bmatrix} \sigma_1 \\ \sigma_2 \\ \tau_{12} \end{Bmatrix}_T = \begin{Bmatrix} 0,00124 \\ 0,01782 \\ 0 \end{Bmatrix} [MPa]$$

$$\begin{Bmatrix} \sigma_1 \\ \sigma_2 \\ \tau_{12} \end{Bmatrix}_F = \begin{Bmatrix} 0,0000143 \\ -0,00046 \\ 0 \end{Bmatrix} [MPa]$$

Fibra de vidrio:

$$\begin{Bmatrix} \sigma_1 \\ \sigma_2 \\ \tau_{12} \end{Bmatrix}_T = \begin{Bmatrix} 0,000123 \\ 0,017818 \\ 0 \end{Bmatrix} [MPa]$$

$$\begin{Bmatrix} \sigma_1 \\ \sigma_2 \\ \tau_{12} \end{Bmatrix}_F = \begin{Bmatrix} 0,000097 \\ -0,00046 \\ 0 \end{Bmatrix} [MPa]$$

Moldes

Para la manufactura de piezas de material compuesto es necesario tener superficies óptimas que permitan que las fibras y la resina se adapten a la forma del perfil que se desea construir. Además, las superficies deben poder soportar la presión y temperatura a la que es expuesta durante el curado. Para la fabricación del elevador se diseñó y fabricó 3 moldes de diferentes materiales. Los materiales seleccionados para los moldes son: (hierro negro), plástico (ABS) y material compuesto (fibra de vidrio y resina poliéster).

Para una fácil extracción de la pieza es necesario considerar el ángulo de salida. La recomendación para una fácil remoción del modelo del molde es de 2° a 3° . Sin embargo nuestro modelo tiene 5.8° , lo que se debe a la geometría del perfil alar como se puede verificar en la figura 13. Es recomendable usar un radio mínimo de curvatura para aristas vivas de 1.59 mm. Pero para el diseño de los 3 moldes en específico no se tomó en consideración el radio de curvatura mínimo, ya que no se desea modificar la geometría del perfil alar.

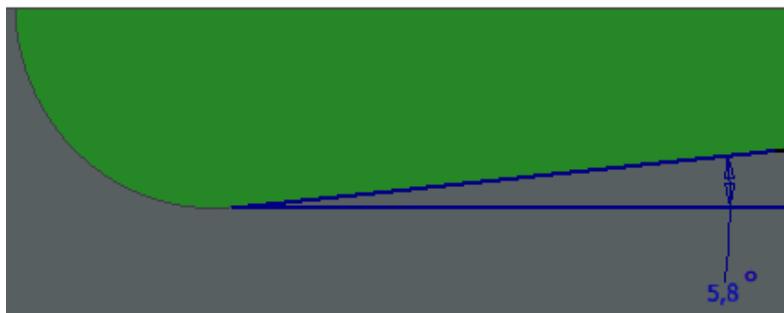


Figura 13. Ángulo de salida de los moldes.

Metal.

Mediante el software Autodesk Inventor, se realiza el modelado 3D del elevador cuyas dimensiones se encuentran en la tabla 1. La pieza modelada se encuentra en la figura 14. Con el modelo 3D del elevador, se procede a realizar el diseño del molde. Para lo cual es

necesario establecer las dimensiones de la placa metálica. Dichas dimensiones son dependientes de la forma de la pieza.

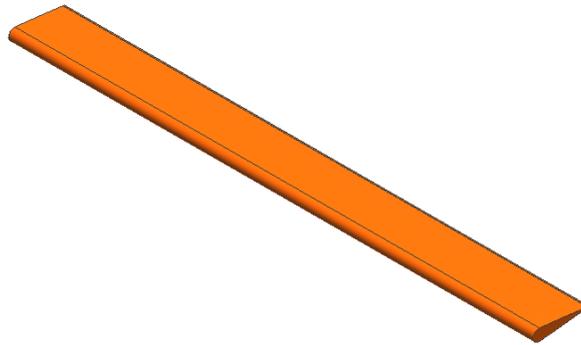


Figura 14. Elevador modelado en 3D.

Posteriormente con el uso de la herramienta combinar, se proporciona la forma de la pieza dentro de una placa rectangular, con lo cual se obtiene la forma final del molde. Dicho proceso se encuentra en la figura 15.

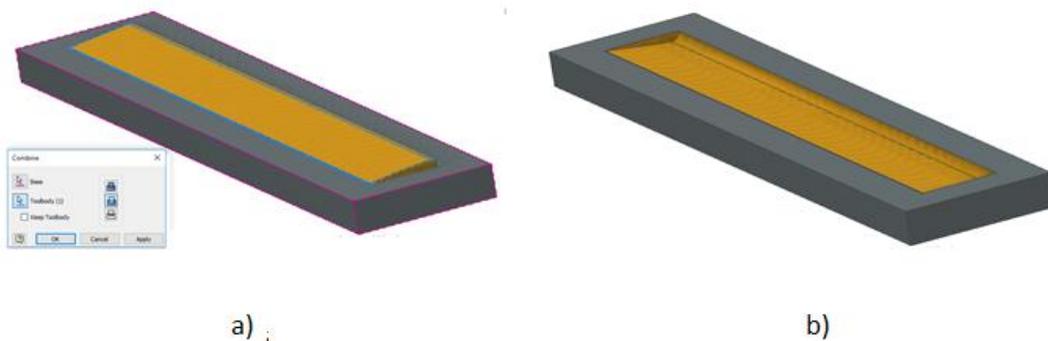
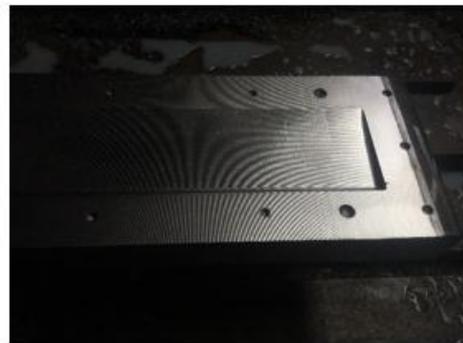


Figura 15. a) Uso de la herramienta combinar. b) Molde de la pieza.

Al ser un perfil simétrico no es necesario realizar el modelado de la parte superior del elevador, ya que sus dimensiones son iguales en la parte superior e inferior. Además, hay que tener en cuenta que se debe usar el factor de escalamiento sobre el molde. Para unir la cavidad superior e inferior se realizan agujeros pasantes, que serán ajustados mediante roscas M6 y M8. El material seleccionado para el molde es el hierro negro, su selección se basa en

el bajo costo en comparación con otros tipos de metales. Además, que tiene un coeficiente de expansión bajo.

Debido a la complejidad del perfil alar es necesario que la manufactura sea realizada en un centro de fresado CNC. Lo cual hace que el costo de fabricación sea elevado, sin embargo, se logra que la cavidad del molde adquiriera la forma del perfil alar deseado. El costo de los bloques de hierro negro con las dimensiones 590x110x25 mm fue de \$40, mientras que el precio del centro de maquinado CNC fue de \$200. El tiempo que se demoró el maquinado del molde fue de 2 semanas. La manufactura fue ser vista en la figura 16.



a)



b)

Figura 16. a) Molde sin acabar. b) Molde finalizado.

Impresión 3D.

Mediante el uso del modelo CAD del elevador se procede a usar el software Cura Luzbot, el cual permite la comunicación entre el usuario y la impresora 3D “Lulzbot Taz 6”. Dentro del software es necesario modificar parámetros de diseño tales como: el espesor de la pared que debe ser de 2.54 a 7.52 mm, la orientación de la impresión y la cantidad de relleno de la pieza.

Debido a la longitud del molde y al área de impresión de la impresora 3D fue necesario dividir los moldes en 6 piezas. El material seleccionado es ABS ya que el curado de la resina se realiza a temperatura ambiente. Las piezas tiene un espesor de pared de 2.54 mm, un relleno del 50%. Las piezas fueron orientadas verticalmente como se puede verificar en la figura 17, ya que el tiempo de impresión es menor en comparación a imprimir las piezas horizontalmente. El tiempo que demoró la impresora 3D en realizar los moldes fue de 2 días de impresión continuas y la cantidad usada de filamento es de 716g.

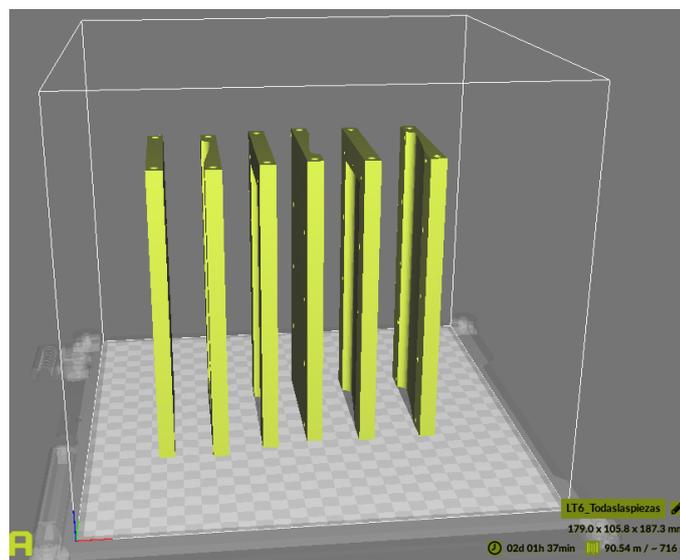


Figura 17. Posicionamiento de las piezas en la impresora 3D.

Los procesos de impresión 3D producen cierta porosidad, como se puede visualizar en la figura 18. Dicha porosidad causa esfuerzos residuales sobre la pieza a moldear. Por lo cual es necesario realizar un proceso de sellado sobre la superficie del modelo.

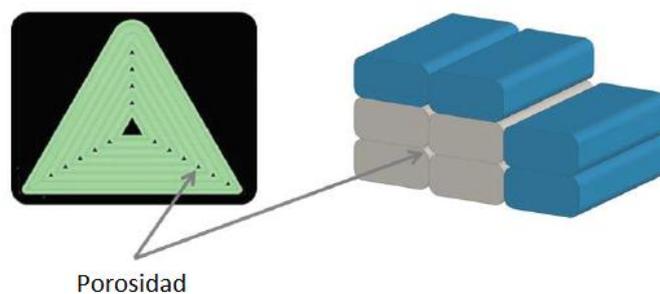


Figura 18. Porosidad causada por impresiones 3D.

Para eliminar la porosidad sobre la superficie del molde es necesario seguir la siguiente secuencia de pasos:

1. Utilizar tñer sobre la superficie del molde para eliminar todas las impurezas que puedan existir.
2. Lijar la superficie con una lija 80 tratando de mantener una superficie lisa, para el sellador se impregne fácilmente.
3. Usar pintura epoxica en spray sobre la superficie, tratando de mantener una capa uniforme.
4. Lijar la superficie con lijas 220, 400, 800, 1000 y 1500, posteriormente aplicar una capa más de pintura epoxica.
5. Pulir la superficie con una lija 2000.

El molde finalizado puede ser visualizado en la figura 19.



a)



b)

Figura 19. a) Molde sin tratar. b) Molde tratado.

Material compuesto.

La fabricación del molde de material compuesto es un proceso manual, el cual consiste en fabricar un molde inferior y superior a partir de la pieza resultante. El material seleccionado para este molde es la fibra de vidrio en varias direcciones, debido a que sus fibras están orientadas en varias direcciones logrando estabilidad en el molde. Además, la resina seleccionada en este caso es una resina poliéster, que en comparación con la resina epoxica es 4 veces menos costosa. También su tiempo de curado es muy inferior, causando que el tiempo de fabricación se reduzca. Al ser un método artesanal es necesario establecer ciertos parámetros como la mezcla de la resina poliéster con su catalizador de cobalto. Para la fabricación del molde se usa gelcoat, el cual proporciona un acabado tipo espejo y proporciona protección contra químicos a la superficie.

La fabricación del molde consiste en los siguientes pasos:

1. Diseño del perfil alar en inventor, con costillas de 10mm de espesor.
2. Corte laser de 53 costillas para alcanzar la longitud del elevador de 530mm.
3. Ensamble por medio de una varilla de madera.
4. Corte de una cartulina con las dimensiones tentativas del molde.
5. Aplicación de alcohol poli vinílico (PVA) sobre las superficies del elevador.
6. Preparación de la resina poliéster con un 2% de catalizador de cobalto y posteriormente aplicación del acelerante en un 2% del peso de la mezcla.
7. Aplicación de fibras y resina sobre la pieza de madera (8 capas).
8. Esperar curado del molde superior por 1 día.
9. Desmolde del molde superior.
10. Repetición de los mismos pasos anteriormente mencionados para la fabricación del molde inferior.

El proceso de fabricación del molde se puede visualizar en la figura 20.

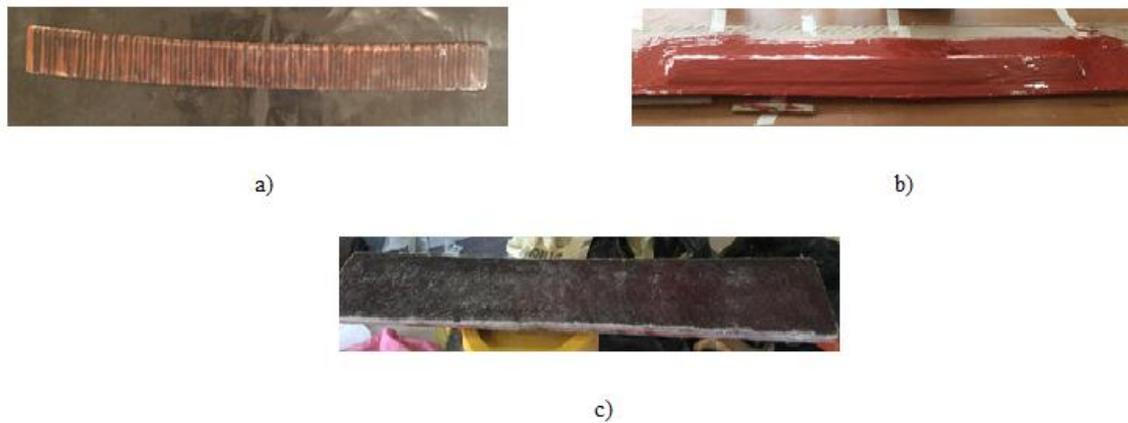


Figura 20. a) Pieza fabricada en madera b) Aplicación del gelcoat. c) molde fabricado.

Fabricación de las probetas.

Para determinar las propiedades mecánicas de los 3 diferentes tipos de materiales compuestos que se desea caracterizar, es necesario fabricar paneles con las dimensiones 300x300x3 mm. Para lo cual se debe conocer la cantidad de resina y posteriormente se corta especímenes con dimensiones establecidas por la norma ASTM D3039 para tracción y la norma ASTM D790 para flexión. Para la fabricación de los paneles se usó un molde de hierro negro como el de la figura 21, el cual permite obtener probetas con el espesor que se desea fabricar el elevador.

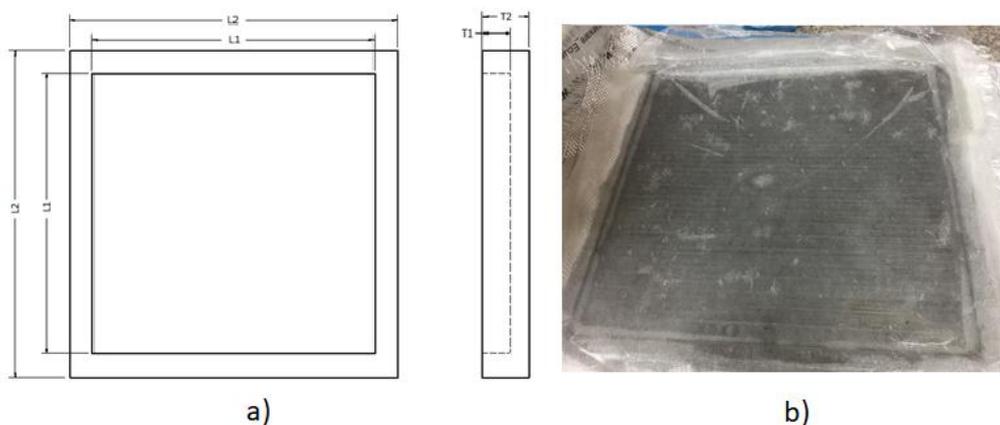


Figura 21. Parámetros del molde para especímenes. a) Esquema b) real

Las dimensiones del molde de hierro negro se encuentran en la tabla 9.

Tabla 9. Dimensiones del molde para especímenes.

Partes del molde	Dimensiones [mm]
L1	300
L2	300
T1	3
T2	5

Mediante el método de laminado manual asistido por vacío. Se realizó un laminado de 8 capas con lo cual se obtuvo 3 paneles con la combinación de fibra de carbono con resina epoxica, híbrido con resina epoxica y fibra de vidrio con resina epoxica. Los paneles se pueden visualizar en la figura 22.

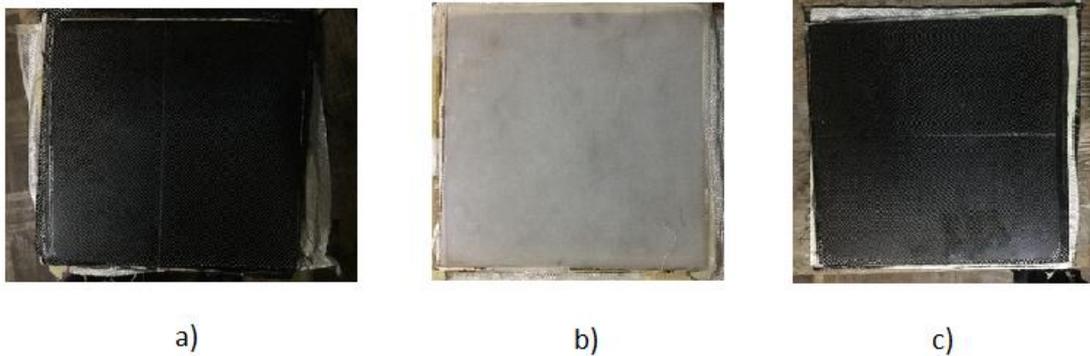


Figura 22. a) Panel de fibra de carbono. b) Panel de fibra de vidrio. c) Panel híbrido.

Posteriormente se realizó corte por chorro de agua sobre los paneles, con lo cual se obtiene un total de 5 probetas por cada combinación de laminado. Las probetas cortadas se pueden visualizadas en la figura 23.

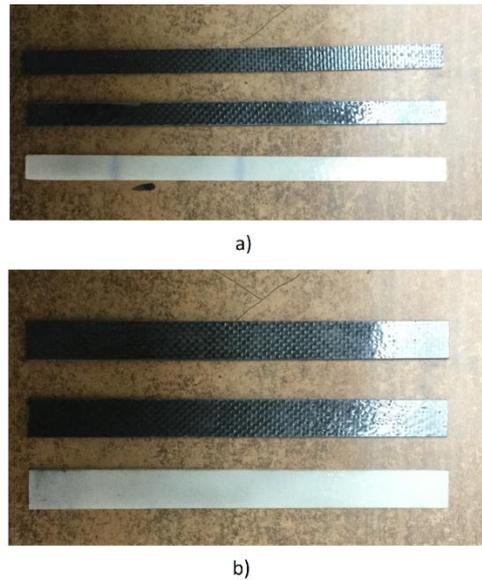


Figura 23. a) Especímenes para flexión. b) Especímenes para tracción.

Pruebas ASTM

Para caracterizar nuestros 3 laminados, es necesario realizar ensayos de tracción y flexión. Para lo cual se usa la normas ASTM D3039 “Standard Test Method for Tensile Properties of Polymer Matriz Composite Materials” y ASTM D790 “Flexural Properties of Unreinforced and Reinforced Plastics and Electrical Insulating Materials”

Procedimiento experimental para el ensayo de tracción.

Para determinar las propiedades a tracción de los 3 laminados: fibra de carbono, híbrido y fibra de vidrio. Se usa la norma ASTM D3039 “Standard Test Method for Tensile Properties of Polymer Matriz Composite Materials”. Dicha norma establece que se debe fabricar 5 especímenes con sección rectangular constante con las dimensiones de la figura 24.

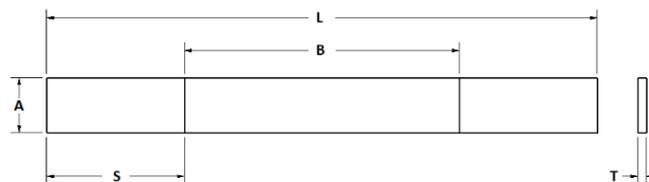


Figura 24. Dimensiones del espécimen para tracción.

Las dimensiones del espécimen para tracción de la figura 24 se presentan en la tabla 10.

Tabla 10. Parámetros del espécimen para tracción.

Partes de la muestra	Dimensiones [mm]
Longitud total (L)	200
Ancho (A)	20
Espesor (T)	3
Longitud de prueba (B)	180
Longitud de la sección de agarre	50

Para realizar este ensayo el espécimen debe colocarse entre las mordazas de sujeción de la máquina de tracción TINIUS. El espécimen debe estar verticalmente alineado para así asegurar que los datos obtenidos sean los de la orientación de las fibras. El ensayo se realiza hasta la ruptura a una velocidad de 1mm/min. El montaje es visualizado en la figura 25.

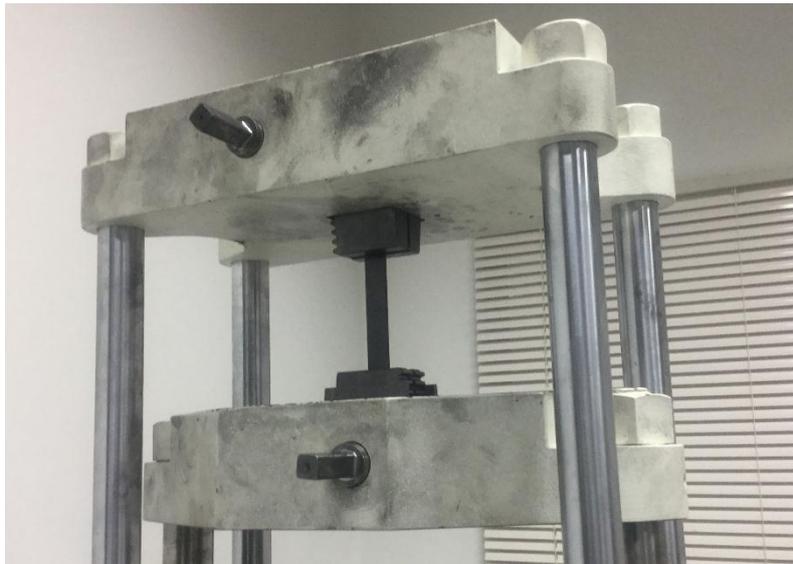


Figura 25. Montaje del espécimen para ensayo de tracción.

Procedimiento experimental para los ensayos de flexión.

Con la norma ASTM D790 Flexural Properties of Unreinforced and Reinforced Plastics and Electrical Insulating Materials”, se determina las propiedades mecánicas a flexión de los 3 laminados: fibra de carbono, híbrido y fibra de vidrio. La norma establece

que se fabrique 5 especímenes con sección transversal rectangular para cada laminado, con las dimensiones de la figura 26.

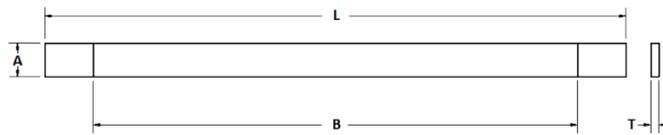


Figura 26. Dimensiones del espécimen para flexión.

Las dimensiones del espécimen para flexión pueden ser visualizadas en la tabla 11.

Tabla 11. Parámetros del espécimen para flexión.

Partes de la muestra	Dimensiones [mm]
Longitud (L)	216
Ancho (A)	12,3
Espesor (T)	3
Longitud de la sección de apoyo (B)	180

El ensayo consiste en colocar el espécimen entre 2 soportes, para posteriormente aplicar una fuerza en el punto medio del espécimen. La aplicación de la fuerza se realiza hasta que espécimen llegue a la ruptura. Mientras que la velocidad a la que el ensayo se realiza es de 1mm/min. El montaje del espécimen se encuentra en la figura 27.



Figura 27. Montaje del espécimen para ensayo de flexión a 3 puntos.

Método de fabricación

El método que se usó en la fabricación del elevador y las placas es conocido como laminado manual, el cual consiste en la aplicación manual de fibras impregnadas con resina sobre la superficie del molde. La selección de este método se debe a que el equipo necesario para la fabricación de las piezas es mínimo y la cantidad de piezas a fabricar son pocas. Además, en comparación con otro tipo de métodos, los cambios en el diseño a última hora son posibles debido a la adaptabilidad del mismo. Sin embargo, el resultado depende de la habilidad del fabricante, la cantidad de desperdicios del material es alta y los tiempos de curado son largos.

El laminado manual asistido por vacío, implica el uso de una bolsa que separa el laminado con sus alrededores durante el curado. El objetivo de usar una bolsa es crear vacío en el interior, lo cual permite que las láminas se ajusten entre si y adquieran la forma del molde. El uso de una bomba de vacío permite que la presión interna de la bolsa alcance el vacío, sin embargo extraer todo el aire de la bolsa no es posible. Por lo que el interior tendrá una presión que puede variar entre 0.408-0.850 atmosferas. Esta diferencia de presiones determina la fuerza de sujeción que existirá sobre el laminado. Todo este proceso está esquematizado en la figura 28.

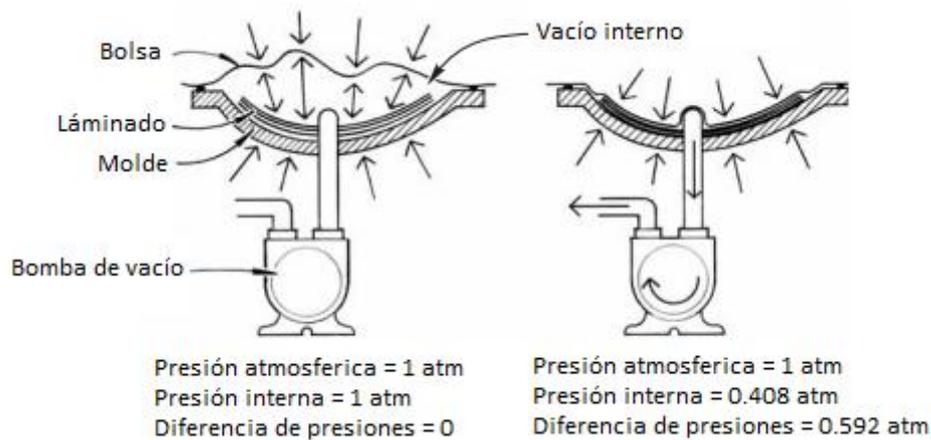


Figura 28. Funcionamiento de la bomba de vacío (Gougeon Brothers, 2010, p.1).

Materiales.

Para la fabricación del elevador y las probetas es necesario el uso de varios materiales, que son necesarios para el conformado de un material compuesto por el método de laminado manual asistido por vacío. Dichos materiales son mostrados en la figura 29.

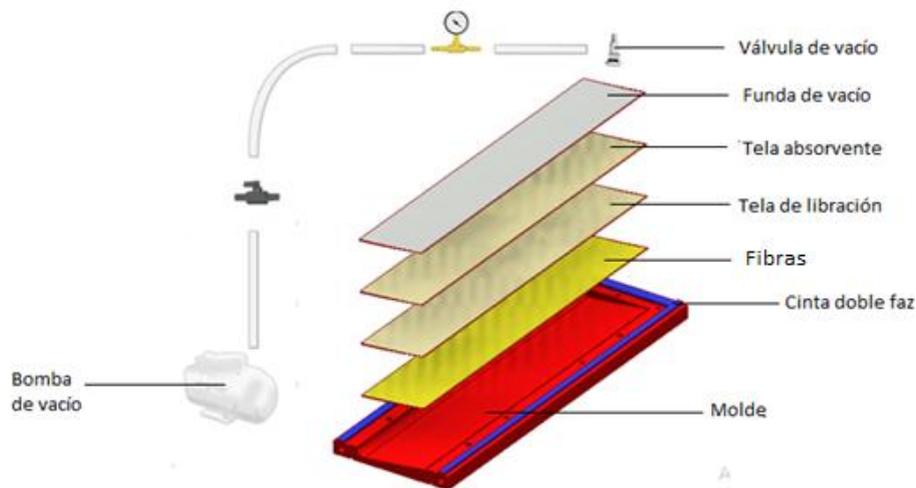


Figura 29. Materiales para el método de fabricación de laminado manual asistido por vacío.

La función dentro del proceso de manufactura de los materiales de la figura 29 es la siguiente: La funda de vacío es la encargada de separar el laminado de su exterior. La tela de liberación es una tela nylon que impide que el laminado se pegue con la tela absorbente. Mientras que la tela absorbente se encarga de recoger los residuos de la resina sobre el laminado. La cinta doble faz es usada para pegar la funda de vacío con el molde. Los tejidos se encargan de proporcionar las propiedades mecánicas al material. El molde proporciona la forma final de la pieza. La válvula de vacío, permite la conexión entre la bomba del vacío y el área de trabajo.

Fabricación del elevador.

Para la manufactura del elevador es necesario seguir una serie de pasos, los cuales permitirán obtener la forma deseada de la pieza. Estos pasos son los siguientes:

1. **Preparar los materiales a ser laminados:** Se debe cortar 8 retazos de fibra de carbono y 8 retazos de fibra de vidrio con las dimensiones 590x110 mm, los cuales

proporcionarán el espesor del laminado. Posteriormente es necesario cortar tela de liberación y tela absorbente, que son las encargadas de absorber el residuo sobrante de la resina sobre el laminado. Las fibras usadas se pueden visualizar en la figura 30.



Figura 30. Fibras usadas para la fabricación.

2. **Preparar la superficie del molde:** Mediante el uso de una lija 1000 se remueve los residuos de procesos de fabricación anteriores. Posteriormente se aplica acetona sobre la superficie eliminando la suciedad e impurezas sobre la superficie. Los instrumentos usados se pueden visualizar en la figura 31.



Figura 31. Preparación de la superficie del molde.

3. **Aplicación del desmoldante:** Aplicar cera desmoldante sobre todas las superficies del molde, posteriormente con un paño sacar brillo a las superficies. Se debe aplicar 4 capas, con un tiempo de 15 minutos de separación entre capa. Luego aplicar alcohol poli vínlico sobre la superficie de los moldes y esperar su secado por 2 horas. La aplicación se visualiza en la figura 32.



Figura 32. Aplicación del desmoldante.

4. **Área de trabajo para el vacío:** Cortar un pliego de plástico transparente con dimensiones de un 20% superior de los tamaños de los moldes. Aplicar cinta doble faz sobre el perímetro del molde, para posteriormente sellar la bolsa al vacío.



Figura 33. Área de trabajo del vacío.

5. **Preparación de la resina:** Teniendo en cuenta que el ratio de mezcla por peso es de 1 parte de resina por cada 3.78 partes de endurecedor, se debe usar una balanza para poder realizar la mezcla. La proporción de masa de resina y fibras para la fabricación del elevador se encuentra en la tabla 13. Posteriormente con el uso de un palillo se debe realizar la mezcla durante un tiempo de 1 minuto. La mezcla se puede visualizar en la figura 34.



Figura 34. Preparación de la resina.

6. **Laminado:** Colocar sobre la superficie de los moldes los retazos de fibra de vidrio y fibra de carbono. Con la secuencia $([0^{\circ}_C/90^{\circ}_G]_2)_S$. Posteriormente se impregna las fibras con resina, hasta que estén totalmente mojadas. La impregnación debe ser realizada con un rodillo laminador, el cual ayuda a eliminar la formación de burbujas entre cada lámina. El proceso puede ser visualizado en la figura 35.



Figura 35. Laminado sobre los moldes.

7. **Adaptar la forma del perfil:** Colocar 4 piezas de madera con la forma del perfil alar en las aristas vivas, para así obtener la forma deseada de la pieza. El posicionamiento de las piezas de madera puede ser visualizado en la figura 36.



Figura 36. Forma del perfil.

8. **Vacío:** Una vez que la pieza es laminada, es necesario sellar la bolsa mediante cinta doble faz e introducir la válvula de vacío en la bolsa. Posteriormente con la bomba de 1/3 de hp se produce el vacío durante un tiempo de 12 horas, hasta que la resina cure. El proceso de vacío puede ser visualizado en la figura 37.



Figura 37. Vacío interno de las piezas.

9. **Ensamblaje:** Una vez que ambos moldes están secos, se procede a preparar resina con relleno. Con el uso de una espátula se aplica sobre todo el perímetro de la pieza para que se unan la parte superior con la inferior. El ensamblaje puede ser visualizado en la figura 38.

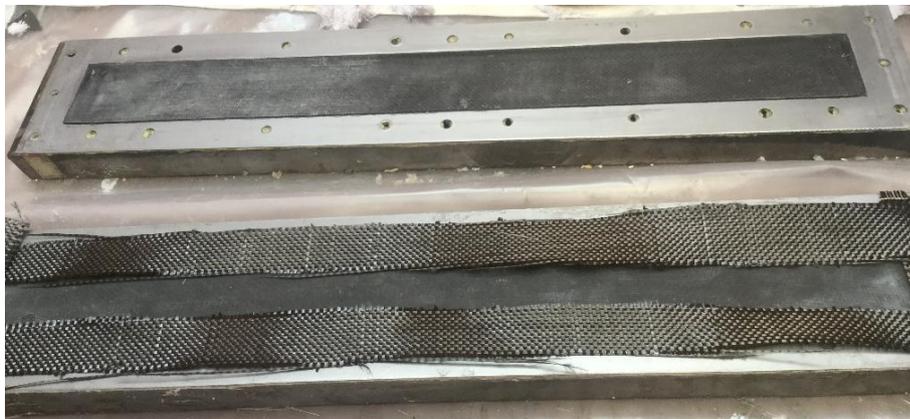


Figura 38. Ensamblaje de las piezas.

10. **Acabado:** Con el uso de una lija se remueve el material sobrante, para que quede solo el elevador. Las piezas con sus residuos pueden ser visualizadas en la figura 39.



Figura 39. Elevadores con material sobrante.

11. **Pieza final:** Una vez eliminado los sobrantes, se obtiene una pieza con la forma deseada del elevador. Las piezas finales pueden ser visualizadas en las figura 40.



Figura 40. Elevadores finales.

Análisis de costos

Para la fabricación del elevador es necesario diferentes materiales y un molde que proporcione la forma final de la pieza. Sin embargo, para seleccionar el material además de sus propiedades mecánicas debe tenerse en cuenta el costo económico para su fabricación.

El costo de cada material que se usa para la fabricación de un elevador se encuentra en la tabla 12.

Tabla 12. Costo de materiales utilizados para el elevador.

Material	Costo [\$/g]
Fibra de carbono	0.0974
Fibra de vidrio	0.0229
Resina epoxica West System 105	0.043
Endurecedor epoxico West System 207	0.12

Para determinar la cantidad de resina y fibras que se deben colocar durante la fabricación, se toma en cuenta la superficie plana del elevador y el espesor que se desea fabricar la pieza. En este caso el valor de la superficie plana del elevador se encuentra en la tabla 1 y con un espesor de 3mm para el laminado, se procede a calcular el volumen con la siguiente ecuación:

$$V_T = 2 * S_E * t$$

Donde V_T es el volumen del laminado, S_E es la superficie plana del elevador y t es el espesor del laminado. Como resultado se tiene que el volumen del laminado es 174.9 cm^3 .

La densidad de cada material compuesto es determinada por la siguiente ecuación:

$$\rho_C = \rho_R V_R + \rho_F V_F$$

Donde ρ_C es la densidad del material compuesto, ρ_R es la densidad de la resina, V_R es la fracción volumétrica de la resina, ρ_F es la densidad de la fibra y V_F es la fracción volumétrica de la fibra. La densidad teórica del material compuesto de carbono es 1.33 g/cm^3 , de la fibra de vidrio es 1.55 g/cm^3 y el híbrido es 1.44 g/cm^3 .

Tabla 13. Masas y costos para la fabricación del elevador.

Tipo de fibra	Masa de las fibras [g]	Costo de las fibras [\$]	Masa de la matriz [g]	Costo de la matriz [\$]	Costo total [\$]
Fibra de carbono	92.38	8.99	140.8	8.37	17.36
Híbrido	130.7	2.99	140.8	8.37	12.36
Fibra de vidrio	111.54	5.43	140.8	8.37	13.8

Además, hay que tener en consideración el costo y el tiempo de manufactura de cada molde. Se puede verificar el costo y el tiempo en la tabla 14.

Tabla 14. Costo y tiempo de fabricación de los moldes.

Material del molde	Costo [\$]	Tiempo [h]
Hierro negro	240	360
ABS	30	49
Material Compuesto	20	28

Como se puede verificar el que mayor tiempo de fabricación es el molde de metal y esto se debe a la complejidad de la superficie del perfil alar, lo cual hace que su costo sea elevado. El molde de impresión 3D en cambio su tiempo de fabricación es medio y su costo es moderado, debido a que la universidad tiene máquinas de impresión 3D. Pero necesita un post-tratamiento a la superficie debido a la porosidad que se forma durante su fabricación. En cambio el molde hecho de material compuesto es bajo en costo, su tiempo de fabricación es el menor dentro de los 3 tipos de moldes. Sin embargo, la superficie del molde depende de la rugosidad de la pieza que se fabricó y esta rugosidad será adquirida por la pieza final del elevador.

Los costos de los instrumentos necesarios para fabricar piezas de materiales compuestos se encuentran en la tabla 15.

Tabla 15. Costo de los instrumentos para la fabricación.

Instrumentos	Costo (\$)
Bomba de vacío	130
Pistola de calor	40
Rodillos laminadores	22
Cera desmoldante	20
Tiñer	5
Tela de liberación	30
Total	247

El costo final de todos los instrumentos es de \$247. Mientras que para poder fabricar el elevador con materiales compuestos, conlleva diferentes tiempos para cada fase de la manufactura y se encuentran en la tabla 16.

Tabla 16. Costo de cada fase de la fabricación.

Fase	Tiempo (h)
Preparación de superficie	3
Aplicación del desmoldante y secado	12
Laminado sobre el molde	2
Curado con vacío	14
Corte	1
Ensamblaje	2
Curado	14
Acabado final	2
Total	50

El tiempo final para todas las fases es de 50 horas. Para poder considerar los costos de cada fase, tomamos en cuenta que el salario mínimo vital en Ecuador es de un valor de \$386. Hay que considerar que una persona no trabajaría por 50 horas seguidas, por lo cual el trabajo es dividido en 8 horas por día. Entonces, una persona tendría que trabajar un total de 6 días a un costo de 115.8 dólares.

RESULTADOS Y DISCUSIONES

Para realizar los ensayos de tracción y flexión se usó 5 probetas de cada material a analizar, posteriormente se realizó ensayos mecánicos de acuerdo a las normas ASTM D3039 “Standard Test Method for Tensile Properties of Polymer Matrix Composite Materials” y ASTM D790 “Flexural Properties of Unreinforced and Reinforced Plastics and Electrical Insulating Materials”. Las dimensiones de las probetas para los ensayos de tracción se encuentran en la tabla 9 y en el caso de las dimensiones de las probetas para los ensayos de flexión se encuentran en la tabla 10.

Ensayos de tracción

Los ensayos se realizaron en el laboratorio de mecánica de materiales de la Universidad San Francisco de Quito. En el caso de la fibra de carbono se ensayó 5 especímenes a tracción hasta la ruptura. Una vez ensayados los especímenes se obtuvo las propiedades mecánicas a tracción, con lo cual se graficó la curva esfuerzo – deformación de los 5 especímenes. En la figura 41 se muestra los resultados de las 5 curvas de esfuerzo-deformación para cada espécimen.

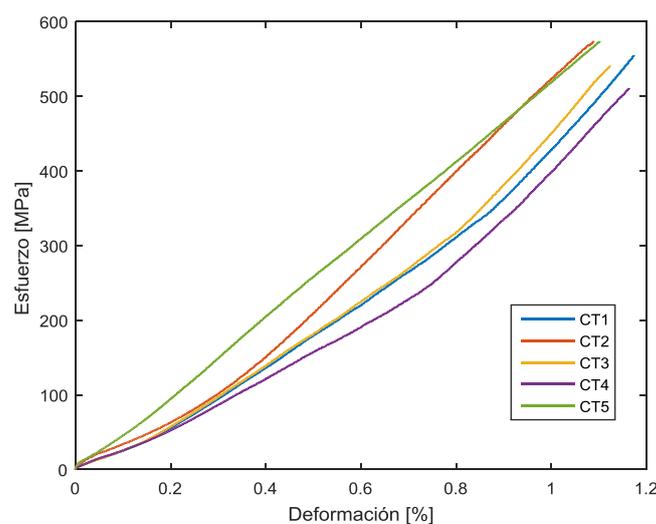


Figura 41. Diagramas Esfuerzo-Deformación para los especímenes CT1, CT2, CT3, CT4 y CT5.

A partir de la figura 41, se determina las propiedades mecánicas a tracción de los especímenes de fibra de carbono con epoxica. Dichas propiedades se encuentran en la tabla 17.

Tabla 17. Propiedades a tracción de fibra de carbono obtenidas experimentalmente.

Espécimen ensayado	Resistencia a la tracción (MPa)	Deformación última por tensión (%)	Módulo de Young para tensión (GPa)
CT1	555	1,17	47,4
CT2	574	1,09	52,7
CT3	541	1,13	47,9
CT4	511	1,16	44,1
CT5	574	1,10	52,2

A partir de la tabla 17, se determina la media para las propiedades mecánicas a tracción del material compuesto de fibra de carbono y epoxica. Con un valor de 551 MPa para la resistencia a la tracción, 1,13 % para la deformación última por tensión y 48,86 GPa para el módulo de Young a tensión.

En el caso del material híbrido se ensayó 5 especímenes a tracción hasta la ruptura. Una vez ensayados los especímenes se obtuvo las propiedades mecánicas a tracción, con lo cual se graficó la curva esfuerzo – deformación de los 5 especímenes. En la figura 42 se muestra los resultados de las 5 curvas de esfuerzo- deformación para cada espécimen.

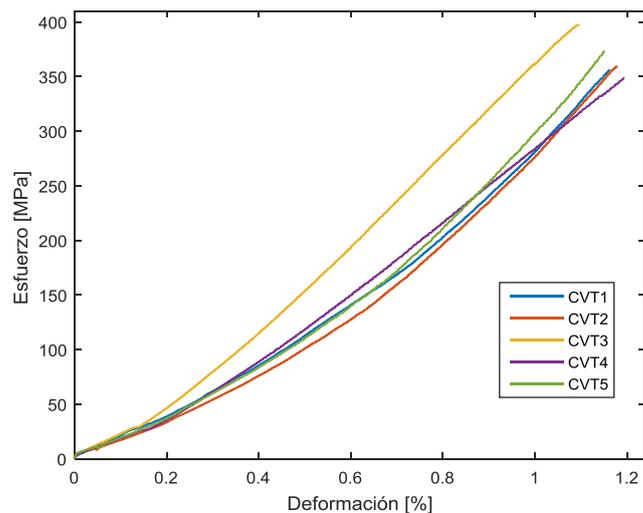


Figura 42. Diagramas Esfuerzo-Deformación para los especímenes CVT1, CVT2, CVT3, CVT4 y CVT5.

A partir de la figura 42, se determina las propiedades mecánicas a tracción de los especímenes de fibra de carbono/vidrio con epoxica. Dichas propiedades se encuentran en la tabla 18.

Tabla 18. Propiedades a tracción del híbrido obtenidas experimentalmente.

Especímen ensayado	Resistencia a la tracción (MPa)	Deformación ultima por tensión (%)	Módulo de Young para tensión (GPa)
CVT1	356	1,16	30,7
CVT2	359	1,18	30,4
CVT3	398	1,09	36,5
CVT4	349	1,19	29,3
CVT5	373	1,15	32,4

Con la tabla 18, se determina la media para las propiedades mecánicas a tracción del material compuesto de fibra de carbono/vidrio y epoxica. Con un valor de 367 MPa para la resistencia a la tracción, 1,154 % para la deformación ultima por tensión y 31,86 GPa para el módulo de Young a tensión.

En el caso de la fibra de vidrio se ensayó 5 especímenes a tracción hasta la ruptura. Una vez ensayados los especímenes se obtuvo las propiedades mecánicas a tracción, con lo

cual se graficó la curva esfuerzo – deformación de los 5 especímenes. En la figura 43 se muestra los resultados de las 5 curvas de esfuerzo- deformación para cada espécimen.

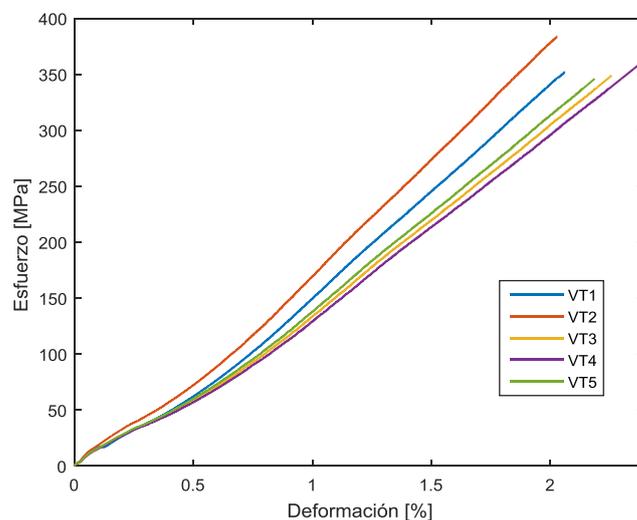


Figura 43. Diagramas Esfuerzo-Deformación para los especímenes VT1, VT2, VT3, VT4 y VT5.

A partir de la figura 43, se determina las propiedades mecánicas a tracción de los especímenes de fibra de vidrio con epoxica. Dichas propiedades se encuentran en la tabla 19.

Tabla 19. Propiedades a tracción de fibra de vidrio obtenidas experimentalmente.

Especímen ensayado	Resistencia a la tracción (MPa)	Deformación ultima por tensión (%)	Módulo de Young para tensión (GPa)
VT1	352	2,06	17,1
VT2	384	2,03	18,9
VT3	349	2,26	15,4
VT4	358	2,37	15,1
VT5	346	2,19	15,8

Con la tabla 19, se calcula la media para las propiedades mecánicas a tracción del material compuesto de fibra de vidrio y epoxica. Con un valor de 357,8 MPa para la resistencia a la tracción, 2,18 % para la deformación ultima por tensión y 16,46 GPa para el módulo de Young a tensión.

Una vez determinadas las propiedades mecánicas a tracción de los 3 materiales compuestos. Se procede a usar sus propiedades promedias para realizar un gráfico comparativo de esfuerzo – deformación. Dicho grafico se encuentra en la figura 44.

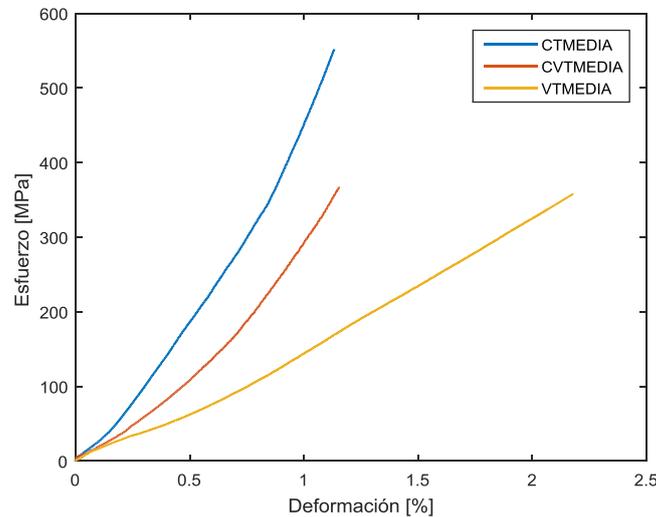


Figura 44. Diagramas Esfuerzo-Deformación para los especímenes CF1, CF2, CF3, CF4 y CF5.

En la figura 44 se puede comprobar que la fibra de carbono con epoxica tiene la mayor resistencia a la tracción, mientras que la fibra de vidrio con epoxica tiene menor resistencia a la tracción. Sin embargo la combinación que existe entre fibra de vidrio/carbono y epoxica proporcionan propiedades intermedias entre los materiales compuestos hechos totalmente de fibras de vidrio y de fibra de carbono. Además, la deformación de la fibra de vidrio es muy superior a la del carbono. Mientras que la del híbrido se aproxima mucho a la de la fibra de carbono.

Ensayos de Flexión

En el caso de la fibra de carbono se ensayó 5 especímenes a flexión hasta la ruptura. Una vez ensayados los especímenes se obtuvo las propiedades mecánicas a flexión, con lo cual se graficó la curva esfuerzo – deformación de los 5 especímenes. En la figura 45 se muestra los resultados de las 5 curvas de esfuerzo- deformación para cada espécimen.

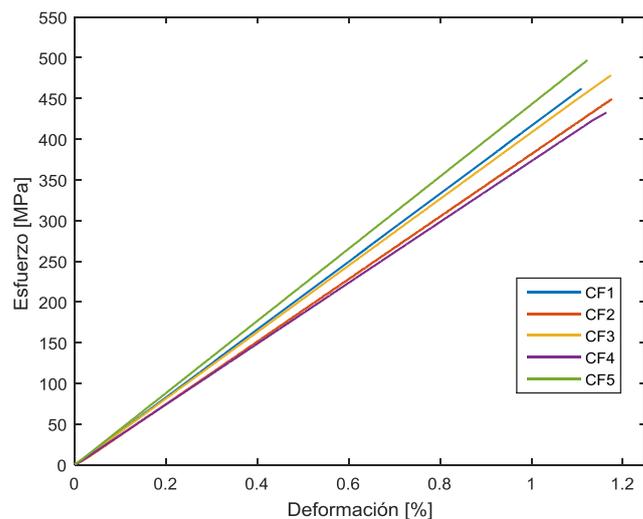


Figura 45. Diagramas Esfuerzo-Deformación para los especímenes CF1, CF2, CF3, CF4 y CF5.

A partir de la figura 45, se determina las propiedades mecánicas a flexión de los especímenes de fibra de carbono con epoxica. Dichas propiedades se encuentran en la tabla 20.

Tabla 20. Propiedades a flexión de fibra de carbono obtenidas experimentalmente.

Espécimen ensayado	Resistencia a la tracción (MPa)	Deformación última por tensión (%)	Módulo de Young para tensión (GPa)
CF1	462	1,11	41,6
CF2	449	1,17	38,4
CF3	478	1,17	40,9
CF4	432	1,16	37,2
CF5	496	1,12	44,3

A partir de la tabla 20, se calcula la media para las propiedades mecánicas a flexión del material compuesto de fibra de carbono y epoxica. Con un valor de 463,4 MPa para la resistencia a la flexión, 1,15 % para la deformación última por flexión y 49,04 GPa para el módulo de Young a flexión.

En el caso del material híbrido se ensayó 5 especímenes a flexión hasta la ruptura. Una vez ensayados los especímenes se obtuvo las propiedades mecánicas a flexión, con lo

cual se graficó la curva esfuerzo – deformación de los 5 especímenes. En la figura 46 se muestra los resultados de las 5 curvas de esfuerzo- deformación para cada espécimen.

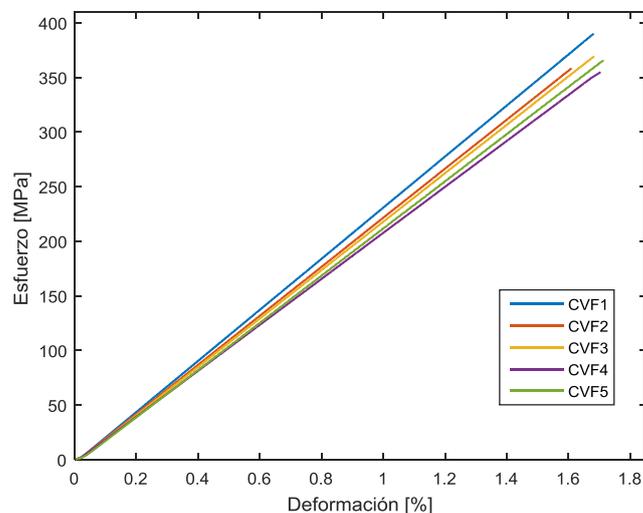


Figura 46. Diagramas Esfuerzo-Deformación para los especímenes CVF1, CVF2, CVF3, CVF4 y CVF5.

A partir de la figura 46, se determina las propiedades mecánicas a flexión de los especímenes de fibra de carbono/vidrio con epoxica. Dichas propiedades se encuentran en la tabla 21.

Tabla 21. Propiedades a flexión del híbrido obtenidas experimentalmente.

Espécimen ensayado	Resistencia a la tracción (MPa)	Deformación última por tensión (%)	Módulo de Young para tensión (GPa)
CVF1	390	1,68	23,2
CVF2	358	1,61	22,2
CVF3	369	1,68	21,9
CVF4	354	1,7	20,8
CVF5	365	1,71	21,3

Con la tabla 21, se calcula la media para las propiedades mecánicas a flexión del material compuesto de fibra de carbono/vidrio y epoxica. Con un valor de 367,2 MPa para la resistencia a la flexión, 1,68 % para la deformación última por flexión y 21,9 GPa para el módulo de Young a flexión.

En el caso de la fibra de vidrio se ensayó 5 especímenes a flexión hasta la ruptura. Una vez ensayados los especímenes se obtuvo las propiedades mecánicas a flexión, con lo cual se graficó la curva esfuerzo – deformación de los 5 especímenes. En la figura 47 se muestra los resultados de las 5 curvas de esfuerzo- deformación para cada espécimen.

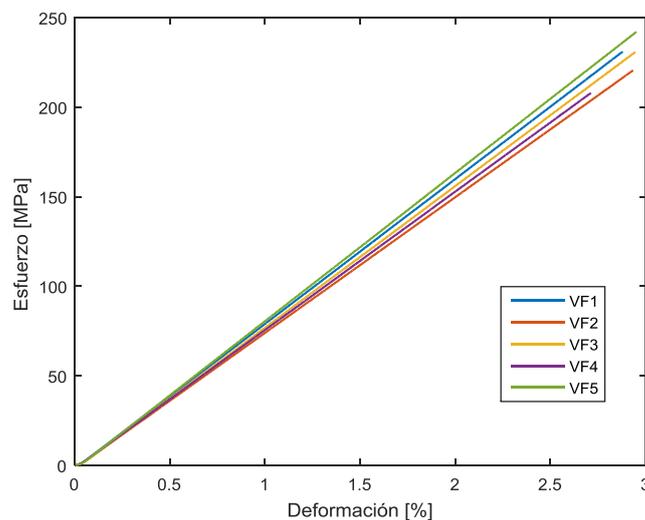


Figura 47. Diagramas Esfuerzo-Deformación para los especímenes VF1, VF2, VF3, VF4 y VF5.

A partir de la figura 47, se determina las propiedades mecánicas a flexión de los especímenes de fibra de vidrio con epoxica. Dichas propiedades se encuentran en la tabla 22.

Tabla 22. Propiedades a flexión de fibra de vidrio obtenidas experimentalmente.

Espécimen ensayado	Resistencia a la tracción (MPa)	Deformación última por tensión (%)	Módulo de Young para tensión (GPa)
VF1	231	2,88	8
VF2	221	2,93	7,5
VF3	231	2,94	7,9
VF4	208	2,71	7,7
VF5	242	2,95	8,2

Con la tabla 22, se calcula la media para las propiedades mecánicas a flexión del material compuesto de fibra de vidrio y epoxica. Con un valor de 226,6 MPa para la resistencia a la flexión, 2,88 % para la deformación última por flexión y 7,86 GPa para el módulo de Young a flexión.

Una vez determinadas las propiedades mecánicas a flexión de los 3 materiales compuestos. Se procede a usar sus propiedades promedias para realizar un gráfico comparativo de esfuerzo – deformación. Dicho grafico se encuentra en la figura 48.

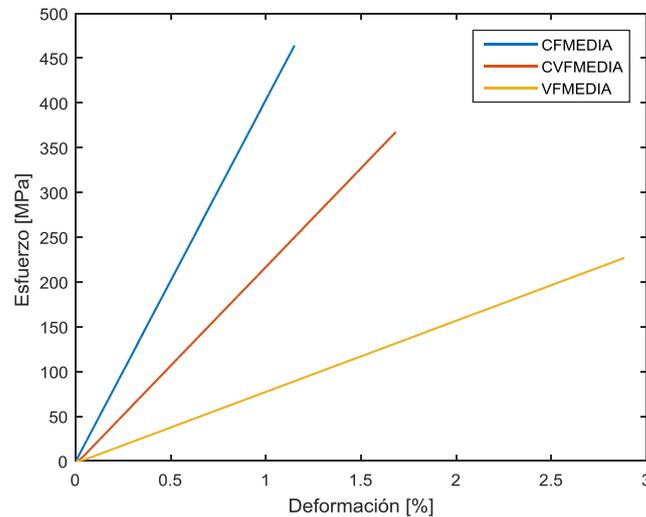


Figura 48. Diagramas Esfuerzo-Deformación para los especímenes CF1, CF2, CF3, CF4 y CF5.

Se puede notar que la fibra de carbono con epoxica tiene la mayor resistencia a la flexión y la menor deformación por flexión. En el caso contrario se encuentra la fibra de vidrio con epoxica, que tiene alta deformación por flexión pero poca resistencia a la flexión. Cabe mencionar que la combinación de fibra de vidrio/carbono y epoxica encuentra sus propiedades de flexión entre los otros dos materiales compuestos de fibra de vidrio y fibra de carbono.

Los resultados experimentales de los ensayos de tracción para los 3 diferentes materiales compuestos pueden ser comparados con los resultados teóricos de la tabla 6. La propiedad a comparar es el módulo de elasticidad para los 3 materiales compuestos. Dicha comparación se encuentra en la tabla 23.

Tabla 23. Comparación entre el módulo de elasticidad teórico y experimental para ensayos de tracción.

Material	Módulo de elasticidad teórico [GPa]	Módulo de elasticidad experimental [GPa]
Fibra de carbono	71,423	48,86
Híbrido	47,738	31,86
Fibra de vidrio	24,053	16,46

Al comparar los resultados de la tabla 23, se puede visualizar que hay diferencias entre los módulos de elasticidad teórico y experimental. El porcentaje de error para los 3 materiales compuestos es: 31,6 % para la fibra de carbono, 33,26 % para el material híbrido y 31,57 % para la fibra de vidrio.

Posteriormente, una vez obtenida la resistencia a la tracción y la resistencia a la flexión de los 3 materiales compuestos, se procede a usar un criterio de falla para el diseño del elevador. El criterio de falla usado es el de máxima resistencia. Usando la ecuación (18) se obtuvo la resistencia máxima a tracción y flexión sobre el elevador, dichas resistencias son usadas a continuación dentro del criterio de falla.

Tracción:

$$F.I.1 = \frac{0,00124}{367} = 2.25 \times 10^{-6} < 1$$

$$F.I.2 = \frac{0,001782}{367} = 3.23 \times 10^{-6} < 1$$

$$F.I.12 = 0$$

Flexión:

$$F.I.1 = \frac{0,00124}{367,2} = 2.25 \times 10^{-6} < 1$$

$$F.I.2 = \frac{0,001782}{367,2} = 3.23 \times 10^{-6} < 1$$

$$F.I.12 = 0$$

Se puede notar que el criterio de falla de máxima resistencia para el caso de tracción y flexión es inferior a 1. Lo cual demuestra que las fuerzas que se ejercen sobre el elevador serán soportadas por el material compuesto.

CONCLUSIONES Y RECOMENDACIONES

Mediante este trabajo de titulación, se logró diseñar y fabricar el elevador de un vehículo aéreo no tripulado. Partiendo desde el dimensionamiento de la pieza con respecto a su estabilizador horizontal, posteriormente un análisis aerodinámico para determinar las fuerzas ejercidas sobre el elevador, diseño del material compuesto para luego seleccionar el material de fabricación del elevador, diseño de moldes con la forma de la pieza y finalmente la fabricación del elevador.

Con un análisis aerodinámico y usando ecuaciones de sustentación, arrastre y momento. Se logró determinar las fuerzas a las que se encuentra sometido el elevador. Para lo cual partiendo desde el perfil aerodinámico del elevador y las condiciones de vuelo del piquero UAV, se realizó curvas de C_d vs. α , C_L vs. α y C_m vs. α obtenidas en el programa XFLR5. Los valores de las fuerzas sobre el elevador son: 2,94 N para sustentación, 0,197N para arrastre y 0,0040N.m para momento.

Se realizó un análisis teórico de los 3 materiales compuestos: fibra de carbono, híbrido y fibra de vidrio. Logrando obtener las 9 propiedades elásticas independientes para un laminado sometido a tracción. Además, con las fuerzas que se ejercen sobre el elevador, se determinó el esfuerzo y deformación causados por la sustentación, arrastre y momento sobre los 3 materiales compuestos propuestos.

Se realizó un análisis económico para la fabricación del elevador, el costo para fabricar un elevador de fibra de carbono con resina epoxica es de \$17,36, mientras que de fibra de carbono/vidrio con resina epoxica es de \$13,8 y de fibra de vidrio con resina epoxica es de \$12,36. Por lo que debido al costo y propiedades mecánicas a tracción y flexión la mejor alternativa es fabricar una pieza de fibra de carbono/vidrio con resina epoxica.

En la fabricación de los moldes, se puede llegar a tener costos muy elevados como en el caso del molde de hierro negro que se gastó \$230, mientras que costos reducidos como el

costo de los otros 2 moldes que fue de \$30 para el molde de impresión 3D y \$20 para el molde de fibra de vidrio con resina poliéster. Sin embargo, como no se busca tolerancias geométricas muy ajustadas se puede fabricar el elevador en cualquiera de los 3 moldes y obtener el mismo resultado.

Se fabricó 15 especímenes para realizar ensayos de tracción y 15 especímenes para ensayos de flexión por medio del método de impregnación manual asistido por vacío. Con la norma ASTM D3039 “Standard Test Method for Tensile Properties of Polymer Matrix Composite Materials” y ASTM D790 “Flexural Properties of Unreinforced and Reinforced Plastics and Electrical Insulating Materials”, se logró determinar las propiedades mecánicas a tracción y flexión de los materiales compuestos de fibra de vidrio con epoxica, fibra de carbono con epoxica y fibra de vidrio/carbono con epoxica.

Con las propiedades de los 15 especímenes para tracción se logró graficar un total de 15 curvas de esfuerzo – deformación con lo cual se realizó un promedio entre cada conjunto de material. Lo cual dio como resultado para la fibra de carbono a tracción un valor de 551 MPa para la resistencia a la tracción, 1,13 % para la deformación ultima por tensión y 48,86 GPa para el módulo de Young a tensión. Para la fibra de carbono/vidrio a tracción un valor de 367 MPa para la resistencia a la tracción, 1,154 % para la deformación ultima por tensión y 31,86 GPa para el módulo de Young a tensión. Y para la fibra de vidrio un valor de 357,8 MPa para la resistencia a la tracción, 2,18 % para la deformación ultima por tensión y 16,46 GPa para el módulo de Young a tensión.

Con las propiedades de los 15 especímenes para flexión se logró graficar un total de 15 curvas de esfuerzo – deformación con lo cual se realizó un promedio entre cada conjunto de material. Lo cual dio como resultado para la fibra de carbono a flexión un valor de un valor de 463,4 MPa para la resistencia a la flexión, 1,15 % para la deformación ultima por flexión y 49,04 GPa para el módulo de Young a flexión. Para la fibra de carbono/vidrio a flexión un

valor de un valor de 367,2 MPa para la resistencia a la flexión, 1,68 % para la deformación última por flexión y 21,9 GPa para el módulo de Young a flexión. Y para la fibra de vidrio a flexión un valor de 226,6 MPa para la resistencia a la flexión, 2,88 % para la deformación última por flexión y 7,86 GPa para el módulo de Young a flexión.

Se logró fabricar un elevador por el método de moldeo manual asistido por vacío, dicho elevador fue fabricado del híbrido de fibra de carbono y fibra de vidrio con resina epoxica. Con un peso final de 224g. Mediante el criterio de falla de esfuerzo máximo se logró demostrar que el material escogido soporta las cargas a las que está sometido el elevador.

El cálculo de las fuerzas que actúan sobre el elevador, son influenciadas por el ángulo de ataque en el que se encuentra el elevador, además de otros factores como la velocidad a la que vuela el vehículo aéreo no tripulado, altura y las dimensiones propias del elevador. Los valores de las fuerzas proporcionan las condiciones a las cuales debe ser diseñado el elevador, permitiendo realizar un análisis más preciso del material compuesto que se debe utilizar para la construcción del mismo.

Los materiales seleccionados para los moldes fue hierro negro, ABS (acrilonitrilo butadieno estireno) y fibra de vidrio con resina poliéster. Dichos materiales fueron seleccionados debido al método de manufactura que se usó para la fabricación de los mismos. Sin embargo, se puede considerar otros materiales que sean menos costosos y que puedan adquirir la forma del elevador teniendo en cuenta que se debe mantener las dimensiones del elevador. Hay que recalcar que para la fabricación del elevador se hizo una impregnación manual de las fibras. Al ser este tipo de proceso se debe tener cuidado con la dirección de las fibras, tiempo de curado y el vacío. Debido a que si sucede algún error durante su posicionamiento esto causara defectos internos en el material compuesto que ocasionarían concentradores de esfuerzos.

Para mejorar el acabado superficial se debe cambiar a otro método de fabricación, como por ejemplo el método de transferencia por infusión de resina. Además, se puede eliminar las aristas vivas sobre el perfil aerodinámico, debido a las condiciones de vuelo que tiene el mini piquero. Haciendo que la manufactura sea más sencilla. A partir del diseño, cálculo del material compuesto, ensayos mecánicos del material, fabricación y costos del elevador. Se puede extender este conocimiento hacia otros elementos críticos del mini piquero UAV.

Finalmente, este trabajo de titulación puede ser considerado para fabricar piezas para otras aplicaciones que no sean solo el piquero – UAV. Ya que se podrían fabricar prótesis humanas, carrocería, tubos de fibra de carbono, placas, refuerzo estructural, carcasas protectoras, etc. Puede ser usada en cualquier aplicación donde se necesite alta resistencia y bajo peso. Sin embargo, para sacar el mayor provecho de dichos materiales es necesario poseer equipo adecuado para la fabricación de materiales compuestos. Sobre todo desarrollar técnicas más modernas de fabricación.

REFERENCIAS

- Arteaga Botello, N. (2016). Política de la verticalidad: drones, territorio y población en América Latina. *Región y sociedad*, 28(65), 263-292.
- ASTM. (2002). *Standard Test Method for Tensile Properties of Polymer Matrix Composite Materials*. DOI: 10.1520/D3039_D3039M-14
- ASTM, I. (2007). Standard test methods for flexural properties of unreinforced and reinforced plastics and electrical insulating materials. *ASTM D790-07*.
- Centro de Información Tecnológica y Apoyo a la Gestión de la Propiedad Industrial. (2015). *Boletín tecnológico de vehículos aéreos no tripulados, drones y sus sistemas de comunicación*.
- Dávila, J. L., Galeas, S., Guerrero, V. H., Pontón, P., Rosas, N. M., Sotomayor, V., & Valdivieso, C. (2011). Nuevos materiales: aplicaciones estructurales e industriales. (FAA), F. A. A. (2012). *Aviation Maintenance Technician Handbook-Airframe: FAA-H-8083- 31 Volume 1*. Chicago: Aviation Supplies & Academics, Inc.
- Gougeon Brothers (2010). *Vacuum Bagging Techniques (7 ed.)*. USA, Bay City.: MI USA.
- Hull, D., & Clyne, T. W. (1996). *An introduction to composite materials*. Cambridge university press.
- Jiménez, G. S., Valenzuela, M. M., & Cadavid, E. S. (2013). Vehículos aéreos no tripulados en Latinoamérica. *idsolution, Madrid*, 8-85.
- Kaw, A. K. (2005). *Mechanics of composite materials*. CRC press.
- López, J. (2012). *Procesos de Producción para el Primer Prototipo Avión Piquero - Galápagos UAV Y Uso de Materiales Compuestos USFQ* (tesis de pregrado). USFQ, Quito.
- Mallick, P. K. (2007). *Fiber-reinforced composites: materials, manufacturing, and design*. CRC press.

Sadraey, M. H. (2012). *Aircraft design: A systems engineering approach*. John Wiley & Sons.

Vural, M.: Estimating R/C model aerodynamics and performance, Illinois Institute of Technology, URL: <http://mypages.iit.edu/~vural/RC%20Airplane%20Design.pdf>
(pristupljeno: kolovoz 2016.)

Zhuguo, Z., Yingchun, Z., & Xupo, O. (2011). Study on Key Certification Issues of Composite Airframe Structures for Commercial Transport Airplane. *Procedia Engineering*, 17, 247-257.