



DOI: <http://dx.doi.org/10.23857/dc.v8i3>

Ciencias Técnicas y Aplicadas
Artículo de Investigación

Diseño estructural de una hélice de materiales compuestos para aeromodelos

Structural design of a propeller made of composite materials for model aircraft

Projeto estrutural de uma hélice feita de materiais compósitos para aeromodelismo

Rogelio Paul Arcos-Castillo ^I

rparcos@espe.edu.ec

<https://orcid.org/0000-0001-9055-9462>

Diego Israel Bustillos-Escola ^{II}

dibustillos@espe.edu.ec

<https://orcid.org/0000-0001-9112-513X>

Francisco Saúl Alcocer-Salazar ^{III}

francisco.alcocer@utc.edu.ec

<https://orcid.org/0000-0001-9362-3431>

Luis Ángel Coello-Tapia ^{III}

lacoello@espe.edu.ec

<https://orcid.org/0000-0002-1496-0331>

Correspondencia: rparcos@espe.edu.ec

***Recibido:** 29 de agosto del 2022 ***Aceptado:** 28 de septiembre de 2022 * **Publicado:** 05 de octubre de 2022

- I. Tecnólogo en Mecánica Aeronáutica mención Motores, Universidad de las Fuerzas Armadas ESPE, Departamento de Ciencias de la Energía y Mecánica, Latacunga, Ecuador.
- II. Magíster en Industria 4.0, Ingeniero en Mecatrónica, Universidad de las Fuerzas Armadas ESPE, Departamento de Ciencias de la Energía y Mecánica, Latacunga, Ecuador.
- III. Magister en Mecánica Mención en Manufactura, Ingeniero Mecánico, Universidad Técnica de Cotopaxi, Facultad de Ciencias de la Ingeniería y Aplicadas, Latacunga, Ecuador.
- IV. Ingeniero Aeronáutico, Tecnólogo en Mecánica Aeronáutica Mención Motores, Universidad de las Fuerzas Armadas ESPE, Departamento de Ciencias de la Energía y Mecánica, Latacunga, Ecuador.

Diseño estructural de una hélice de materiales compuestos para aeromodelos

Resumen

El objetivo del artículo es presentar el diseño estructural de una hélice de materiales compuestos, para aeromodelos, y verificar que se satisfagan los requerimientos de diseño. Los cálculos de la respuesta estructural se efectuaron en base al diseño aerodinámico de la pala, considerando los materiales y procesos de fabricación definidos, posteriormente se validaron los resultados a través de un modelo de elementos finitos. Además, se realizaron análisis de frecuencias naturales y modos de vibrar en todo el rango de operación, donde no se detectaron cruces entre las frecuencias naturales y la rotación del motor. Si bien existen diferencias entre el modelo analítico y el modelo de elementos finitos de hasta un 30%, se estima que el modelo analítico debería proporcionar frecuencias naturales más bajas que la pala real al considerar toda su masa; por ende, se deberá verificar todos los resultados obtenidos a partir de ensayos experimentales para obtener las frecuencias naturales de la hélice, las mismas que podrían servir de base para posibles comparaciones.

Palabras clave: Materiales compuestos; Hélice; Frecuencias naturales; Modos de vibrar.

Abstract

The objective of the article is to present the structural design of a propeller made of composite materials, for model aircraft, and to verify that the design requirements are met. The calculations of the structural response were made based on the aerodynamic design of the blade, considering the materials and manufacturing processes defined, later the results were validated through a finite element model. In addition, analyzes of natural frequencies and vibration modes were carried out throughout the operating range, where no crossovers between natural frequencies and motor rotation were detected. Although there are differences between the analytical model and the finite element model of up to 30%, it is estimated that the analytical model should provide lower natural frequencies than the real blade considering all its mass; therefore, all the results obtained from the experimental tests should be verified to obtain the natural frequencies of the propeller, the same ones that could serve as a basis for possible comparisons.

Keywords: Composite materials; Propeller; Natural frequencies; Vibration modes.

Diseño estructural de una hélice de materiales compuestos para aeromodelos

Resumo

O objetivo do artigo é apresentar o projeto estrutural de uma hélice de materiais compósitos, para aeromodelismo, e verificar se os requisitos de projeto são atendidos. Os cálculos da resposta estrutural foram feitos com base no projeto aerodinâmico da pá, considerando os materiais e processos de fabricação definidos, posteriormente os resultados foram validados através de um modelo de elementos finitos. Além disso, foram realizadas análises de frequências naturais e modos de vibração em toda a faixa de operação, onde não foram detectados cruzamentos entre frequências naturais e rotação do motor. Embora existam diferenças entre o modelo analítico e o modelo de elementos finitos de até 30%, estima-se que o modelo analítico deva fornecer frequências naturais menores do que a lâmina real considerando toda a sua massa; portanto, todos os resultados obtidos nos testes experimentais devem ser verificados para obter as frequências naturais da hélice, as mesmas que poderão servir de base para possíveis comparações.

Palavras-chave: Materiais compósitos; Hélice; Frequências naturais; Modos de vibração.

Introducción

Materiales compuestos

Un material compuesto se define como una mezcla de diferentes materiales; esta definición es tan general que podría referirse a aleaciones metálicas hechas de varios metales diferentes para mejorar la resistencia, ductilidad, conductividad o cualquier característica que se desee (Santamaria, 2021). Asimismo, la composición de los materiales compuestos es una combinación de refuerzo, como una fibra, rodeada y mantenida en su lugar por una resina, formando una estructura. Por separado, el refuerzo y la resina son muy diferentes de su estado combinado. Incluso en su estado combinado, aún pueden identificarse individualmente y separarse mecánicamente (Bercero, 2010).

Es así que un material compuesto, consiste en dos o más fases en una escala macroscópica, cuyo desempeño y propiedades mecánicas están diseñados para superar a las de los constituyentes por separado como se observa en la Figura 1. En aplicaciones estructurales, generalmente se tiene una fase más rígida y resistente denominada REFUERZO (por ejemplo, fibras de carbono), y una fase menos rígida y resistente denominada MATRIZ (por ejemplo, resina epoxi) que se encarga de

Diseño estructural de una hélice de materiales compuestos para aeromodelos

contener los refuerzos, protegerlos de daños químicos y mecánicos, además distribuye las cargas para equilibrar el conjunto (Zurita, 2022).



Figura 1: Definición de un material compuesto.

Los materiales compuestos son cada vez más importantes en las estructuras aeronáuticas y/o aeroespaciales, como por ejemplo carenados, alerones, controles de vuelo, entre otros. Las aeronaves de nueva generación están diseñadas en un 80% con materiales compuestos, brindándoles ventajas importantes como alta resistencia, peso relativamente bajo y alta protección a la corrosión (Santiago, 2003). Es así que en la actualidad los materiales compuestos también se utilizan en aeromodelos, ya que optimizan su estructura, y aumentan la carga útil que pueden transportar las aeronaves (Chamola, 2021).

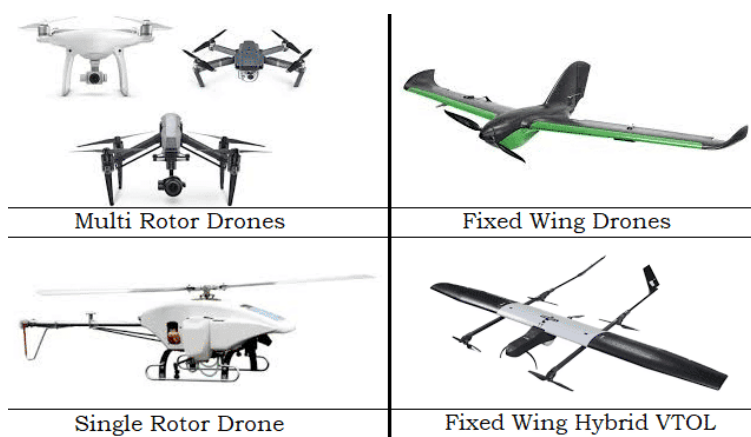


Figura 2: Aeromodelos fabricados con materiales compuestos.

Propósito de una hélice

El propósito de una hélice es convertir la potencia entregada por un motor en empuje para propulsar una aeronave. Esto se logra mediante la aceleración de una masa de aire comparativamente grande,

Diseño estructural de una hélice de materiales compuestos para aeromodelos

produciendo así un empuje hacia el lado contrario (tercera ley de Newton), esto se logra gracias a las palas que conforman la hélice como se observa en la Figura 3. La aceleración aplicada no es grande en comparación con otros sistemas de reacción (Martínez, 2021).

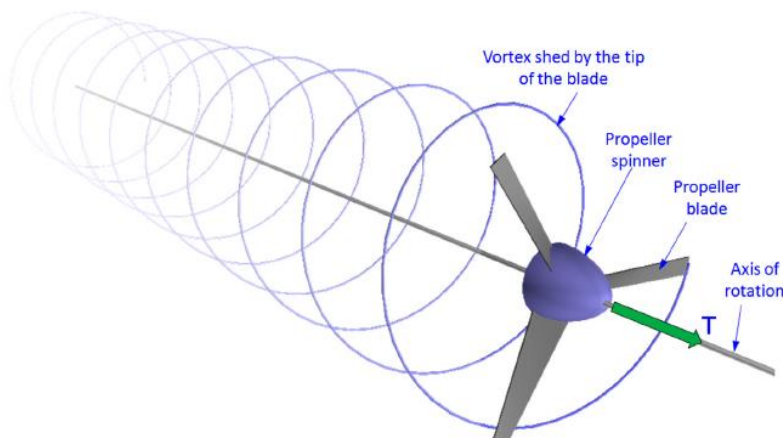


Figura 3: Empuje “T” generado por las palas de una hélice.

Geometría de la hélice

Una hélice consta de dos o más palas de forma aerodinámica unidas a un eje central; este cubo está montado en un eje de hélice accionado por el motor, el eje de la hélice hace girar todo el conjunto, como si fueran alas giratorias (Oleson, 1998). Al igual que un ala, la pala de una hélice tiene una base y una punta, un borde de ataque y un borde de salida (ver Figura 4). El lado curvo hacia adelante se denomina "parte posterior" de la pala, mientras que el lado plano que mira hacia atrás se denomina "cara" de presión o empuje. En el área de la raíz, donde la sección de la pala se vuelve redonda se denomina "vástago o toma" como se observa en la Figura 5.

Diseño estructural de una hélice de materiales compuestos para aeromodelos

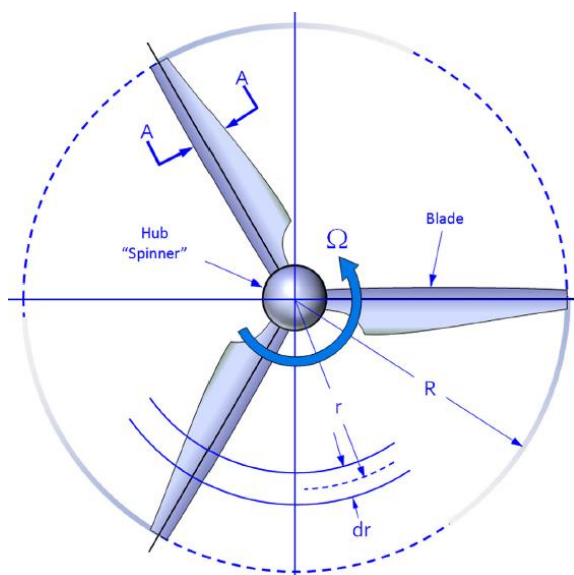


Figura 4: Geometría de la hélice.

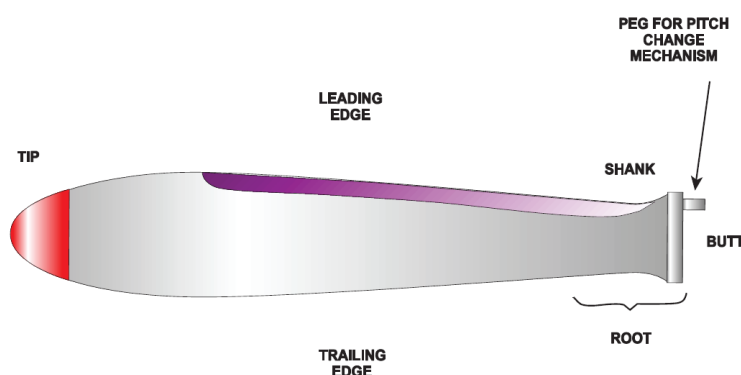


Figura 5: Nomenclatura de la pala de una hélice.

Momento angular y efectos giroscópicos de una hélice

El momento angular y los efectos giroscópicos juegan un papel importante en la teoría de la estabilidad y control de una hélice (Mayer, 2021), por lo tanto, deben tenerse en cuenta en el diseño. Considerando que la hélice de la Figura 6 gira en sentido antihorario a una velocidad angular constante (Ω_x), a medida que gira sobre el eje x (eje de rotación) se genera un momento angular (h_{RS_x}), la aeronave debe reaccionar a este impulso, de lo contrario, comenzaría a girar en la dirección opuesta (Flores, 2017). Algunas aeronaves multimotor cuentan con un número par de motores (dos, cuatro, seis, etc.) y las hélices giran en direcciones opuestas sobre el plano de simetría. Mientras todos los motores giren a las mismas RPM, esto cancela los momentos angulares.

Diseño estructural de una hélice de materiales compuestos para aeromodelos

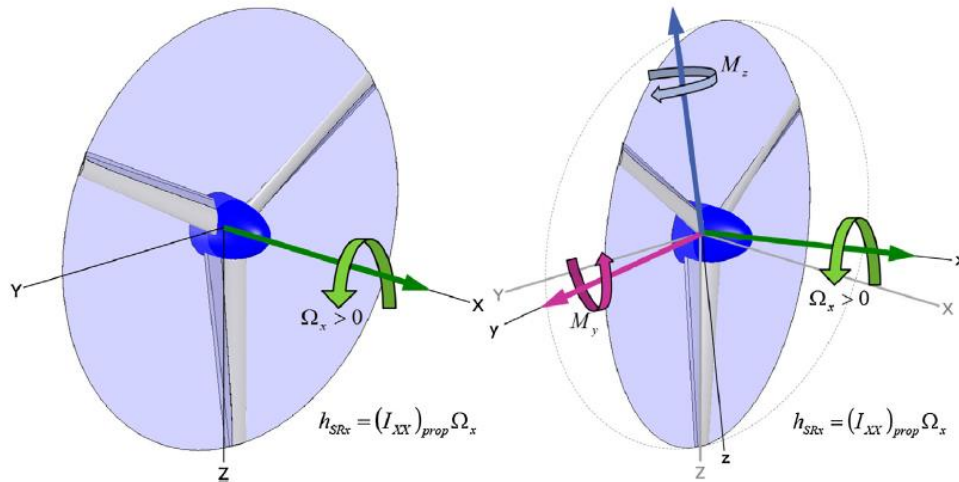


Figura 6: Momento angular y efectos giroscópicos.

Metodología

Geometría de las palas

Se definió la geometría de las palas producto del diseño aerodinámico con perfiles Clark Y (Hernández, 2017), las características geométricas de las palas consisten en la distribución de cuerdas y ángulos geométricos en diversas estaciones como se resume en la Tabla 1.



Figura 7: Perfil aerodinámico Clark Y.

Figura 8: Características geométricas de las palas.

Estación	Radio [mm]	Cuerda [mm]	Espesor máximo [mm]	Ángulo de paso geométrico (°)
1	70	20.0	20.0	-
2	86	32.0	13.8	39.76
3	103	38.2	10.7	35.42
4	119	40.7	7.3	32.04
5	136	42.1	4.9	29.32

Diseño estructural de una hélice de materiales compuestos para aeromodelos

Estación	Radio [mm]	Cuerda [mm]	Espesor máximo [mm]	Ángulo de paso geométrico (°)
6	152	43.1	5.0	27.13
7	168	44.0	5.2	25.31
8	185	44.5	5.2	23.79
9	201	44.4	5.2	22.46
10	218	43.5	5.1	21.32
11	234	42.0	4.9	20.32
12	250	40.2	4.7	19.43
13	267	38.0	4.4	18.63
14	283	35.3	4.1	17.89
15	300	30.5	3.6	17.18
16	316	21.3	2.5	16.48
17	333	1.20	0.1	15.54

Para definir la geometría se tuvieron en cuenta factores estructurales y constructivos, como por ejemplo la variación de cuerdas a lo largo de la envergadura, la interacción entre el diseño del cubo de la hélice y de la pala en su zona de raíz, adoptándose para la misma una toma cilíndrica de 20 mm de diámetro. Es así que se realizó una transición progresiva desde el espesor de la toma hasta el espesor de la pala; por ende, la geometría final de cada pala puede observarse en la Figura 8.

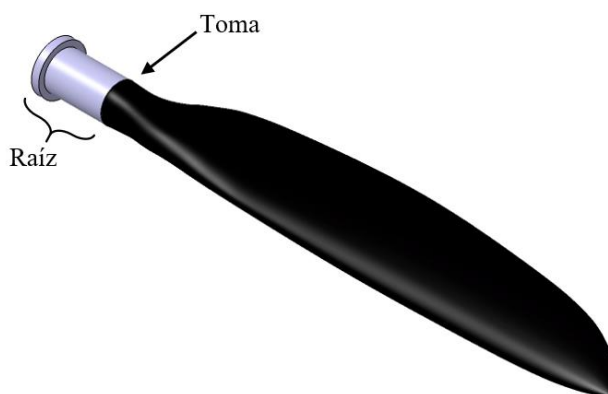


Figura 9: Geometría de las palas de la hélice.

Diseño estructural de una hélice de materiales compuestos para aeromodelos

Materiales

La estructura de cada pala fue construida de material compuesto de tejidos de fibra de carbono y resina epoxi con una relación estimada de 40% de fibras en volumen, mientras que para la toma de cada pala se utilizó aleación de aluminio 6061-T6 (Bahena, 2022). Las propiedades mecánicas del material compuesto obtenidas mediante ensayos de láminas de tejido unidireccional de carbono con resina epoxi se resumen en la Tabla 2.

Figura 10: Propiedades láminas unidireccionales carbono – epoxi.

Propiedad	Valor
Módulo Elástico (E_1)	100 GPa
Módulo Elástico (E_2)	7 GPa
Módulo Corte ($G_{12} / G_{13} / G_{23}$)	3.5 GPa
Coefficiente de Poisson (ν_{12})	0.3
Densidad	1500 Kg/m ³
Espesor de lámina	0.2 mm
Resistencia a tracción longitudinal (F_{1t})	1000 MPa
Resistencia a compresión longitudinal (F_{1c})	600 MPa
Resistencia a tracción transversal (F_{2t})	46 MPa
Resistencia a compresión transversal (F_{2c})	150 MPa
Resistencia a corte en el plano (F_6)	65 MPa

Modelo analítico simplificado

El modelo analítico estructural simplificado de la pala, permite estimar el estado tensional y así verificar los espesores mínimos requeridos en cada estación. Se utiliza un modelo de viga (Mieles, 2019) de la pala, modelizando la sección transversal como dos platabandas de dimensiones $b \times t$, separadas una distancia h determinada por el espesor del perfil (ver Figura 9), además se asume un espesor de laminado t de 1 mm, y un ancho de platabanda b de 18 mm, salvo en la zona de la toma donde se reduce a 10 mm por reducción de la cuerda. El caso de carga considerado fue de 6000 RPM, donde no se consideran efectos de segundo orden debido a la fuerza centrífuga, y se estiman las tensiones normales en las platabandas a partir de la fuerza centrífuga descomponiendo el

Diseño estructural de una hélice de materiales compuestos para aeromodelos

momento en un par de fuerzas, para finalmente ajustar el espesor de perfil y no sobrepasar la tensión admisible para asegurar la transición suave a la toma.

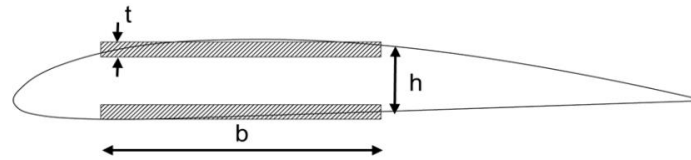


Figura 11: Sección transversal del modelo simplificado de la pala.

En base a las hipótesis y procedimientos preestablecidos, se calculan las tensiones como se observa en la Figura 10. El modelo simplificado permite entonces tener un orden de magnitud del espesor de laminado necesario, así como de las tensiones presentes a lo largo de la envergadura, de modo de proceder a la determinación del proceso de fabricación y al análisis en detalle mediante el método de los elementos finitos como se detalla más adelante.

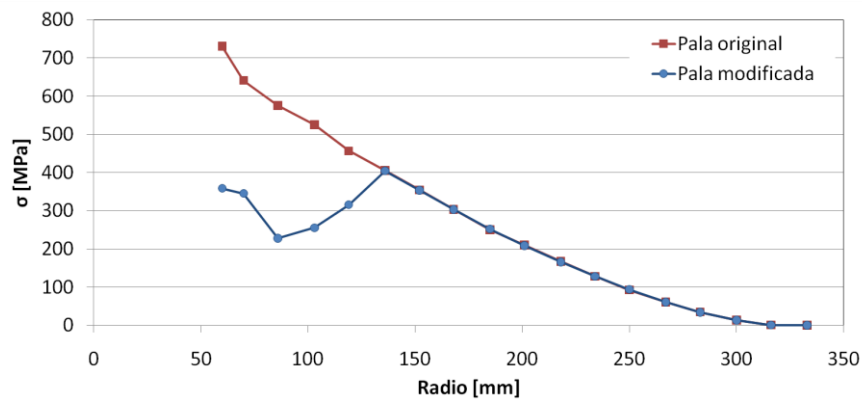


Figura 12: Tensiones normales a lo largo de la envergadura de cada pala.

Modelo de elementos finitos (FEM)

El modelo FEM se utiliza para estimar las frecuencias naturales y modos de vibrar (Ciancio, 2010) de la pala de modo de asegurar su correcta operación. Se desarrolla un modelo de la pala en elementos sólidos, donde se pretende capturar la contribución en la respuesta estructural de toda la sección transversal de la pala. Se contempló una reducción del 20% en las propiedades de la lámina unidireccional para el material homogéneo por seguridad, es así que se propone un material homogéneo ortótropo (Luccioni, 1997) mediante el cual se verifican las tensiones presentes en las

Diseño estructural de una hélice de materiales compuestos para aeromodelos

zonas críticas, así como también los esfuerzos en la toma de pala. Se analizaron dos casos, uno con cargas estáticas - 6000 RPM y otro con cargas a 40 m/s - 6000 RPM, en la Figura 11 y 12 se presenta la tensión en la dirección de la envergadura para la pala homogénea en el extradós e intradós del caso estático ya que es el más crítico.

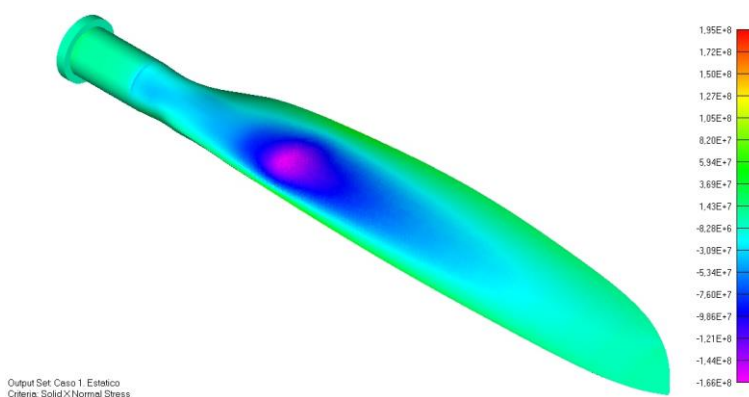


Figura 13: Tensión – extradós (cargas estáticas - 6000 RP).

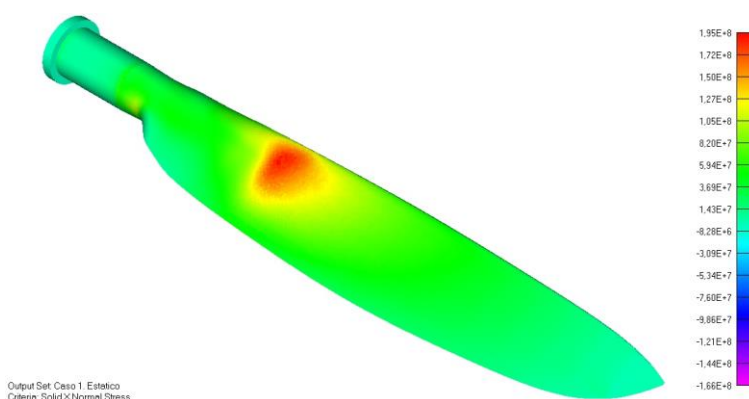


Figura 14: Tensión – intradós (cargas estáticas - 6000 RP).

Se observa que las tensiones en la zona de tracción (intradós) son del orden de los 200 MPa mientras que en la zona comprimida (extradós) son del orden de los 170 MPa. Dichos valores de tensión pueden asociarse a que el modelo sólido contempla el aumento de la sección transversal portante de la pala, por lo tanto, se espera que los márgenes de seguridad aumenten. En la Tabla 3 se presenta el resultado de los análisis de frecuencias naturales y modos de vibrar de la pala. El diagrama de Campbell (Clemente, 2017) correspondiente se observa en la Figura 13.

Diseño estructural de una hélice de materiales compuestos para aeromodelos

Figura 15: Frecuencias naturales y modos de vibrar.

Modo	f (Hz)					Descripción
	0 RPM	1500 RPM	3000 RPM	4500 RPM	6000 RPM	
1	150	150	150	166	206	1° Modo Flexión
2	469	469	469	474	487	1° Modo Flexión
3	595	595	598	600	616	2° Modo Flexión
4	790	790	791	802	838	1° Modo Torsión
5	1469	1469	1470	1478	1504	3° Modo Flexión
6	1806	1806	1808	1818	1853	4° Modo Flexión

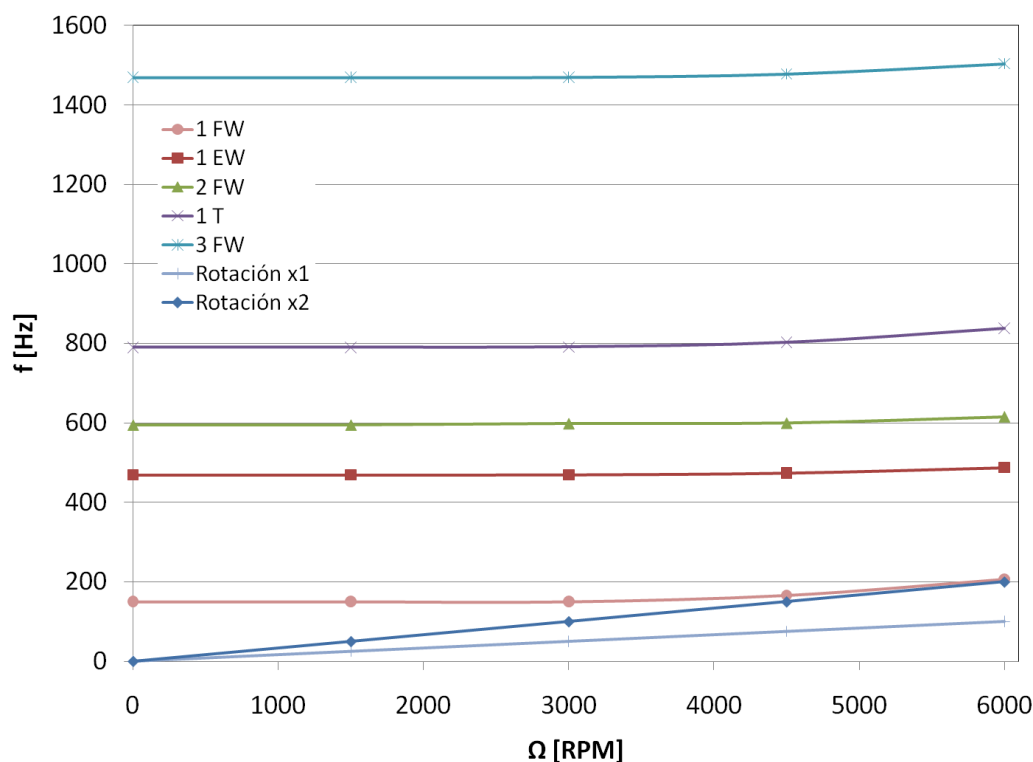


Figura 16: Diagrama de Campbell.

Proceso de fabricación

El proceso de fabricación propuesto consiste en una variante de RTM (Resin Transfer Moulding), donde la presión de inyección necesaria dependerá de la permeabilidad de la preforma de refuerzos y de la calidad de terminación superficial necesaria. El proceso de RTM radica en colocar una

Diseño estructural de una hélice de materiales compuestos para aeromodelos

preforma de refuerzos en una matriz rígida estanca (Potter, 2012); compactar la preforma mediante presión mecánica de la matriz, evacuar el aire mediante una bomba de vacío y finalmente inyectar resina para impregnar la pieza por completo.

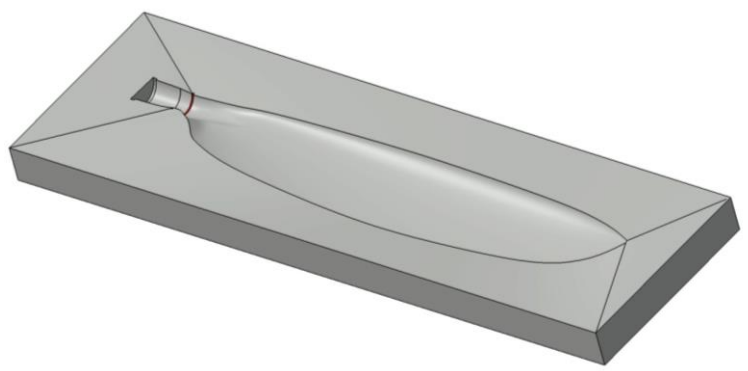


Figura 17: Matricería - concepto del molde partido.

La matricería necesaria fue fabricada en aleación de aluminio mecanizado como se observa en la Figura 14, y tiene incorporado una cavidad para posicionar la toma metálica y canales para inyección y extracción de resina. El mecanizado contempla un sistema de hermanado de ambas mitades de molde para asegurar la geometría aerodinámica. En el perímetro se incorporó un sello que permita la estanqueidad completa de la cavidad interna del molde. La matriz debe ser preparada con un producto desmoldante en la superficie para facilitar su extracción.

La preforma se construyó a partir de la adición de láminas cuyo espesor final es conocido. Se realizó una aproximación de la geometría mediante volúmenes individuales de lámina obteniéndose una buena aproximación para los cortes de telas (ver Figura 15). Una vez colocada la preforma en el molde, se realiza un proceso de compactación mecánica y se vuelve a abrir el molde para recortar cualquier excedente de material que pudiera interferir en el correcto cierre.

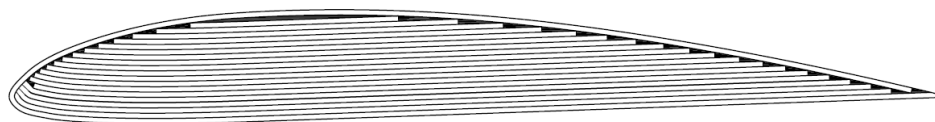


Figura 18: Aproximación geometría sólida por láminas para corte de telas.

Diseño estructural de una hélice de materiales compuestos para aeromodelos

Las primeras telas son envueltas y por lo tanto deberán ser dispuestas sobre un lateral del molde hasta que se coloquen las láminas del interior y la pieza metálica de la toma (ver Figura 16). Una vez compactada y recortada la preforma, se procede a la evacuación del aire del molde y posterior inyección de la resina como se observa en la Figura 17.

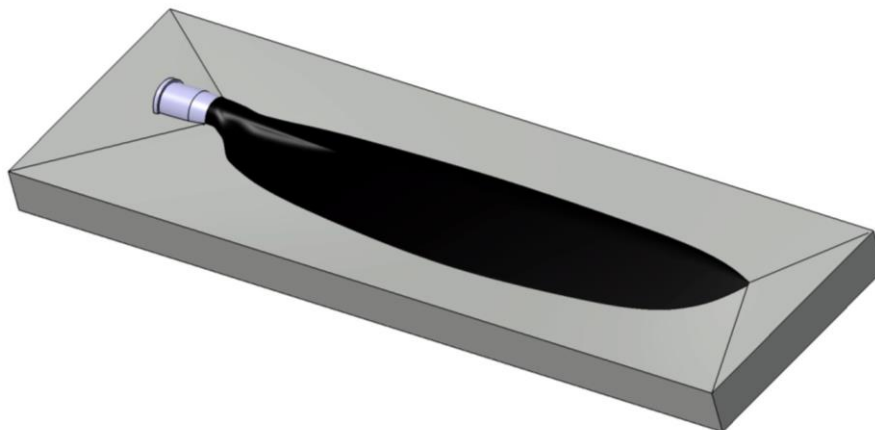


Figura 19: Armado de la preforma.

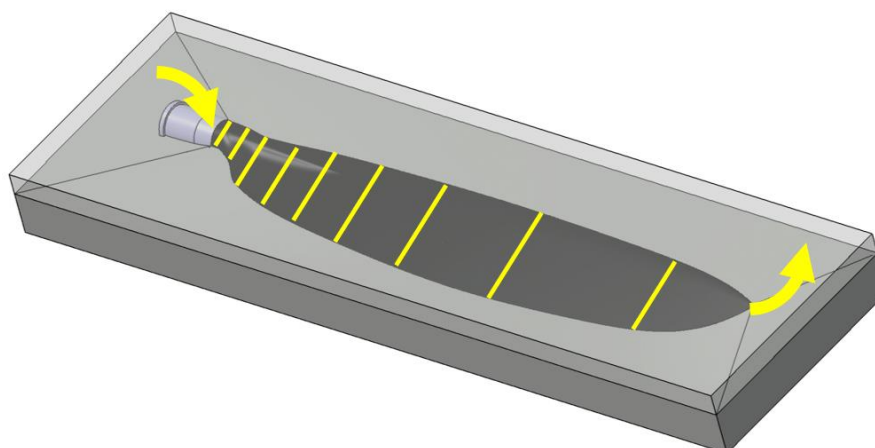


Figura 20: Inyección de resina.

Una vez asegurada la impregnación completa, se procede a cerrar los pasos de resina y se deja curar durante 24 horas. Luego se debe realizar el proceso de post curado que consiste en llevar la pieza a un molde con una temperatura elevada (80 °C) durante 8 horas. Finalmente se desmolda la pala terminada y se realizan procedimientos de post procesamiento de ser necesario (corte, lijado, pulido, etc.).

Resultados y discusión

Con respecto a los casos de cargas planteados, el caso crítico resulta ser el de la aeronave detenida con el motor a 6000 RPM, para el cual se obtienen índices de falla inferiores a uno. A pesar de los resultados, se recomienda realizar ensayos para validar las propiedades del material utilizado dado que pueden verse afectadas por las características del proceso de fabricación. En lo que respecta al análisis tensional, la toma de pala metálica posee tensiones por debajo de los 80 MPa en los casos considerados, lo que arroja índices de seguridad del orden de 1.76.

Se realizaron análisis de frecuencias naturales y modos de vibrar para obtener los diagramas de Campbell para la pala. En todo el rango de operación considerado no se detectan cruces entre las frecuencias naturales y la rotación del motor. Si bien existen diferencias entre el modelo analítico y el modelo de elementos finitos de hasta un 30%, se estima que el modelo analítico debería proporcionar frecuencias naturales más bajas que la pala real al considerar toda su masa; por ende, se deberá verificar todos los resultados obtenidos a partir de ensayos experimentales para obtener las frecuencias naturales de la hélice.

Se observa además que para el segundo armónico de la rotación se predice un cruce o una cercanía entre la frecuencia del primer modo y la velocidad de operación de 6000 RPM. Este hecho debería ser verificado dado que, debido a las características del motor utilizado en el aeromodelo con dos cilindros opuestos, la estela que afecta a la pala podría producir una resonancia en esa frecuencia particular. Esa verificación puede ser realizada a partir de ensayos para obtener las propiedades mecánicas del material resultante del proceso de fabricación o mediante la realización de validación experimental de las frecuencias naturales en rotación.

Referencias

1. Bercero, J. R. G., HERRERO, S. B., & López, A. M. C. (2010). Introducción al conocimiento de los materiales ya sus aplicaciones. Editorial UNED.
2. Bahena, P., & Edson, K. (2022). Evaluación del efecto de los tratamientos térmicos sobre la vida a fatiga de aleaciones de aluminio.
3. Chamola, V., Kotes, P., Agarwal, A., Gupta, N., & Guizani, M. (2021). A comprehensive review of unmanned aerial vehicle attacks and neutralization techniques. Ad hoc networks, 111, 102324.

Diseño estructural de una hélice de materiales compuestos para aeromodelos

4. Clemente Maestre, J. (2017). Diseño de un sistema de atenuación de vibraciones para una pala de aerogenerador.
5. Ciancio, P. M., Pico, L. O., & Rossit, C. A. (2010). Incidencia de la conformación anisotrópica de placas rectangulares delgadas sobre las frecuencias naturales de vibración. *Mecánica Computacional*, 29(5), 343-351.
6. Flores Santiago, J. (2017). Modelado y control de un cuadrirrotor con un solo motor (Master's thesis, Tesis (MC)--Centro de Investigación y de Estudios Avanzados del IPN Programa en Sistemas Autónomos de Navegación Aérea y Submarina).
7. Hernández Talavera, A. (2017). Visualización de esfuerzos mediante análisis fotoelástico para perfiles alares tipo GA W-1 y CLARK-Y.
8. Luccioni, B. M., & Martín, P. E. (1997). Modelo elastoplástico para materiales ortótropos.
9. Mayer, R. I. (2021). Estudio del comportamiento rotodinámico e identificación de falla incipiente en turbomáquinas de centrales nucleares (Doctoral dissertation, Universidad Nacional de Cuyo).
10. Mieles, Y., & Larrúa, R. (2019). Modelo puntal tensor para un nudo híbrido viga de hormigón y viga de acero bajo cargas gravitatorias. *Revista ingeniería de construcción*, 34(3), 330-343.
11. Martínez Ruiz, L. (2021). Estudio de viabilidad: oxicombustión con producción de oxígeno embarcada en aviación general (Doctoral dissertation, Universitat Politècnica de València).
12. Oleson, R., & Patrick, H. (1998, June). Small aircraft propeller noise with ducted propeller. In 4th AIAA/CEAS aeroacoustics conference (p. 2284).
13. Potter, K. (2012). *Resin transfer moulding*. Springer Science & Business Media.
14. Santiago, M. O., Marín, C. G., & Fernández, J. R. (2003). Los Composites. Características y aplicaciones en la edificación. *Informes de la Construcción*, 54(484), 45-62.
15. Santamaria, J. M. S., Reyes, O. V. M., Vargas, L. E. C., & López, J. G. B. (2021). La importancia de la estructura cristalina de los metales en los procesos mecánicos industriales. *Polo del Conocimiento: Revista científico-profesional*, 6(9), 2408-2423.
16. Zurita-Caisaguano, J. R., Coello-Tapia, L. A., & Jácome-Guevara, F. A. (2022). Análisis sistemático de estructuras de materiales compuestos (carbono-epoxi) tipo sándwich, utilizadas en aplicaciones aeronáuticas. *Dominio de las Ciencias*, 8(2), 886-906.

Diseño estructural de una hélice de materiales compuestos para aeromodelos

©2022 por los autores. Este artículo es de acceso abierto y distribuido según los términos y condiciones de la licencia Creative Commons Atribución-NoComercial-CompartirIgual 4.0 Internacional (CC BY-NC-SA 4.0) (<https://creativecommons.org/licenses/by-nc-sa/4.0/>).