



Scientia Et Technica

ISSN: 0122-1701

scientia@utp.edu.co

Universidad Tecnológica de Pereira
Colombia

Correa-Rivera, Andrés Felipe; León Becerra, Juan; Rodríguez-Ferreira, Julián; Martínez, Manuel; González Estrada, Octavio Andrés
Análisis estructural del ala de un vehículo aéreo no tripulado fabricada con materiales compuestos
Scientia Et Technica, vol. 26, núm. 3, 2021, Agosto-Octubre, pp. 278-289
Universidad Tecnológica de Pereira
Pereira, Colombia

DOI: <https://doi.org/10.22517/23447214.24535>

Disponible en: <https://www.redalyc.org/articulo.oa?id=84969623003>

- ▶ Cómo citar el artículo
- ▶ Número completo
- ▶ Más información del artículo
- ▶ Página de la revista en redalyc.org

redalyc.org

Sistema de Información Científica Redalyc

Red de Revistas Científicas de América Latina y el Caribe, España y Portugal
Proyecto académico sin fines de lucro, desarrollado bajo la iniciativa de acceso abierto

Structural analysis of an unmanned aerial vehicle wing made of composite materials

Análisis estructural del ala de un vehículo aéreo no tripulado fabricada con materiales compuestos

A. F. Correa-Rivera , J. León-Becerra , J. Rodriguez-Ferreira , M. Martínez ,

O. A. González-Estrada 

DOI: <https://doi.org/10.22517/23447214.24535>

Artículo de investigación científica y tecnológica

Abstract— Composite materials are widely used in aerospace applications due to their good mechanical properties such as low density and good resistance. Due to their versatility it is possible to design different configurations making it difficult to find the optimal option. The objective of this work is to compare different laminates on the wing surface, the advantage of using structural elements such as spars and ribs, also to see the influence on the results of different load simplifications. In the study, the finite element analysis technique is used to find the best characteristics regarding resistance, deformation, and failure modes under the established conditions. The analysis showed that the best load simplification is a decreasing distributed load along the pressure center, the best surface laminate is [45/0/0/45] with carbon fiber cloth with a maximum displacement of 15.27 mm, the spar presented a 29.6% decrease in maximum displacement and the ribs did not represent a significant change in the structural response.

Index Terms— aeronautics; composites; finite element analysis structures; UAV; wing design.

Resumen— Los materiales compuestos son muy usados en aplicaciones aeroespaciales por sus buenas propiedades mecánicas, como baja densidad y alta resistencia. Debido a su versatilidad es posible diseñar diferentes configuraciones, haciendo complejo encontrar la opción óptima de diseño del material compuesto. El objetivo de este trabajo es comparar diferentes laminados en la superficie del ala, analizar la ventaja de usar elementos estructurales como largueros y costillas y, además, ver la influencia en el diseño de diferentes simplificaciones de carga. En este estudio se utiliza la técnica de análisis de elementos finitos para encontrar las mejores características respecto a resistencia, deformación y modos de falla bajo las condiciones establecidas. El análisis mostró que la mejor simplificación de carga es una distribuida a lo largo del centro de presiones, el mejor laminado en la superficie es [45/0/0/45], con tela de fibra de

Este manuscrito fue enviado el 21 de octubre de 2020 y aceptado el 23 de septiembre de 2021.

A. F. Correa-Rivera, Grupo de Investigación en Energía y Medio Ambiente (GIEMA), Universidad Industrial de Santander (UIS), (e-mail: andres.correa4@correo.uis.edu.co)

J. León-Becerra, Grupo de Investigación en Energía y Medio Ambiente (GIEMA), Universidad Industrial de Santander (UIS), (e-mail: Juan.leon2@correo.uis.edu.co)

carbono, el cual presentó un desplazamiento máximo de 15,27 mm. El uso del larguero presentó una disminución de 29,6% en el desplazamiento máximo, y las costillas no representaron un cambio significativo en la respuesta estructural.

Palabras claves— diseño de ala; materiales compuestos; aeronáutica; estructuras; análisis por elementos finitos; UAV.

I. INTRODUCCIÓN

Los vehículos aéreos no tripulados, llamados drones o UAVs (*unmanned aerial vehicle*), son en la actualidad capaces de tareas como transporte de medicamentos, búsqueda de personas, monitoreo de zonas, revisión de edificaciones, entre otras. La tarea de diseño exige el conocimiento de los requerimientos del dron en términos de carga, peso y tamaño. En Soto y Valderrama [1] se presentó una fase preliminar de diseño de un UAV de capacidad media hecho con materiales compuestos. Chung et al. [2] y Álvarez [3] realizaron diseños completos de drones, estimaron su peso, el peso de carga útil, la propulsión y la energía requerida, además, analizaron la aerodinámica y diseñan su estructura y, finalmente, construyeron y probaron el modelo.

Un componente clave a diseñar de los UAV es la superficie sustentadora, la cual permite generar una fuerza opuesta al peso y puede elevar el dispositivo del suelo. En el caso de los UAV de ala fija, la superficie sustentadora son las alas, las cuales son unas de las partes más voluminosas de todo el dispositivo y son objeto de estudio con el propósito de mejorar su rendimiento [4].

Los materiales empleados en la construcción de las alas deben ser lo suficientemente resistentes para soportar las cargas

J. Rodríguez-Ferreira, Grupo de Investigación en Control, Electrónica, Modelado y Simulación (CEMOS), Universidad Industrial de Santander (UIS), (e-mail: jgrodrif@uis.edu.co)

M. Martínez, Grupo de Investigación en Energía y Medio Ambiente (GIEMA), Universidad Industrial de Santander (UIS), (e-mail: nmjmartin@uis.edu.co)

O. A. González-Estrada, Grupo de Investigaciones en Corrosión (GIC), Universidad Industrial de Santander (UIS), (e-mail: agonzale@uis.edu.co)



en el desarrollo del vuelo y a la vez ligeros, por eso, en los diseños de estas partes se utilizan materiales compuestos, que ofrecen buena resistencia con un bajo peso [5]. Grodzki y Łukaszewicz [6] presentaron el diseño de un ala haciendo el análisis aerodinámico en el software XFLR5 y un análisis estructural en SolidWorks. Las condiciones de vuelo fueron simuladas aplicando la fuerza total en medio del ala, dejando fijos los extremos. Se comparó una estructura tipo sándwich con unas láminas hechas en fibras de vidrio y carbono, presentando mejor comportamiento la estructura tipo sándwich. Basri et al. [7] compararon un ala tipo monocasco con sus partes hechas en fibra de carbono, y refuerzos de Kevlar en las costillas y la superficie, con un ala de las mismas dimensiones, pero con espuma compuesta, mostrando esta última una reducción del 51% del desplazamiento máximo y 36% del esfuerzo máximo.

Patterson y Grenestedt [8] diseñaron un ala de 6 metros de envergadura para probar la manufactura de un solo curado empleando fibras de carbono, en este caso los largueros fueron distribuidos de tal manera que no fuera necesario usar costillas en la estructura, la fuerza de sustentación fue dividida a lo largo del ala para hacer el análisis de esfuerzos. Ünlüsoy [9] realizó el diseño estructural de un ala adaptativa usando aluminio en sus partes y un tejido ortotrópico de fibras de vidrio para la superficie.

Pareja [10] implementó una metodología en el diseño de un ala tipo monocasco usando madera de balsa en elementos estructurales, fibras de vidrio en la superficie y fibras de carbono en algunos refuerzos, se probaron tres diferentes casos de condiciones de contorno, así como también tres casos de carga sobre el ala. Las simulaciones mostraron que el encastre que fijaba toda la raíz del ala era la que presentaba el menor esfuerzo máximo. En el análisis de cargas, los tres casos no presentaban mayor variación en los resultados y, finalmente, se optó por el caso que más se asemeja a una distribución real de presiones sobre un perfil. Posteriormente, realizó un estudio paramétrico de 180 casos diferentes donde se variaban el tipo de laminado, el espesor de un refuerzo, el espesor del laminado y la posición del larguero. Se determinó que el mejor diseño es un laminado (0°/90°/núcleo)s en las regiones de baja carga, (0°/90°/0/núcleo)s en las regiones de alta carga y 3 costillas a lo largo del ala.

Rajagopal y Ganguli [11] aplicaron la optimalidad de Pareto en un algoritmo de optimización en el ala de un UAV a fin de minimizar el peso y maximizar la resistencia. En el algoritmo se tuvieron en cuenta varios parámetros de la aerodinámica y de la estructura.

Los materiales compuestos reforzados con fibras largas son ampliamente usados en la industria aeronáutica, p. ej., con fibra de vidrio o carbono, las cuales proveen una buena resistencia y rigidez, aglutinadas en una matriz polimérica que da forma y tiene baja densidad. En algunos casos, con la ayuda de estos materiales se puede disminuir el número de piezas para una misma estructura [12],[13], o se puede ampliar la capacidad de carga al remplazar partes metálicas más pesadas [14]. Desde los años 80 se han venido implementando partes de aviones con materiales compuestos [15] y probando sus respuestas

estructurales [16].

Durante el diseño del material compuesto se deben definir parámetros como la dirección de las fibras, la secuencia de apilamiento del laminado, el material de aglutinamiento, el tipo fibra, etc. Cada uno de estos parámetros puede tomar distintos valores y ser combinados unos con otros en busca de la solución óptima. Como resultado se tiene una infinidad de posibles soluciones, lo cual ha llevado a que se hagan diferentes estudios paramétricos donde se busca encontrar la influencia de cada parámetro y las mejores combinaciones de estos.

Meng et al. [18] realizaron un estudio paramétrico de un ala esbelta probando diferentes secuencias, ángulos y fracciones de capas para determinar la que presentaba mejores resultados. Las cargas externas fueron obtenidas de un análisis fluido-estructural y el estudio estructural se realizó por medio de elementos finitos. Se comparó el comportamiento con un ala hecha en aluminio, dando como resultado mejor comportamiento para la estructura con materiales compuestos. Otros trabajos probaron configuraciones estructurales además de diferentes laminados, Basri et al. [19] introdujeron un patrón esférico en el borde de ataque que muestra una reducción de 38% y 45% en el desplazamiento total y el esfuerzo máximo, respectivamente. También se realizó un estudio paramétrico de cinco laminados diferentes con la ayuda del software ANSYS Composite PrePost (ACP), donde se concluyó que el mejor laminado es [0°/(0°/45°/90°)/0°].

El método de los elementos finitos (FEM) tuvo sus orígenes en el sector aeronáutico, y es muy utilizado para el análisis de estas partes [20], habiendo demostrado ser una herramienta poderosa en el proceso de diseño. Kanesan et al. [21] realizaron el análisis de deformación de un ala mediante la técnica de elementos finitos y, posteriormente, hicieron su validación con una prueba estática de carga. Otro ejemplo del uso de esta herramienta es el trabajo de Castro y Ortega [22], que analizó la respuesta estructural de un álabe de aerogenerador con fibras orgánicas.

A pesar de las investigaciones que se hacen en torno al tema, en la industria siguen existiendo retos que superar en el diseño con materiales compuestos en estructuras aeronáuticas y aeroespaciales [23]. Por esto, es necesario seguir trabajando en el desarrollo de mejores diseños con estos materiales [24], y de esta manera expandir el alcance de las aplicaciones actuales en estos dispositivos. Con el fin de encontrar un diseño aceptable, muchos trabajos optan por hacer estudios paramétricos donde se quiere determinar la influencia de una variable en particular. Meng et al. [25] estudiaron la influencia del espesor de lámina del material compuesto sobre la deformación y esfuerzo que se generan en el ala.

El objetivo de este trabajo es comparar diferentes laminados en la superficie del ala, analizar la ventaja de usar elementos estructurales como largueros y costillas y, además, ver la influencia en el diseño de diferentes simplificaciones de carga. Se analizan variaciones y parámetros como, el uso de elementos como largueros y costillas en la estructura, la influencia de diferentes tipos de laminados, así como también parámetros en el diseño como la suposición de carga en el ala. El modelado geométrico se realiza en SolidWorks, para el

análisis por elementos finitos del esfuerzo y la deformación se utiliza el software ANSYS [26] con su módulo de materiales compuestos ACP. En la primera sección se mostrará la metodología de diseño que se llevará a cabo en el trabajo. En la configuración geométrica se establece el perfil alar y las dimensiones. Se describe el estado de carga sobre el ala y sus simplificaciones, así como la función de los elementos de un ala. Posteriormente, se presenta un análisis de los materiales compuestos y sus teorías de falla. Se presentan los resultados del proceso de diseño, y finalmente se realiza la discusión y se muestran las conclusiones más relevantes.

II. METODOLOGÍA

A. Metodología de diseño del ala

Teniendo en cuenta lo anterior, y en base a la metodología de Basri et al. [19], se plantearon los siguientes flujos de trabajo para el diseño del ala. Inicialmente, se determina la configuración geométrica del ala, lo cual incluye el perfil aerodinámico, longitud del ala y su tamaño de cuerda. Una vez definida la geometría, es posible hacer un estudio aerodinámico para establecer las cargas. Posteriormente, se seleccionan los materiales y elementos estructurales del ala en un proceso iterativo hasta encontrar una buena configuración frente al caso establecido, como muestra la Figura 1. Se utilizan los criterios de diseño relacionados con el desplazamiento máximo del ala y los criterios de fallo para compuestos indicados más adelante.

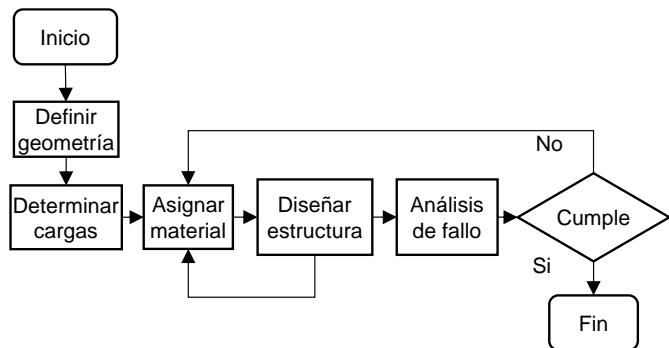


Fig. 1. Flujo para el diseño del ala.

El análisis de fallo se realiza por medio de elementos finitos de la estructura y el laminado diseñado. La geometría es modelada y se definen las propiedades de los materiales que se usarán en el laminado, la tela, el material y el espesor de capa. Además, se definen los sistemas de coordenadas de referencia para la dirección de las fibras y para la dirección de apilado de las capas, finalmente, se crea el laminado por grupos y secciones. Posteriormente, se asignan las condiciones de contorno, el estado de carga y los criterios de falla.

B. Configuración geométrica

El ala debe crear una fuerza de sustentación suficiente, que permita elevar el aeromodelo del suelo con su carga útil. Para este fin se establecen unas especificaciones del ala como su longitud, ancho, ángulo de ataque y perfil alar. Las dimensiones

se pueden determinar mediante un análisis aerodinámico, en el cual se deben tener en cuenta factores como la estabilidad, condiciones de flujo, presupuesto, reglamentaciones, etc. La aerodinámica ha estudiado perfiles alares a través de los años, llegando a establecer modelos estándares que son ampliamente usados, entre estos están los NACA, los perfiles MH, CLARK Y, DU y otros.

Para un dron con las características buscadas, se optó por seleccionar una longitud de ala igual a tres metros y con una longitud de cuerda igual a 0,15 m. Estas dimensiones dan un área superficial que permite generar una fuerza de sustentación típica en estos dispositivos, con el perfil alar NACA 4415, que es uno de los más usados en alas por su buen comportamiento aerodinámico.

C. Cargas sobre el ala

El corte trasversal del ala tiene la forma de un perfil aerodinámico, esta geometría está diseñada para crear una diferencia de presión entre la superficie superior y la superficie inferior, generando las fuerzas en el ala. La resultante de estas cargas se puede descomponer en dos componentes principales, la fuerza de sustentación perpendicular a la dirección del viento y la fuerza de arrastre paralela a la dirección del viento actuando en el centro de presiones (CP), generalmente, a un cuarto de la longitud de cuerda medida desde el borde de ataque. La posición del centro de presiones depende de la velocidad y ángulo de ataque, por eso es conveniente trasladar las fuerzas a un punto llamado centro aerodinámico (AC), donde estas permanecen constantes, producto del traslado de la fuerza se genera un momento (M_0). Las cargas hacen que los elementos estructurales se encuentren sometidos a compresión, cortante, torsión y flexión. De igual manera, se puede describir el comportamiento de la presión a lo largo del ala y el fuselaje. En este caso, las cargas son fijadas respecto la raíz del ala mientras que a nivel transversal son relacionadas respecto el ancho de cuerda.

Se usó la herramienta de estudio aerodinámico de aeronaves XFLR5 para relacionar las variables aerodinámicas, permitiendo conocer la fuerza de sustentación generada por el ala. Se dispone de tres métodos para hallar la solución, siendo usado el método *Vortex Lattice Method* (VLM), el más recomendado en este tipo de problemas. La idea fundamental del método es modelar la perturbación generada por el ala sumando los vórtices distribuidos sobre los paneles o secciones que dividen el ala [28].

Las condiciones de flujo tomadas en el análisis fueron una velocidad $V = 20$ m/s, una densidad $\rho = 1,225$ kg/m³ y una viscosidad cinemática de $1,5E-5$ m²/s. Finalmente, con la longitud de cuerda igual a la longitud característica es posible hallar el número de Reynolds, dando como resultado 200000. Siguiendo las recomendaciones de operación [29], y con los anteriores datos de entrada, se obtiene la distribución de presión sobre el perfil NACA 4415, como se muestra en la Figura 2.

Continuando con el análisis, se halla la distribución de presión a lo largo del ala, presentando esta una forma parabólica (Figura 3).

En la aerodinámica, el coeficiente adimensional de

sustentación C_L es utilizado para simplificar el cálculo de la fuerza de sustentación debido a que esta depende de varios parámetros. La fuerza de sustentación L se puede hallar con la ecuación (1):

$$L = \left(\rho \frac{V^2}{2} \right) S C_L \quad (1)$$

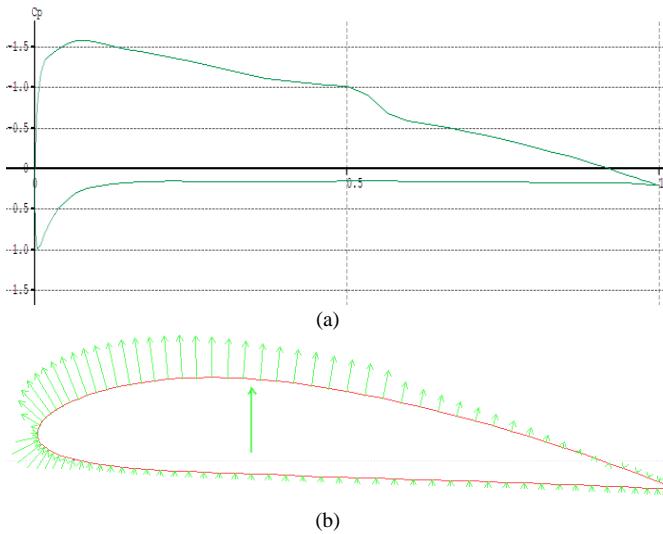


Fig. 2. (a) Coeficiente de presión en el perfil alar. (b) Distribución de presión en el perfil alar.



Fig. 3. Distribución de presión a lo largo del ala.

donde el primer término corresponde a la presión dinámica y S es la superficie del ala. La capacidad de sustentación por cada mitad del ala fue establecida en 5 kg, para lo cual es necesario encontrar un coeficiente de sustentación de 0,889. Se obtiene que un ángulo de ataque de 5° tiene un coeficiente de sustentación igual a 0,861, lo cual satisface aproximadamente la necesidad planteada. Con este coeficiente se calcula la fuerza de sustentación total igual a 9,49 kg. Nuevamente, estas condiciones fueron definidas a partir de las referencias y solo son consideradas desde el punto estructural. Más abajo, en la sección de estructura, se investiga cómo estas cargas se distribuyen a lo largo del ala y la configuración de los elementos estructurales utilizados para soportarlas.

Lo presentado en las Figuras 2 y 3 es la aproximación más cercana a la distribución de presiones real, trasladar estos valores al modelo de elementos finitos es una tarea compleja, al igual que recrear las cargas en una prueba experimental del ala, por eso deben hacerse algunas simplificaciones. La literatura recopilada presenta diferentes alternativas, Shabeer y Murtaza [31] ponen una carga puntual en el centro de presiones del perfil debido a que es allí donde se concentra la resultante de las fuerzas aerodinámicas. Kanesan et al. [21] dividen por secciones el ala, aplicando un valor de presión específico a cada parte, formando una distribución parabólica, de tal manera que

la suma de las secciones es la carga total. Son et al. [4] realizan un modelo de la interacción fluido-estructura para relacionar directamente el campo de presiones aerodinámico con la estructura del ala. Kumar y Roy [20] seleccionan una presión uniforme sobre la parte inferior del ala y fijan uno de sus lados como condición de contorno. Ünlüsoy [9] divide la cuerda en 10 secciones y aproxima para cada una de ellas la presión resultante. En este trabajo se hará la comparación de algunas de estas opciones para evaluar las diferencias entre las soluciones.

D. Estructura

La función de la estructura es distribuir y soportar las cargas aplicadas manteniendo la forma aerodinámica del aeromodelo y protegiendo los sistemas internos de las condiciones externas. Las estructuras semi-monocasco están conformadas por placas, rigidizadores y/o armaduras, mientras que aquellas que solo confían en su cobertura para resistir las cargas son llamadas monocasco. Cuando las fuerzas sobre la estructura monocasco son altas es necesario incrementar el espesor de la cobertura para soportar las cargas, perdiendo de esta manera el beneficio de un bajo peso y aumentando el costo de fabricación. Los largueros y costillas son utilizados en estos casos para mejorar la rigidez sin ganar mucho peso en la estructura.

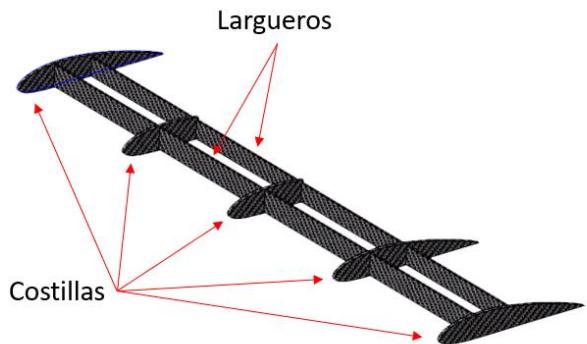


Fig. 4. Elementos estructurales del ala.

Las costillas son unos de los elementos estructurales más comunes en las alas, utilizadas para mantener la forma alar del perfil frente a las cargas aerodinámicas, también distribuyen cargas concentradas en la estructura y redistribuyen esfuerzos alrededor de las discontinuidades. Las dimensiones de las costillas son establecidas por su posición a lo largo del ala y las cargas que deben soportar. Por otro lado, la piel forma una superficie que soporta la distribución de presión, trasmitiendo las fuerzas a los rigidizadores y costillas. Los largueros atraviesan el largo del ala y se encargan de soportar, junto a la superficie, las cargas de torsión y cortante, mientras que las cargas axiales y de flexión son soportadas por los rigidizadores y la superficie.

En el trabajo de Pareja [10] se muestra que la mejor posición del larguero es en el máximo ancho del perfil porque en este lugar la inercia es mayor. El uso de un segundo larguero dependerá de la posición óptima del primero, y las costillas tienen varias posibilidades que se deben probar para escoger la mejor configuración. De igual manera, Castro y Ortega [22] muestran el posicionamiento de un rigidizador a lo largo de la

cuerda de un álabe, y concluyen que el lugar con menor desplazamiento máximo es al 20% de la cuerda. En el presente trabajo se estableció como parámetro de diseño que el desplazamiento máximo del ala no debía ser mayor a los 20 mm, ya que esto podría causar fenómenos aeroelásticos, asociados a variaciones en las fuerzas aerodinámicas debido a la deformación.

E. Materiales

Los materiales compuestos se pueden diseñar de diferentes maneras para cumplir con unas solicitudes determinadas, existen numerosas combinaciones de laminados por lo que existen métodos que ayudan a acotar el problema de selección. Los *carpet plots* son gráficos en los que se puede predecir las propiedades mecánicas de un material en función de la proporción de la cantidad de láminas en las 3 direcciones principales. Cada gráfica está hecha para una fracción volumétrica de fibra específica. En la literatura, se encuentra que Soto [1] utiliza el laminado (0°/45°/ 90°/ -45°/ 0°)s, el cual es muy usado en paneles, las láminas a 0° ayudan a soportar la flexión en la parte exterior y las de 45° soportan las cargas fuera del plano como cortante y torsión. Basri et al. [19] prueban 5 casos de laminados combinando fibras a 0°, 45° y 90°, y recomiendan hacer una integración de estas tres orientaciones ya que garantiza una resistencia mínima en todas las direcciones y seguridad ante un posible fallo. Algo más para tener en cuenta es que el análisis de los laminados simétricos es simplificado, y presentan mejores características al no deformarse de maneras extrañas frente las cargas [32].

En el diseño se probarán fibras de carbono con resina polimérica, las cuales tienen buenas propiedades elásticas y mecánicas, como se observa en la Tabla I y Tabla II, [7][33].

TABLA I
PROPIEDADES ELÁSTICAS

Material	Densidad (Kg/m ³)	Módulo elástico, E ₁₁ (GPa)	Módulo elástico, E ₂₂ (GPa)	Coeficiente de Poisson v ₁₂	Módulo cortante G ₁₂ (GPa)
Tela fibra carbono /epoxy	1600	70	70	0,1	5
Fibra carbono uni. /epoxy	1600	140	10	0,3	5

TABLA II
PROPIEDADES MECÁNICAS DE RESISTENCIA A TENSIÓN

Material	Dirección de fibra X _t (MPa)	Dirección de fibra X _c (MPa)	Dirección trasversal Y _t (MPa)	Dirección trasversal Y _c (MPa)	Resistencia de corte S (GPa)
Tela fibra carbono /epoxy	600	570	600	570	90
Fibra carbono uni. /epoxy	1500	1200	50	250	70

La mayoría de los elementos hechos con materiales compuestos tienen la forma de placas que están sometidas a flexión y alargamiento, el análisis en este tipo de elementos

tiene una derivación especial y las siguientes consideraciones se deben tener en cuenta [33].

Las deformaciones por cortantes en los planos de la superficie pueden ser representadas por la teoría de deformación de primer orden (FSDT). Si el espesor de la placa es mucho menor que las dimensiones de la placa, las deformaciones transversales fuera del plano pueden ser ignoradas o aproximadas a cero, en este caso se tendría la teoría clásica de placas (CPT). Cuando el módulo cortante es alto se pueden hacer los análisis mediante CPT, esto es usual en las placas isotrópicas, normalmente las placas de material compuesto deben utilizar FSDT para sus análisis debido a su baja resistencia al cortante (G < E/10).

Las fuerzas y los momentos resultantes pueden ser evaluados si integramos los respectivos esfuerzos a lo largo del espesor de la placa (dz), sumando cada una de las k láminas se obtiene la expresión (2):

$$\begin{cases} N_x \\ N_y \\ N_{xy} \end{cases} = \sum_{k=1}^N \int_{z_{k-1}}^{z_k} \begin{Bmatrix} \sigma_x \\ \sigma_y \\ \sigma_{xy} \end{Bmatrix}^k dz$$

$$\begin{cases} V_x \\ V_y \end{cases} = \sum_{k=1}^N \int_{z_{k-1}}^{z_k} \begin{Bmatrix} \sigma_{yz} \\ \sigma_{xz} \end{Bmatrix}^k dz$$

$$\begin{cases} M_x \\ M_y \\ M_{xy} \end{cases} = \sum_{k=1}^N \int_{z_{k-1}}^{z_k} \begin{Bmatrix} \sigma_x \\ \sigma_y \\ \sigma_{xy} \end{Bmatrix}^k z dz \quad (2)$$

Donde $\sigma_x, \sigma_y, \sigma_z, \sigma_{xy}, \sigma_{yz}$ y σ_{xz} son los esfuerzos, N_x, N_y y N_{xy} son las fuerzas normales de tensión por unidad de longitud, V_y y V_x las fuerzas cortantes, y M_x, M_y, M_{xy} los momentos por unidad de longitud. Los esfuerzos se pueden relacionar con las deformaciones de una manera similar a la que se haría con los materiales isotrópicos, usando la ley de Hooke. Teniendo en cuenta que existen dos módulos de elasticidad E_i y dos coeficientes de Poisson v_{ij} para cada dirección del material compuesto se puede llegar a la ecuación (3):

$$\begin{cases} \{\sigma\} \\ \{\tau\} \end{cases} = [Q] \begin{cases} \{\epsilon\} \\ \{\gamma\} \end{cases} \quad (3)$$

Donde la matriz Q está dada por:

$$\begin{aligned} Q_{11} &= E_1 / \Delta \\ Q_{12} &= Q_{21} = v_{12} E_2 / \Delta \\ Q_{22} &= E_2 / \Delta \\ Q_{66} &= G_{12} \\ Q_{44}^* &= G_{23} \\ Q_{55}^* &= G_{13} \\ \Delta &= 1 - v_{12} v_{21} \end{aligned} \quad (4)$$

Las ecuaciones en (4) están formuladas para las coordenadas propias de una lámina (1, 2 y 3). Cuando un material es

conformado por varias láminas se debe establecer un sistema coordenado que describa todas las variables de cada lámina, por esto se aplican unas funciones de transformación dando como resultado la expresión (5) para la lámina.

$$\begin{cases} \sigma_x \\ \sigma_y \\ \sigma_{xy} \end{cases}^k = \begin{bmatrix} \bar{Q}_{11} & \bar{Q}_{12} & \bar{Q}_{16} \\ \bar{Q}_{12} & \bar{Q}_{22} & \bar{Q}_{26} \\ \bar{Q}_{16} & \bar{Q}_{26} & \bar{Q}_{66} \end{bmatrix}^k \begin{cases} \epsilon_x \\ \epsilon_y \\ \gamma_{xy} \end{cases}^k \quad (5)$$

$$\begin{cases} \sigma_{yz} \\ \sigma_{xz} \end{cases}^k = \begin{bmatrix} \bar{Q}_{44}^* & \bar{Q}_{45}^* \\ \bar{Q}_{45}^* & \bar{Q}_{55}^* \end{bmatrix}^k \begin{cases} \gamma_{yz} \\ \gamma_{xz} \end{cases}^k$$

Finalmente, remplazando (5) en (2) se obtiene la ecuación de rigidez para la placa.

$$\begin{cases} N_x \\ N_y \\ N_{xy} \\ M_x \\ M_y \\ M_{xy} \end{cases} = \begin{bmatrix} A_{11} & A_{12} & A_{16} & B_{11} & B_{12} & B_{16} \\ A_{12} & A_{22} & A_{26} & B_{12} & B_{22} & B_{26} \\ A_{16} & A_{26} & A_{66} & B_{16} & B_{26} & B_{66} \\ B_{11} & B_{12} & B_{16} & D_{11} & D_{12} & D_{16} \\ B_{12} & B_{22} & B_{26} & D_{12} & D_{22} & D_{26} \\ B_{16} & B_{26} & B_{66} & D_{16} & D_{26} & D_{66} \end{bmatrix} \begin{cases} \epsilon_x^0 \\ \epsilon_y^0 \\ \gamma_{xy}^0 \\ k_x \\ k_y \\ k_{xy} \end{cases} \quad (6)$$

$$\begin{cases} V_y \\ V_x \end{cases} = \begin{bmatrix} H_{44} & H_{45} \\ H_{45} & H_{55} \end{bmatrix} \begin{cases} \gamma_{yz} \\ \gamma_{xz} \end{cases}$$

Las matrices A_{ij} , B_{ij} , D_{ij} son función del espesor, orientación, secuencia de apilamiento y propiedades del material, cada una tiene un rol en el análisis de la lámina. La matriz $[A]$ relaciona directamente las deformaciones (ϵ_x^0 , ϵ_y^0 , γ_{xy}^0) con las fuerzas en el plano (N_x , N_y y N_{xy}). La matriz $[D]$ relaciona las curvaturas (k_x , k_y , k_{xy}) con los momentos de flexión (M_x , M_y , M_{xy}). La matriz $[B]$ relaciona las deformaciones en el plano con los momentos de flexión y las curvaturas con las fuerzas en el plano, estos efectos no se dan en placas homogéneas. La matriz $[H]$ relaciona las deformaciones trasversales (γ_{xz} , γ_{yz}) con las fuerzas trasversales de corte (V_y , V_x), esta matriz solo es usada en el contexto de la teoría de primer orden de deformación, ya que en la teoría clásica de placas las deformaciones γ_{xz} y γ_{yz} son asumidas como cero.

De los planteamientos anteriores se obtienen herramientas para hacer un análisis de cómo las variables del laminado afectan su propia respuesta estructural, por ejemplo, un laminado simétrico puede eliminar la matriz B_{ij} , afectando así las matrices que componen la ecuación (6) y de esta manera eliminar curvaturas producidas por fuerzas en el plano.

F. Modos de falla

Existen diferentes formas para considerar la falla de un laminado. Su ruptura es una forma de falla, pero no es la única ya que, por ejemplo, una deformación excesiva también podría afectar el desempeño del elemento estructural. Existen diversas teorías que predicen el daño en los materiales ortótropos, entre las cuales están la teoría de máximo esfuerzo, la teoría de máxima deformación, las cuales se utilizan para láminas unidireccionales, y las teorías que tienen en cuenta la interacción de varias láminas como las teorías de falla de Tsai-

Hill y Tsai-Wu [34].

En este trabajo se aplica la teoría de falla de Tsai-Wu en (7), ya que tiene mayor cercanía a los datos experimentales y es una de las más ampliamente usadas [35]:

$$F_1\sigma_{11} + F_2\sigma_{22} + F_6\tau_{12} + F_{11}\sigma_{11}^2 + F_{22}\sigma_{22}^2 + F_{66}\tau_{12}^2 + 2F_{12}\sigma_{11}\sigma_{22} = 1 \quad (7)$$

Donde los términos F_1 , F_2 , y demás, son llamados coeficientes de esfuerzo y están dados por:

$$\begin{aligned} F_1 &= \frac{1}{\hat{\sigma}_{1T}} - \frac{1}{\hat{\sigma}_{1C}} \\ F_2 &= \frac{1}{\hat{\sigma}_{2T}} - \frac{1}{\hat{\sigma}_{2C}} \\ F_6 &= 0 \\ F_{11} &= \frac{1}{(\hat{\sigma}_{1T}\hat{\sigma}_{1C})} \\ F_{22} &= \frac{1}{(\hat{\sigma}_{2T}\hat{\sigma}_{2C})} \\ F_{66} &= \frac{1}{(\hat{\tau}_{12})} \\ F_{12} &\cong -\frac{1}{2}(F_{11}F_{22})^{1/2} \end{aligned} \quad (8)$$

Los términos F_1 y F_{11} son coeficientes de resistencia longitudinal, F_2 y F_{22} son coeficientes de resistencia trasversal, F_{66} es el coeficiente de resistencia cortante y F_{12} es un coeficiente de interacción.

La seguridad del modelo se puede cuantificar con el valor del margen de seguridad (MoS), la estructura se mantendrá segura si $MoS \geq 0$ con un valor positivo. Por otro lado, la estructura fallara si $MoS \leq 0$, con un valor negativo [36]. Este valor se expresa como:

$$MoS = SR - 1 \quad (9)$$

Donde SR es la relación de fuerza, la cual representa, la relación por la que debe ser factorizada la carga para fallar. SR se evalúa a partir de la ecuación (10):

$$SR_{TW} = \frac{(-b + \sqrt{b^2 + 4a})}{2a} \quad (10)$$

Los parámetros a y b se obtienen de las siguientes relaciones:

$$\begin{aligned} a &= F_{11}\sigma_{11}^2 + F_{22}\sigma_{22}^2 + F_{66}\tau_{12}^2 + 2F_{12}\sigma_{11}\sigma_{22} \\ b &= F_1\sigma_{11} + F_2\sigma_{22} \end{aligned} \quad (11)$$

III. RESULTADOS

A. Modelo geométrico y mallado

Por simetría del problema, se toma la mitad de la geometría

para generar una superficie y usar un menor número de elementos, reduciendo el costo computacional. Para el modelado, se importaron las coordenadas del perfil NACA 4415 al software de *computer-aided design* (CAD), donde se dieron dimensiones de 0,15 m de cuerda y 1,5 m de largo para la mitad del ala.

El modelo numérico se define generando un mallado con calidad controlada, que represente adecuadamente la geometría. Se verifica la relación de aspecto de los elementos y su tamaño, de forma que representen adecuadamente los gradientes de deformación y esfuerzos. Con estas consideraciones es posible obtener una validación del diseño. Se realizó un estudio de independencia de malla con elementos tipo SHELL cuadriláteros cuadráticos, generando una malla de 7200 elementos, luego haciendo un mallado de superficie y, por último, aplicando un control de tamaño para los elementos, obteniendo la malla que se muestra en la Figura 5. Se analizó la convergencia del desplazamiento máximo, Figura 6, alcanzando rango asintótico para una malla de 78000 elementos.

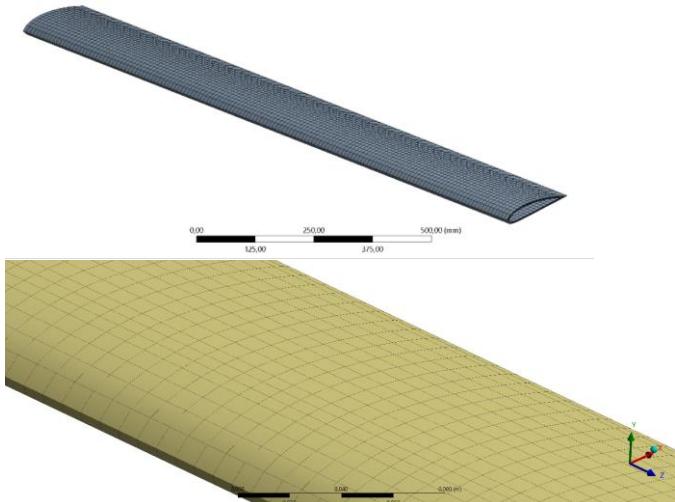


Fig. 5. Mallado del ala.

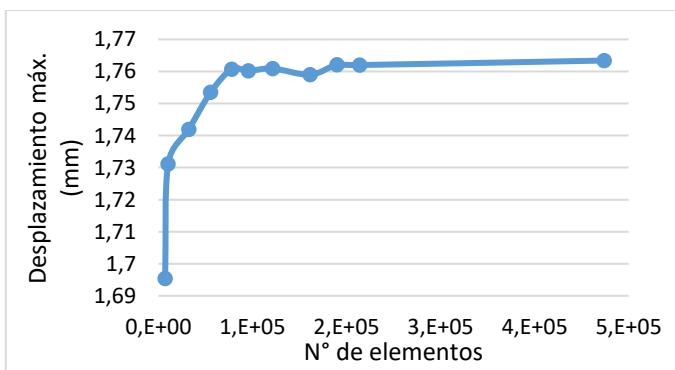


Fig. 6. Independencia de malla en desplazamientos.

B. Condiciones de contorno: restricciones y cargas aplicadas

En este apartado se analiza el impacto de las diferentes formas de simplificar la carga total en el ala, evaluando las diferencias de las soluciones obtenidas probando distintas condiciones de contorno. La primera condición fue asumir una

carga puntal de 50 N en el extremo izquierdo del ala (B) como se muestra en la Figura 7(a), esta condición se asemeja a una prueba estática donde un peso es colocado en este mismo sitio. En el extremo derecho del ala (A) se asigna una condición de soporte fijo.

La segunda condición fue la de distribuir uniformemente los 5 kg de sustentación en toda la superficie superior del ala como lo muestra la Figura 7(b). Se determinó que el área de la superficie es 0,235 m², para una presión uniforme de 211,9 Pa.

Para la tercera condición se asumió toda la carga en una franja cercana al centro aerodinámico (CA) a lo largo del ala, Figura 7(c), que está a un 25% de la cuerda, ya que en este lugar está concentrada la carga total. El área de esta franja es 0,03 m² y se obtiene una presión de 1666 Pa.

En la cuarta condición se asumió una distribución de presión decreciente desde la raíz hasta la punta del ala sobre otra franja aproximada en el centro aerodinámico, Figura 7(d). Esto se hizo teniendo en cuenta los valores del coeficiente de sustentación a lo largo del ala, proporcionados por el software XFLR5. Ponderando un valor promedio del Cl para cada sección es posible hallar su aporte a la fuerza de sustentación y, posteriormente, con el área de la sección, encontrar la presión que actúa. A continuación, se muestran en la Tabla III los valores de cada sección.

TABLA III
SECCIONES DEL ALA.

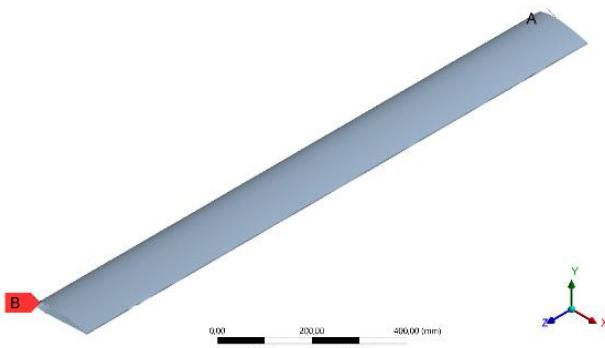
Sección	Cl (-)	Fuerza (N)	Área (m ²)	Presión (Pa)
Sección B	0,91	26,75	0,032	829,6
Sección C	0,885	6,5	0,008	806,8
Sección D	0,85	6,25	0,008	774,9
Sección E	0,79	2,9	0,004	720,2
Sección F	0,71	2,6	0,004	647,3
Sección G	0,58	1,38	0,002	528,8

En la quinta condición se realizó un estudio de interacción fluido-estructura para comparar las diferencias entre las cargas asumidas en los casos anteriores y la carga encontrada mediante un análisis CFD [37]. De esta manera, también es posible determinar la diferencia en el valor de la fuerza de sustentación obtenida con el programa XFLR5. El modelo simplificado se realizó siguiendo las recomendaciones encontradas para este tipo de estudios en [38]. Los resultados de la simulación CFD convergen después de 1500 iteraciones y arrojan una fuerza de sustentación de 42,9 N, este valor difiere en un 9,6% al hallado con el software XFLR5 de 47,85 N.

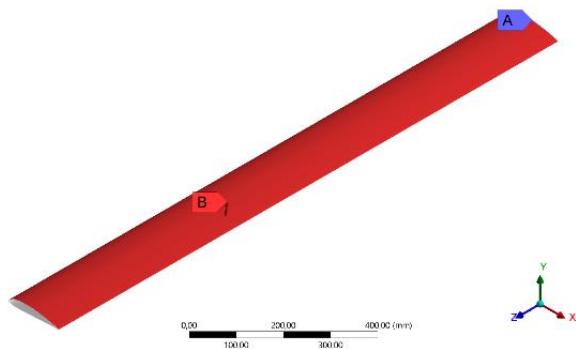
En los casos de carga se usó el laminado [0/90]s con 4 mm de espesor. Los resultados obtenidos de cada caso se pueden observar en la Tabla IV, los valores difieren poco, mostrando distribuciones de desplazamiento y esfuerzo máximos del mismo orden de magnitud. La carga puntual presenta los valores más altos, ya que esta genera un mayor momento sobre el ala, lo cual incrementa los esfuerzos. Los resultados no difieren mucho entre la segunda y tercera condición, esto debido a que la resultante de la presión se mantiene casi en el mismo lugar. La cuarta condición muestra menores valores que las anteriores condiciones, en este caso la resultante de la presión está más cerca de la raíz del ala, generando menor

flexión. De manera general, la deformación y esfuerzo máximo disminuyen a medida que los modelos se hacen más aproximados a las condiciones reales, siendo, en general, más conservadores.

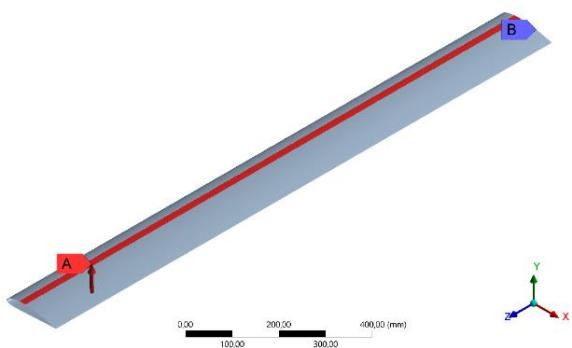
(a)



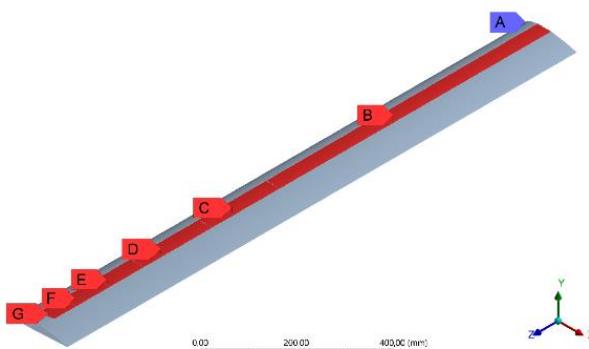
(b)



(c)



(d)



(e)

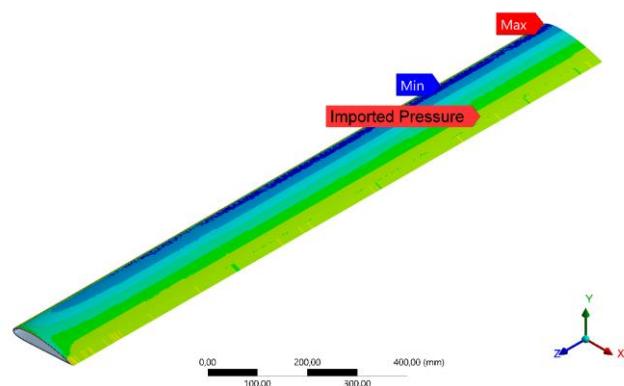


Fig. 7. Condiciones de contorno: (a) carga puntual, (b) presión uniforme, (c) presión uni. CA, (d) presión decreciente, (e) presión importada.

TABLA IV
CONDICIONES DE CARGA.

Modelo de carga	Desplazamiento máximo (mm)	Esfuerzo máximo (MPa)
Carga puntual	6,7361	18,202
Presión uniforme	2,8267	10,560
Presión Uni. CA	2,5898	9,922
Presión decreciente	2,1503	8,830
Presión importada	1,7620	7,277

Se escogió la quinta condición para desarrollar los análisis posteriores, considerando que los resultados de la simulación CFD son muy similares a los encontrados con el software XFLR5, esto teniendo en cuenta que tienen dos métodos de solución distintos. Por otro lado, los valores del desplazamiento y esfuerzo máximo se muestran acordes con la cuarta condición de carga.

C. Definición del material compuesto

Después de asignar las respectivas propiedades de la tela fibra carbono/epoxy y la fibra carbono unidireccional/epoxy, Tablas I y II, se definieron los apilamientos del laminado del ala. Se probaron diferentes laminados con fibras de carbono unidireccional en la superficie para ver su respuesta estructural en cuanto a desplazamiento y esfuerzo máximo. De acuerdo con lo analizado en la sección de materiales, se planteó que el laminado a probar debía ser simétrico con un espesor de 0,15 mm por lámina, tener un número total de 10 láminas y una distribución de 20%, 40%, 40% de las fibras en las tres direcciones principales. Teniendo en cuenta lo anterior, se diseñaron y probaron los laminados presentados en la Tabla V, teniendo como referencia el eje z como 0°. En la misma tabla se muestran los resultados obtenidos de desplazamiento y esfuerzo máximos para cada laminado.

TABLA V
FIBRA DE CARBONO UNIDIRECCIONAL.

Laminado	Desplazamiento máximo (mm)	Esfuerzo máximo (MPa)
[45/90/0/90/45] _s	8,72	17,917
[90/45/0/45/90] _s	8,72	19,41
[0/90/45/90/0] _s	5,42	22,969
[90/0/45/0/90] _s	5,42	12,482
[45/0/90/0/-45] _s	4,89	13,576
[-45/0/90/0/45] _s	4,89	13,009

Los dos primeros laminados tienen la misma distribución de fibras de 45° y 90° con una secuencia diferente, los resultados son muy similares y muestran el mayor valor en desplazamiento máximo. En los siguientes dos laminados se remplazó una lámina de 45° por una de 0° , mostrando una disminución importante en el desplazamiento máximo, el laminado con las fibras de 90° en exterior muestra también una gran disminución en el esfuerzo máximo. Teniendo en cuenta lo anterior, se consideró que el laminado debe tener dos láminas a 0° ya que la estructura mostraba mayor rigidez, por último, se combinaron con dos láminas de 45° mostrando los mejores resultados en cuanto desplazamiento y esfuerzo máximo.

En una segunda parte se decidió probar con menos láminas debido a que los resultados anteriores mostraron un bajo desplazamiento. Esta vez fue escogida la tela fibra carbono/epoxy para mantener una buena rigidez en la estructura, se usó un laminado de 0,6 mm de espesor, con cuatro láminas en cinco disposiciones distintas, como se ve en la Tabla VI.

TABLA VI
TELÁ FIBRA DE CARBONO.

Laminado	Desplazamiento máximo (mm)	Esfuerzo máximo (MPa)
[45/45/45/45]	17,39	82,56
[0/45/0/45]	15,30	86,45
[0/45/45/0]	15,26	87,75
[45/0/0/45]	15,27	72,24
[0/0/0]	13,88	78,02

Debido a que la tela tiene las mismas propiedades en dos direcciones, solo se probaron fibras a 0° y 45° . Como se espera, cuando todas las láminas están a 0° , el material muestra la mayor rigidez, sin embargo, como se desea tener una mayor resistencia se selecciona el cuarto laminado, que presenta mejor soporte en las demás direcciones y un menor esfuerzo máximo.

D. Estructura del ala

Los elementos estructurales escogidos para probar son un larguero en el ancho máximo del perfil y costillas que serán probadas en casos diferentes donde se cambiarán de posición. El larguero será un perfil I rectangular, el alma tendrá cuatro láminas de fibra unidireccional a $\pm 45^\circ$ ya que esta parte soporta cargas cortantes, mientras que el ala superior e inferior del larguero tendrán cuatro láminas de fibra unidireccional a 0° para soportar las cargas de flexión, cada lámina del larguero será de 0,15 mm de espesor.

En el primer caso solo se adicionó el larguero a 3,75 cm de la punta del ala. En el segundo caso se adicionó una costilla en la mitad del ala y se mantuvo el larguero, el mismo laminado aplicado en el alma del larguero se usó en la costilla. Continuando con los mismos laminados, en el tercer caso se adicionaron dos costillas cada 0,5 m desde la raíz del ala. Los resultados obtenidos de los modelos numéricos se muestran en la Tabla VII.

TABLA VII
ELEMENTOS ESTRUCTURALES.

Laminado	Desplazamiento máximo (mm)	Esfuerzo máximo (MPa)
Larguero	10,77	82,2
Una costilla	10,69	83,1
Dos costillas	10,71	81,7

En los resultados se observa una disminución en el desplazamiento máximo, a un poco más de la mitad, comparado con el ala sin elementos estructurales. Esta disminución se repite en los tres casos y se debe a la adición del larguero, el cual rigidiza la estructura. Las costillas en ninguno de los últimos dos casos muestran gran variación en los resultados, lo cual puede deberse a que las cargas de cortante no son tan altas y la superficie resiste la mayor parte de la fuerza. Según esto se eligió solo el larguero como elemento estructural para continuar con el análisis.

E. Análisis de modos de falla

En la Tabla VIII se resumen los laminados de la estructura escogida en las pruebas anteriores. Finalmente, el criterio de selección fue el desplazamiento máximo que presentaban los casos analizados. En la Figura 8 se muestra el desplazamiento máximo del caso con solo el larguero. Además, en la Figura 9 se muestra el esfuerzo máximo de von Mises producido en el ala, y en la Figura 10, el esfuerzo máximo de von Mises producido en el larguero.

TABLA VIII
DESCRIPCIÓN ESTRUCTURA FINAL.

Ala	Material	Laminado	Espesor (mm)
Ala larguero	Fibra carbono uni.	[0/0] _s	0,15
Alma larguero	Fibra carbono uni.	[± 45] _s	0,15
Costilla	Fibra carbono uni.	[± 45] _s	0,15
Superficie ala	Tela fibra carbono	[45/0] _s	0,15

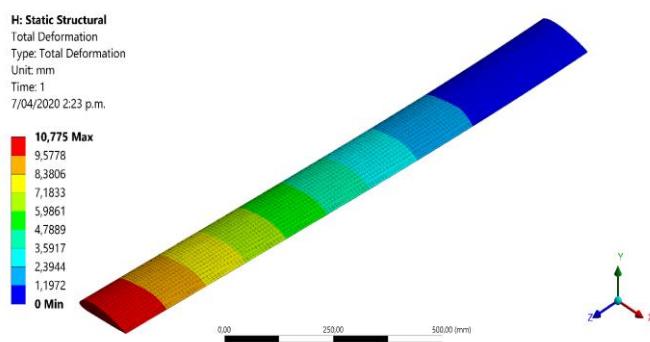


Fig. 8. Desplazamientos del ala.

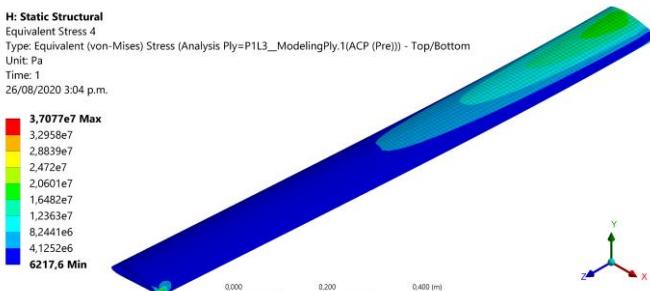


Fig. 9. Esfuerzo máximo von Mises del ala.

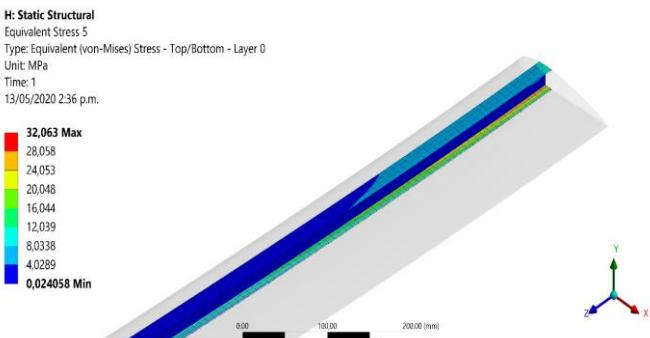


Fig. 10. Esfuerzo máximo von Mises del larguero.

Aplicando el criterio de falla de Tsai-Wu, se halló el valor del margen de seguridad mínimo (*MoS*) de la estructura, el cual tiene un valor de 5,0228. Esto significa que el ala puede soportar la carga externa, ya que el valor del margen de seguridad es positivo y mayor que cero.

IV. CONCLUSIONES

La simplificación de la carga aerodinámica introduce error en los modelos, como se demostró en los casos asumidos de condición de contorno. El modelo más sencillo que se puede utilizar es el de una carga puntual, pero esta opción sobre diseña el ala al incrementar los valores de desplazamiento y esfuerzo, comparando con los resultados del caso CFD, el valor del desplazamiento máximo es casi 3,8 veces mayor y el del esfuerzo máximo 2,5 veces más alto.

La variación de presión a lo largo del perfil aerodinámico no afecta en mayor medida el valor del desplazamiento y esfuerzo. Al comparar los casos 2 y 3 de carga, se puede ver que la diferencia del desplazamiento máximo es de 9,14% y del esfuerzo máximo 6,4%. Por otro lado, una variación de presión a lo largo del ala provoca una mayor influencia en los resultados, en el caso 4 el desplazamiento máximo disminuye un 20,4% y el esfuerzo máximo un 12,4%. Finalmente, el caso 5 de análisis de la interacción fluido-estructura es el que mejor representa la presión sobre toda el ala, aunque este es el método que requiere mayor conocimiento y gasto computacional. Sus resultados de desplazamiento y esfuerzo son los más bajos.

La proporción de las fibras demostró tener influencia en los resultados, las secuencias con fibra de carbono/epoxy unidireccional de 40% a 0°, 40% a ±45° y 20% a 90°, mostraron los desplazamientos más bajos, el laminado [-45/0/90/0/45]s

fue el mejor con un desplazamiento máximo de 4,89 mm y 13 MPa de esfuerzo máximo. Los laminados con tela fibra de carbono/epoxy también mostraron buenos resultados con un menor número de láminas. El laminado final escogido para la superficie alar es [45/0/0/45] con un desplazamiento máximo de 15,27 mm, este valor fue reducido en un 29,6% con la adición de un larguero. Las costillas no presentaron mayor cambio en la respuesta estructural, por lo tanto, no se tuvieron en cuenta en la selección final.

La herramienta XFLR5 es sencilla de usar para hacer análisis preliminares de la aerodinámica de alas, además, requiere poco gasto computacional. El modelado numérico es una poderosa herramienta para todos los análisis planteados, los resultados se ajustaron a las predicciones esperadas y mostraron valores similares a los encontrados por otros autores. De esta manera, ha sido posible evaluar la estructura diseñada.

En trabajos futuros se recomienda continuar con el estudio estructural, hacer un análisis modal para encontrar las frecuencias naturales del ala, y completar con un análisis de pandeo para encontrar los modos de falla. También se recomienda hacer un estudio más amplio de la interacción fluido-estructura. Se propone como futuro trabajo la construcción y validación del modelo con pruebas experimentales, que incluya un análisis de costos.

REFERENCIAS

- [1] L. Soto and F. Valderrama, “Diseño Estructural Preliminar de un Vehículo Aéreo No Tripulado en Configuración de Ala Volante,” Universidad de Sevilla, 2017.
- [2] P. Chung, J. Shiau, and D.-M. Ma, “Design , Manufacturing , and Flight Testing of an Experimental Flying Wing UAV,” *Appl. Sci.*, vol. 9, no. 15, p. 3043, 2019.
- [3] Y. Alvarez, “Diseño y construcción de un vehículo aéreo no tripulado,” Universidad Industrial de Santander, 2014.
- [4] S. H. Son, B. L. Choi, W. J. Won, Y. G. Lee, C. W. Kim, and D. H. Choi, “Wing design optimization for a long-endurance UAV using FSI analysis and the kriging method,” *Int. J. Aeronaut. Sp. Sci.*, vol. 17, no. 3, pp. 423–431, 2016.
- [5] P. James, D. M. Krishna, G. Kotresh, and B. Varughese, “Finite Element Analysis of Inter Spar Ribs of Composite Wing of Light Transport Aircraft against Brazier Load,” *Natl. Conf. Sci. Achiev. SC ST Sci. Technol.*, pp. 57–68, 2009.
- [6] W. Grodzki and A. Łukaszewicz, “Design and manufacture of unmanned aerial vehicles (UAV) wing structure using composite materials,” *Materwiss. Werksttech.*, vol. 46, no. 3, pp. 269–278, 2015.
- [7] E. I. Basri *et al.*, “Conceptual design and simulation validation based finite element optimisation for tubercle leading edge composite wing of an unmanned aerial vehicle,” *J. Mater. Res. Technol.*, vol. 8, no. 5, pp. 4374–4386, 2019.
- [8] J. B. Patterson and J. L. Grenestedt, “Manufacturing of a composite wing with internal structure in one cure cycle,” *Compos. Struct.*, vol. 206, pp. 601–609, 2018.
- [9] L. Ünlüsoy, “Structural design and analysis of the mission adaptive wings of an unmanned aerial vehicle,” Middle east technical university, 2010.
- [10] M. A. Pareja Muñoz, “Study and design of a monocoque wing structure with composite materials,” Universitat Politècnica de Catalunya Escola, 2016.
- [11] S. Rajagopal and R. Ganguli, “Multidisciplinary Design Optimization of Long Endurance Unmanned Aerial Vehicle Wing,” *CMES*, vol. 81, no. 1, pp. 1–34, 2011.
- [12] L. I. An, R. A. Uni, and L. Cohen, “Development of innovative composite control surface,” *54th Isr. Annu. Conf. Aerosp. Sci.*

- 2014, vol. 1, pp. 421–438, 2014.
- [13] F. Romano, J. Fiori, and U. Mercurio, “Structural design and test capability of a CFRP aileron,” *Compos. Struct.*, vol. 88, no. 3, pp. 333–341, 2009.
- [14] F. Romano, G. Gatta, R. Paino, and F. Palmiero, “Structural design of a composite aileron using a multi-step integrated procedure,” *High Perform. Struct. Mater.*, vol. 7, pp. 47–56, 2004.
- [15] C. F. Griffin and E. G. Dunning, “Development of an advanced composite aileron for the L-1011 transport aircraft,” Nasville, Tennessee, 1982.
- [16] D. C. Jegley and H. G. Bush, “Structural Test Documentation and Results for the McDonnell Douglas All-Composite Wing Stub Box,” Hampton, Virginia, 1997.
- [17] M. Karal, “AST Composite wing program - Executive Summary,” Long Beach, California, 2001.
- [18] Y. Meng, L. Yan, W. Huang, and T. Zhang, “Detailed Parametric Investigation and Optimization of a Composite Wing with High Aspect Ratio,” *Int. J. Aerosp. Eng.*, vol. 2019, pp. 1–27, 2019.
- [19] E. I. Basri *et al.*, “Performance analysis of composite ply orientation in aeronautical application of unmanned aerial vehicle (UAV) NACA4415 wing,” *J. Mater. Res. Technol.*, vol. 8, no. 5, pp. 3822–3834, 2019.
- [20] S. Kumar Das and S. Roy, “Finite element analysis of aircraft wing using carbon fiber reinforced polymer and glass fiber reinforced polymer,” *IOP Conf. Ser. Mater. Sci. Eng.*, vol. 402, no. 1, p. 012077, 2018.
- [21] G. Kanesan, S. Mansor, and A. Abdul-Latif, “Validation of UAV wing structural model for finite element analysis,” *J. Teknol.*, vol. 71, no. 2, pp. 1–5, 2014.
- [22] J. Castro and I. Ortega, “Análisis estructural de un álabe de aerogenerador de eje vertical constituido por material natural compuesto mediante F.E.A.,” Universidad Industrial de Santander, 2018.
- [23] D. R. Tenney, J. Davis John G., N. J. Johnston, R. B. Pipes, and J. F. McGuire, “Structural Framework for Flight I: NASA’s Role in Development of Advanced Composite Materials for Aircraft and Space Structures.,” Hampton, Virginia, 2019.
- [24] A. T. Institute, “Composite material applications in aerospace.,” pp. 1–12, 2016.
- [25] Y. Meng, L. Yan, W. Huang, T. Zhang, and Z. Du, “Structural design and analysis of a composite wing with high aspect ratio,” *J. Zhejiang Univ. A (Applied Phys. Eng.)*, vol. 20, no. 10, pp. 781–793, 2019.
- [26] ANSYS Inc, *ANSYS® Academic Research Mechanical, Release 19.2, Help System*. Canonsburg: ANSYS, Inc, 2018.
- [27] T. H. G. Megson, *Aircraft Structures for Engineering Students.*, 4th ed. Great Britain: Butterworth-Heinemann, 1966.
- [28] M. N. Vienne, “Guía para XFLR5 Versión 6.03.” 2011.
- [29] J. C. García and S. E. Roncero, “Manual de Iniciación XFLR5.” 2013.
- [30] J. D. Anderson, *Introduction to Flight*, 7th ed. New York: McGraw Hill, 2005.
- [31] M. M. A. Shabeer KP, “Optimization of Aircraft Wing With Composite Material,” *Int. J. Innov. Res. Sci. Eng. Technol.*, vol. 2, no. 6, pp. 2471–2477, 2013.
- [32] D. K. Alan Baker, Stuart Dutton, *Composite Materials for Aircraft Structures*, 2nd ed. Reston, Virginia: AIAA, 2004.
- [33] B. Ever and R. Lemos, *Introduction to composite materials design*, 2nd ed. U.S.A: CRC Press, 2013.
- [34] R. L. King, *Fibre-reinforced composites materials, manufacturing and design*, 3rd ed. U.S.A: CRC Press, 2007.
- [35] S. W. Tsai, “A general theory of strength for anisotropic materials,” *J. Compos. Mater.*, vol. 5, pp. 58–80, 1971.
- [36] A. J. Kolios and S. Proia, “Evaluation of the Reliability Performance of Failure Criteria for Composite Structures,” *World J. Mech.*, vol. 02, no. 03, pp. 162–170, 2012.
- [37] D. Puerto, “Simulación del flujo alrededor de un perfil alar NACA4415 con un flap tipo Gurney,” Universidad de los Andes, 2010.
- [38] A. Leap, “ANSYS Composite PrepPost Wing FSI.” 2006.



Andrés Felipe Correa-Rivera

Ingeniero Mecánico, Universidad Industrial de Santander. Semillero de Investigación en Cohetería, SCUA, Universidad Industrial de Santander. Sus áreas de investigación incluyen la ingeniería aeronáutica y aeroespacial, materiales compuestos, diseño estructural, modelado numérico, CAD/CAM/CAE.

ORCID: <https://orcid.org/0000-0002-6270-3161>



Juan León Becerra

Ph.D.(c) en Ingeniería Mecánica, Universidad Industrial de Santander. M.Sc. en Ingeniería Mecánica en doble titulación Universita degli studi di Salerno y Universidad Industrial de Santander. Ingeniero Mecánico, Universidad Industrial de Santander. Sus áreas de investigación son la manufactura aditiva, mecánica de materiales compuestos y elementos finitos.

ORCID: <https://orcid.org/0000-0002-1740-3127>



Julián Rodríguez-Ferreira

Profesor planta, Escuela de Ingeniería Eléctrica y Electrónica, Universidad Industrial de Santander. Ph.D. en Física (especialidad en Astrofísica), Universidad de París XI. Maestría en Astronomía y Astrofísica, Instituto de Astrofísica Espacial (IAS) y la Universidad de Paris-Sud. Maestría en Ingeniería Espacial, Universidad París XI.

ORCID: <https://orcid.org/0000-0003-1373-6044>



Manuel Martínez

Profesor Titular, Escuela de Ingeniería Mecánica, Universidad Industrial de Santander. Ph.D. y M.Sc. de la University Of Wales. M.Sc. en Estudios Avanzados en Mecánica Teórica y Aplicada, Universidad Central De Venezuela. Sus líneas de investigación incluyen mecánica de fluidos, métodos numéricos, teoría matemática de la elasticidad, mecánica de fractura, diseño de equipos, mecánica del medio continuo.

ORCID: <https://orcid.org/0000-0001-7069-6400>



Octavio Andrés González Estrada

Profesor Asociado, Escuela de Ingeniería Mecánica, Universidad Industrial de Santander. Posdoctoral Research Associate, Cardiff University. Ph.D. y M.Sc. en Ingeniería Mecánica y de Materiales, Universitat Politècnica de València. Ingeniero Mecánico y de Manufactura, Universidad Autónoma de Manizales.

ORCID: <https://orcid.org/0000-0002-2778-3389>