

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

Andrés Felipe Correa Rivera

Trabajo de Grado para Optar el título de ingeniero mecánico

Director

Octavio Andrés González Estrada

Doctor en ingeniería mecánica

Codirector

Juan Sebastián León Becerra

Magister en ingeniería mecánica

Universidad Industrial de Santander
Facultad de Ingeniería Físico Mecánicas
Escuela de Ingeniería Mecánica
Bucaramanga

2020

Dedicatoria

A mis padres por su trabajo y sacrificio en todos estos años

A mis compañeros y amigos que me apoyaron

Durante el desarrollo del proyecto

Andrés Felipe Correa Rivera

Agradecimientos

A mi padre por brindarme la oportunidad de estudiar y avanzar en mis sueños.

A mi madre por estar siempre presente, guiarme y apoyarme, simplemente le debo lo que soy.

A mis amigos y compañeros por acompañarme durante el desarrollo del proyecto de grado

Al codirector Juan Sebastián León Becerra por su compromiso, colaboración y paciencia durante el desarrollo del proyecto.

Al profesor Octavio Andrés González Estrada, director del proyecto, por su respaldo, asesoría y colaboración para llevar a cabo el proyecto de grado.

Andrés Felipe Correa Rivera

Tabla de Contenido

	Pág.
Introducción	11
1. Objetivos.....	16
Objetivo General.....	16
Objetivos Específicos.....	16
2. Metodología	17
2.1. Metodología de diseño del ala	17
2.2. Configuración geométrica.....	19
2.3. Cargas sobre el ala	20
2.4. Estructura	25
2.5. Materiales.....	26
2.5.1. Propiedades	27
2.5.2. Desplazamientos	28
2.5.3. Deformaciones	29
2.5.4. Fuerzas	30
2.5.5. Esfuerzos.....	30
2.6. Modos de falla.....	32
3. Desarrollo.....	34
3.1. Modelo CAD y mallado.....	35
3.2. Condiciones de contorno: restricciones y cargas aplicadas	36
3.3. Material compuesto.....	41
3.4. Elementos estructurales	43

3.5. Análisis modos de falla.....	46
4. Conclusiones.....	48
5. Recomendaciones.....	49
Referencias bibliográficas.....	50

Lista de Tablas

	Pág
Tabla 1. Propiedades elásticas materiales compuestos.	27
Tabla 2. Propiedades mecánicas materiales compuestos.	28
Tabla 3. Secciones del ala.	39
Tabla 4. Condiciones de carga.	41
Tabla 5. Fibra de carbono unidireccional.	42
Tabla 6. Tela fibra de carbono.	43
Tabla 7. Elementos estructurales.	45
Tabla 8. Estructura.	46

Lista de Figuras

	Pág
Figura 1. Flujo para el diseño del ala.....	18
Figura 2. Flujo de análisis del ala.	19
Figura 3. Cargas sobre el perfil alar. Adaptado de: T.H.G Megson (2014). Aircraft Structures for Engineering Students.	21
Figura 4. Cargas a lo largo del modelo. Adaptado de: T.H.G Megson (2014). Aircraft Structures for Engineering Students.....	21
Figura 5. Distribución de presión en el perfil alar.	23
Figura 6. Distribución de presión a lo largo del ala.....	23
Figura 7. Elementos estructurales del ala.	25
Figura 8. Mallado.....	36
Figura 9. Dependencia de malla.....	36
Figura 10. Carga puntual extremo izquierdo del ala.....	37
Figura 11. Presión uniforme sobre superficie superior.....	37
Figura 12. Presión Uniforme sobre franja del CA.	38
Figura 13. Distribución de presión decreciente.	39
Figura 14. Presión importada del análisis CFD.	40
Figura 15. Larguero.	44
Figura 16. Una costilla.....	44
Figura 17. Dos costillas.....	45
Figura 18. Desplazamiento del ala.....	46
Figura 19. Esfuerzo máximo Von Mises del ala.....	47

Figura 20. Esfuerzo máximo de Von Mises del larguero. 47

Lista de Apéndices

“Los apéndices están adjuntos en el CD y puede visualizarlos en base de datos de la biblioteca UIS”

Apéndice A. Diapositivas del proyecto de grado.

Resumen

TÍTULO: DISEÑO ESTRUCTURAL DEL ALA DE UN VEHÍCULO AÉREO NO TRIPULADO CON MATERIALES COMPUESTOS*

AUTORES: ANDRES FELIPE CORREA RIVERA**

PALABRAS CLAVES: DISEÑO DE ALA, ESTRUCTURAS AERONAUTICAS, MATERIALES COMPUESTOS, FEA

DESCRIPCIÓN:

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 decreciente a lo largo del centro de presiones, el mejor laminado en la superficie es [45/0/0/45], con tela de fibra de 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.

* Trabajo de grado.

** Facultad de ingeniería Físico-Mecánicas. Escuela de Ingeniería Mecánica. Director: PhD. Octavio Andrés González Estrada

Abstract

TITLE STRUCTURAL DESIGN OF AN UNMANNED AERIAL VEHICLE WING WITH COMPOSITE MATERIALS *

AUTHORS ANDRES FELIPE CORREA RIVERA**

KEY WORDS WING DESIGN, COMPOSITE STRUCTURE, PLY ORIENTATION, NUMERICAL ANALYSIS

DESCRIPTION:

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, and 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.

* Bachelor Thesis.

** Faculty of Physic-Mechanical Engineering, School of Mechanical Engineering. Director: PhD. Octavio Andrés González Estrada

Introducción

En los últimos años se ha popularizado el uso de pequeños vehículos aéreos llamados UAVs, más conocidos como drones, siendo claramente una tecnología con diversas aplicaciones que crece día a día. El auge de estos aparatos se da por su versatilidad para realizar tareas como: transportar medicamentos, buscar personas, monitorear zonas, revisar edificaciones, etc. Existen muchos trabajos que reflejan el desarrollo de estos dispositivos, Soto y Valderrama (Soto & Valderrama, 2017) presentó la fase preliminar de diseño de un UAV de capacidad media hecho con materiales compuestos. Chung *et al.* (Chung, Shiau, & Ma, 2019) y Álvarez (Alvarez, 2014) hicieron diseños completos de estos dispositivos, estiman su peso, el peso de la carga útil, la propulsión y la energía requerida. Además, analizan la aerodinámica y diseñan su estructura para finalmente construir y probar el modelo. Un componente clave a diseñar de estos aparatos es la superficie sustentadora, la cual permite generar una fuerza opuesta al peso y poder 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 a fin de mejorar su rendimiento (Son et al., 2016).

Los materiales empleados en la construcción de las alas deben ser lo suficientemente resistentes para soportar las cargas 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 (James, Krishna, Kotresh, & Varughese, 2009). Existen numerosos trabajos donde se muestra el diseño de las alas en estos dispositivos, Grodzki y Łukaszewicz (Grodzki & Łukaszewicz, 2015) presentaron el diseño de un ala haciendo el análisis aerodinámico en el software XFLR5 y el 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.* (Ernie Illyani Basri et al., 2019) compararon un ala tipo monocasco con sus partes hechas en fibra de carbono y adicionando algunos refuerzos de Kevlar en las costillas y la superficie, con un ala de mismas dimensiones, pero con espuma compuesta, mostrando esta una reducción del 51% del desplazamiento máximo y 36% del esfuerzo. Patterson y Grenestedt (Patterson & Grenestedt, 2018) diseñaron un ala de 6 m. para probar la manufactura de un solo curado empleando fibras de carbón, 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 (Ünlüsoy, 2010) hizo el diseño estructural de un ala adaptativa usando aluminio en sus partes y un tejido ortótropo de fibras de vidrio para la superficie.

Pareja (Pareja Muñoz, 2016) 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 condición 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, usando la optimalidad de Pareto seleccionó los mejores casos para aplicar posteriores mejoras y determinar el mejor caso. Finalmente, el mejor caso contenía un laminado $(0^\circ/90^\circ/\text{núcleo})_s$ en las regiones de baja carga, $(0^\circ/90^\circ/0/\text{núcleo})_s$ en las regiones de alta carga y 3 costillas a lo largo del ala. Rajagopal y Ganguli

(Rajagopal & Ganguli, 2011) también 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 están conformados típicamente por fibras reforzadas, p. ej. 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 (An, Uni, & Cohen, 2014),(Romano, Fiori, & Mercurio, 2009), o se puede ampliar la capacidad de carga al remplazar partes metálicas más pesadas (Romano, Gatta, Paino, & Palmiero, 2004). Los dos materiales de refuerzo más utilizados en la industria aeronáutica son la fibra de carbono y la fibra de vidrio. Desde los años 80 se han venido implementando partes de aviones con materiales compuestos (Griffin & Dunning, 1982) y probando sus respuestas estructurales (Jegley & Bush, 1997), otros reportes muestran todas las consideraciones como regulaciones, análisis, limitaciones, pruebas, etc., al momento de hacer estos cambios en el ala de un avión (Karal, 2001). Una de las motivaciones para usar fibra de carbono es que se puede alcanzar la rigidez del acero o aluminio con tan solo un cuarto del peso, también se caracteriza por tener buena resistencia a la fatiga y la corrosión, algunas de las desventajas son los altos costos de fabricación y su baja resistencia al impacto. Al igual que la fibra de carbono, la fibra de vidrio muestra buenas propiedades mecánicas, tiene una buena rigidez, resistencia a la corrosión, es liviana y a diferencia de la fibra de carbono, la fibra de vidrio tiene un costo menor, lo cual la hace ideal para aplicaciones donde el presupuesto es limitado. Durante el diseño del material compuesto hay que definir diferentes parámetros tales 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, esto 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.* (Meng, Yan, Huang, & Zhang, 2019) hicieron un detallado 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. La investigación comparó el comportamiento con una hecha en aluminio, dando como resultado mejor comportamiento la estructura con materiales compuestos. Otros trabajos probaron configuraciones estructurales además de diferentes laminados, Basri *et al.* (Ernie I. Basri et al., 2019) introdujeron un patrón esférico en el borde de ataque que muestra una reducción de 38,75% y 45,83% en el desplazamiento total y el esfuerzo máximo, respectivamente. También se realizó un estudio paramétrico de 5 laminados diferentes con la ayuda del módulo ACP de ANSYS, donde se concluye que el mejor laminado es $[0^\circ/(0^\circ/45^\circ/90^\circ)/0^\circ]$.

El método de los elementos finitos (FEM) tuvo sus orígenes en el sector aeronáutico, y es muy utilizado para el análisis de estas partes (Kumar Das & Roy, 2018), habiendo demostrado ser una herramienta poderosa en el proceso de diseño. El método consiste en discretizar el dominio de estudio en pequeños elementos delimitados por nodos, para cada uno de estos elementos se resuelven las ecuaciones que gobiernan el fenómeno físico generando un sistema de ecuaciones algebraico. Kanesan *et al.* (Kanesan, Mansor, & Abdul-Latif, 2014) 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 (Castro & Ortega, 2018), 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 (Tenney, Davis John G., Johnston, Pipes, & McGuire, 2019), por esto es necesario seguir trabajando en el desarrollo de mejores diseños con estos materiales (Institute, 2016), y de esta manera expandir el alcance de las aplicaciones actuales en estos dispositivos.

El objetivo de este trabajo es diseñar un ala con las mejores características respecto a su resistencia, deformación y modos de falla para unas condiciones de carga establecidas. Diferentes parámetros van a ser analizados, por el lado de la estructura se usarán elementos como largueros y costillas, se probará 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 (ANSYS Inc, 2018) con su módulo ACP de materiales compuestos. En la primera sección se mostrará la metodología de diseño que se llevará a cabo en el trabajo, esta inicia explicando el proceso de diseño para el ala y el análisis de elementos finitos. 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.

1. Objetivos

Objetivo General

Diseñar y analizar mediante la técnica de elementos finitos la estructura del ala recta de un vehículo aéreo no tripulado de aplicación comercial empleando materiales compuestos.

Objetivos Específicos

- Obtener la distribución de presiones que determinan las cargas sobre el ala del vehículo aéreo no tripulado con la ayuda del software XFLR5.
- Determinar la mejor configuración de la estructura y del material compuesto tal como el orden, orientación y espesor del laminado, para soportar las cargas impuestas presentando la menor deformación.
- Modelar numéricamente en el software ANSYS la estructura del ala con el laminado diseñado para obtener el campo de esfuerzos y deformaciones.

2. Metodología

2.1. Metodología de diseño del ala

En cada elemento ingenieril que se diseña es preciso establecer parámetros y condiciones que delimitan el problema, de lo contrario el número de posibles soluciones podría extenderse infinitamente y nunca llegar a encontrar la solución perfecta. Los parámetros y condiciones deben alimentar una metodología de diseño o un flujo de trabajo determinado para converger a una respuesta que satisfaga los criterios preestablecidos. Con el fin de encontrar una respuesta aceptable muchos trabajos optan por hacer estudios paramétricos donde se quiere determinar la influencia de una variable en particular. Meng *et al.* (Meng, Yan, Huang, Zhang, & Du, 2019) hicieron un estudio de la influencia del espesor de lámina del material compuesto sobre la deformación y esfuerzo que se generan en el ala. Teniendo en cuenta lo anterior, y en base a las metodología de Basri *et al.* (Ernie I. Basri et al., 2019), se idearon los siguientes flujos de trabajo para el diseño del ala.

Lo primero que se debe determinar es la configuración geométrica del ala, lo cual incluye el perfil aerodinámico, longitud del ala y su tamaño de cuerda. Una vez definido lo anterior 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.

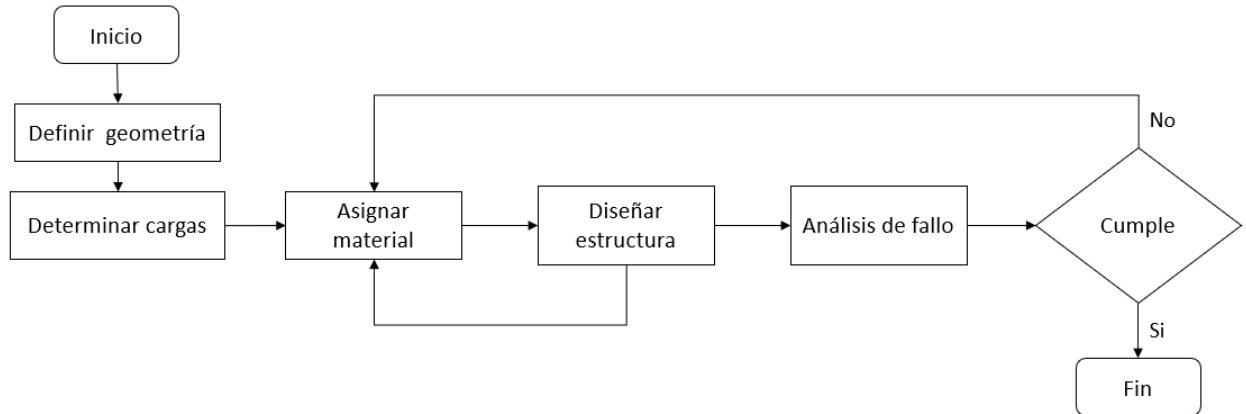


Figura 1. Flujo para el diseño del ala.

El diagrama de la Figura 2 representa el proceso de análisis por medio de elementos finitos de la estructura y el laminado diseñado. La geometría es modelada en SolidWorks e importada a ANSYS para la creación de la malla. Se definen las propiedades de los materiales que se usaran en el módulo ACP, como las propiedades del laminado, la tela, el material y el espesor de capa. En la construcción del material es necesario definir un sistema coordenado de referencia para la dirección de las fibras y otro sistema coordenado para la dirección de apilado de las capas, finalmente, se crea el laminado por grupos y secciones. Una vez terminada la definición del laminado, se asignan las condiciones de contorno, el estado de carga y los criterios de falla.

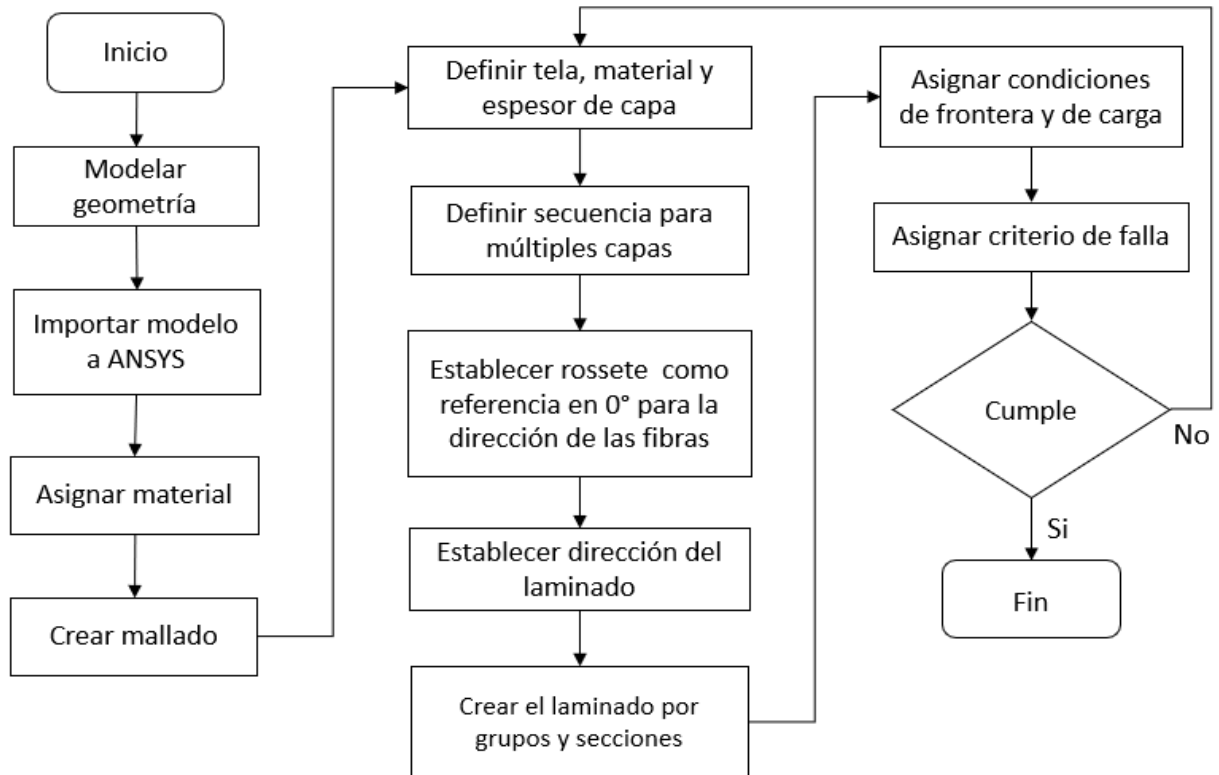


Figura 2. Flujo de análisis del ala.

2.2. Configuración geométrica

El propósito de un ala es ser diseñada de tal manera que cree una fuerza de sustentación suficiente, que permita elevar el aeromodelo del suelo con su carga útil. Para este fin hay que establecer 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 debe 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, etc.

El estudio y la determinación de los parámetros anteriormente mencionados se encuentran fuera del alcance de este proyecto. Por esta razón, después de realizar una revisión bibliográfica y entender las relaciones entre estas variables, se optó por seleccionar las siguientes características: una longitud de ala igual a 3 m 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 y el perfil alar NACA 4415 que es uno de los más usados en alas por su buen comportamiento aerodinámico.

2.3. 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 unas fuerzas en el ala, como se puede ver en la Figura 3 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_o). Las cargas hacen que los elementos estructurales se encuentren sometidos a compresión, cortante, torsión y flexión.

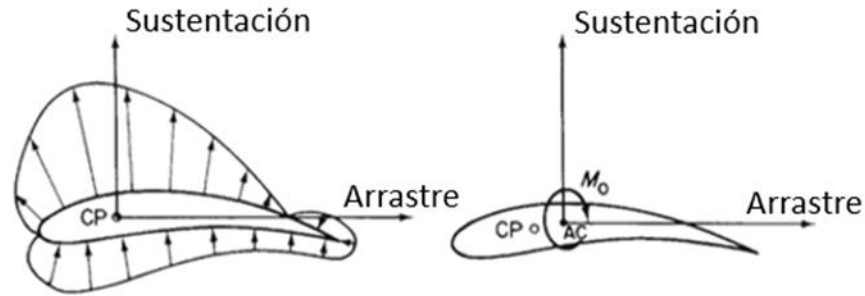


Figura 3. Cargas sobre el perfil alar. Adaptado de: T.H.G Megson (2014). Aircraft Structures for Engineering Students.

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. El ala debe ser diseñada para soportar la flexión, el cortante y la torsión generados por la sustentación, como se ve en la Figura 4, (Megson, 1966).

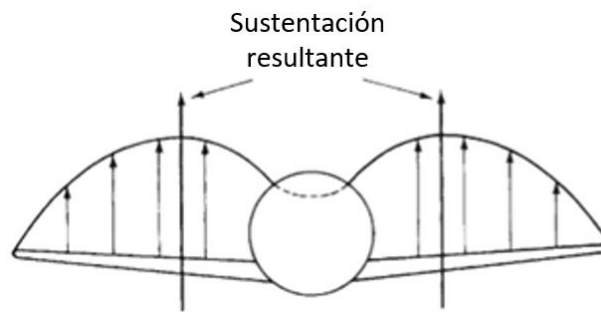


Figura 4. Cargas a lo largo del modelo. Adaptado de: T.H.G Megson (2014). Aircraft Structures for Engineering Students.

XFLR5 es un programa para el estudio aerodinámico de aeronaves, y es utilizado en este proyecto para relacionar las variables aerodinámicas, permitiendo saber la fuerza de sustentación generada por el ala. Se dispone de 3 métodos para hallar la solución, siendo 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 (Vienne, 2011).

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 (García & Roncero, 2013) e introduciendo los anteriores datos en el software XFLR5, se obtiene la distribución de presión sobre el perfil NACA 4415, como se muestra en la Figura 5. Recordar que este campo se crea por la variación en velocidad del aire sobre la superficie del perfil, obedeciendo la ecuación de Bernoulli (1) que es constante a lo largo de una línea de flujo, donde p es la presión del fluido en un punto (Anderson, 2005).

$$p + \rho \frac{V^2}{2} = Constante \quad (1)$$

Comparando con la teoría se puede observar que entre las Figuras 3 y 5 existe una similitud en la forma del campo de presiones, la presión en la parte superior es negativa debido a que esta es menor a la presión atmosférica, causado por la aceleración del aire.

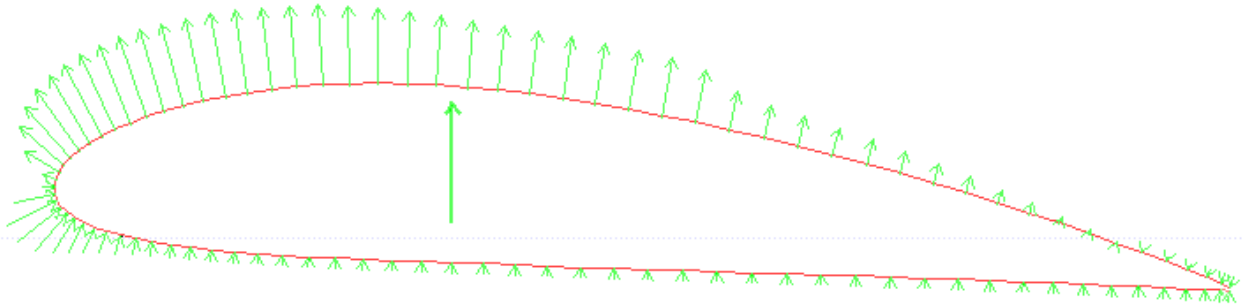


Figura 5. Distribución de presión en el perfil alar.

Continuando con el análisis se halla la distribución de presión a lo largo del ala, presentando una forma parabólica (Figura 6). Esta se diferencia de la presentada en la Figura 4 debido a que no cuenta con una intersección con el fuselaje.

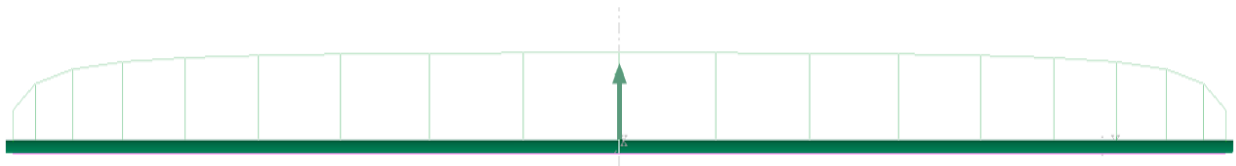


Figura 6. Distribución de presión a lo largo del ala.

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 (2):

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

Donde el primer término después de la igualdad es 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 hará una descripción de cómo estas cargas se distribuyen a lo largo del ala y la configuración de los elementos estructurales utilizados para soportarlas.

Lo presentado en las Figura 5 y Figura 6 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 (Shabeer KP, 2013) pone una carga puntual en el centro de presiones del perfil debido a que es allí donde dice la teoría se concentra la resultante de las fuerzas aerodinámicas. Kanesan *et al.* (Kanesan et al., 2014) 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.* (Son et al., 2016) hace una interacción fluido-estructura para relacionar directamente el campo de presiones aerodinámico con la estructura del ala, esta opción es una las mejores ya que no presenta simplificaciones de carga. Kumar y Roy (Kumar Das & Roy, 2018) seleccionan una presión uniforme sobre la parte inferior del ala y fijan uno de sus lados como condición de contorno. Ünlüsoy (Ünlüsoy, 2010) divide la cuerda en 10 secciones y aproxima para

cada una de ellas la presión resultante. En este proyecto se hará la comparación de algunas de estas opciones para evaluar las diferencias entre las soluciones.

2.4. 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 conformadas por placas, rigidizadores, armaduras etc. son llamadas semi-monocasco, 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.

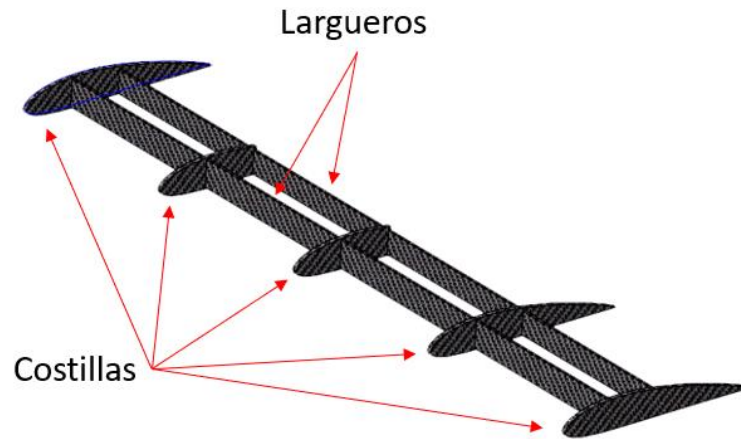


Figura 7. Elementos estructurales del ala.

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 deban soportar. Por otro lado, la piel forma una superficie que soporta la distribución de presión, transmitiendo 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 (Pareja Muñoz, 2016) se prueba 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 (Castro & Ortega, 2018) 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 todos los casos se disminuía el valor del desplazamiento máximo, aunque no en mayor medida debido a la baja magnitud de las cargas. 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 un fenómeno aeroelástico, el cual es una variación en las fuerzas aerodinámicas debido a la deformación.

2.5. Materiales

Los materiales compuestos se pueden diseñar de diferentes maneras para cumplir con unas sollicitaciones 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 (Soto & Valderrama, 2017) utiliza el laminado $(0^\circ/45^\circ/90^\circ/-45^\circ/0^\circ)_s$, 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.* (Ernie I. Basri et al., 2019) 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 más simplificado, y estos presentan mejores características al no deformarse de maneras extrañas frente las cargas (Alan Baker, Stuart Dutton, 2004).

2.5.1. Propiedades En el diseño se probaran fibras de carbón con resina polimérica, las cuales tienen buenas propiedades elásticas y mecánicas, y se observan en la Tabla 1 y Tabla 2 (Ernie Ilyani Basri et al., 2019)(Ever & Lemos, 2013).

Tabla 1. Propiedades elásticas materiales compuestos.

MATERIAL	Densidad (Kg/m ³)	Módulo elástico, E ₁₁ (GPa)	Módulo elástico, E ₂₂ (GPa)	Coefficiente de Poisson ν_{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 2. Propiedades mecánicas materiales compuestos.

MATERIAL	Resistencia a tensión en dirección de fibra X_t (MPa)	Resistencia a tensión en dirección de fibra X_c (MPa)	Resistencia a tensión en dirección transversal Y_t (MPa)	Resistencia a tensión en dirección transversal 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 (Ever & Lemos, 2013).

2.5.2. Desplazamientos Una línea recta y perpendicular a la superficie permanece recta después que la placa es deformada, con esto se puede asumir que las deformaciones por cortante son constantes a través del espesor. La segunda consideración es que la línea perpendicular al espesor se mantiene constante en la deformación, lo cual implica que la deformación longitudinal perpendicular a la superficie es aproximadamente 0. Analizando los desplazamientos de la placa se llega a las siguientes relaciones:

$$\begin{aligned}
 u(x, y, x) &= u_0(x, y) - z\phi_x(x, y) \\
 v(x, y, x) &= v_0(x, y) - z\phi_y(x, y) \\
 w(x, y, x) &= w_0(x, y)
 \end{aligned}
 \tag{3}$$

Donde (u, v, w) son los desplazamientos en las direcciones x, y, z para cada punto (x, y, z) . Las funciones $u_0(x, y)$ y $v_0(x, y)$ representan el desplazamiento longitudinal en sus respectivas direcciones y las componentes $\phi_x(x, y)$ y $\phi_y(x, y)$ son debidas a la curvatura de la placa. Una

característica que destaca de la teoría de placas es que estos valores son independientes en la coordenada z .

2.5.3. Deformaciones Aplicando el concepto de deformación a las relaciones anteriormente planteadas se puede concluir que:

$$\begin{Bmatrix} \epsilon_x \\ \epsilon_y \\ \gamma_{xy} \end{Bmatrix} = \begin{Bmatrix} \epsilon_x^0 \\ \epsilon_y^0 \\ \gamma_{xy}^0 \end{Bmatrix} + z \begin{Bmatrix} k_x \\ k_y \\ k_{xy} \end{Bmatrix} \quad (4)$$

Donde ϵ_x^0 , ϵ_y^0 , γ_{xy}^0 representan la extensión y corte de la placa, en la mayoría de los casos existen únicamente fuerzas en los planos lo cual hace que solo estas deformaciones sean necesarias. Si hay momentos o fuerzas transversales aplicadas se debe tomar las curvaturas representadas por k_x , k_y y k_{xy} , los cuales expresan la flexión y torsión.

$$\begin{aligned} \gamma_{yz}(x, y, z) &= -\phi_y + \frac{\partial w_0}{\partial y} \\ \gamma_{xz}(x, y, z) &= -\phi_x + \frac{\partial w_0}{\partial x} \end{aligned} \quad (5)$$

Las deformaciones por cortantes en los planos de la superficie son representadas por las ecuaciones en el numeral (5) junto con la expresión (4) se tiene 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 $\gamma_{xz}(x, y, z)$ y $\gamma_{yz}(x, y, z)$ pueden ser ignoradas o igual 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 ($G < E/10$).

2.5.4. Fuerzas Las fuerzas y los momentos resultantes pueden ser encontrados si integramos los respectivos esfuerzos a través del espesor de la placa (dz), si aplicamos este concepto y se suma cada una de las k láminas obtendríamos la expresión (6)

$$\begin{aligned} \begin{Bmatrix} N_x \\ N_y \\ N_{xy} \end{Bmatrix} &= \sum_{k=1}^N \int_{z_{k-1}}^{z_k} \begin{Bmatrix} \sigma_x \\ \sigma_y \\ \sigma_{xy} \end{Bmatrix} dz \\ \begin{Bmatrix} V_x \\ V_y \end{Bmatrix} &= \sum_{k=1}^N \int_{z_{k-1}}^{z_k} \begin{Bmatrix} \sigma_{yz} \\ \sigma_{xz} \end{Bmatrix} dz \\ \begin{Bmatrix} M_x \\ M_y \\ M_{xy} \end{Bmatrix} &= \sum_{k=1}^N \int_{z_{k-1}}^{z_k} \begin{Bmatrix} \sigma_x \\ \sigma_y \\ \sigma_{xy} \end{Bmatrix} z dz \end{aligned} \quad (6)$$

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.

2.5.5. Esfuerzos Los esfuerzos se pueden relacionar con las deformaciones de una manera similar a la que se haría con los materiales isótropos, usando la ley de Hooke, y teniendo en cuenta que existen dos módulos de elasticidad y dos coeficientes de Poisson para cada dirección del material compuesto se puede llegar a la ecuación (7):

$$\begin{aligned} \{\sigma\} &= [Q] \{\epsilon\} \\ \{\tau\} &= [Q^*] \{\gamma\} \end{aligned} \quad (7)$$

En el cual la matriz Q esta dada por

$$\begin{aligned}
 Q_{11} &= E_1/\Delta \\
 Q_{12} &= Q_{12} = v_{12}E_2/\Delta \\
 Q_{22} &= E_2/\Delta \\
 Q_{66} &= G_{12} \\
 Q_{44}^* &= G_{23} \\
 Q_{55}^* &= G_{13} \\
 \Delta &= 1 - v_{12}v_{21}
 \end{aligned} \tag{8}$$

Las ecuaciones anteriormente mencionadas (8) 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 (9) para la cada lámina.

$$\begin{aligned}
 \begin{Bmatrix} \sigma_x \\ \sigma_y \\ \sigma_{xy} \end{Bmatrix}^k &= \begin{bmatrix} \bar{Q}_{11} & \bar{Q}_{12} & \bar{Q}_{16} \\ \bar{Q}_{12} & \bar{Q}_{22} & \bar{Q}_{26} \\ \bar{Q}_{16} & \bar{Q}_{26} & \bar{Q}_{66} \end{bmatrix}^k \begin{Bmatrix} \epsilon_x \\ \epsilon_y \\ \gamma_{xy} \end{Bmatrix}^k \\
 \begin{Bmatrix} \sigma_{yz} \\ \sigma_{xz} \end{Bmatrix}^k &= \begin{bmatrix} \bar{Q}_{44}^* & \bar{Q}_{45}^* \\ \bar{Q}_{45}^* & \bar{Q}_{55}^* \end{bmatrix}^k \begin{Bmatrix} \gamma_{yz} \\ \gamma_{xz} \end{Bmatrix}^k
 \end{aligned} \tag{9}$$

Finalmente, remplazando (4) en (9) y el resultado en (6) se obtiene la ecuación de rigidez para la placa.

$$\begin{Bmatrix} N_x \\ N_y \\ N_{xy} \\ M_x \\ M_y \\ M_{xy} \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} A_{11} & A_{12} & A_{16} & B_{11} & B_{12} & B_{16} \\ A_{12} & A_{22} & A_{26} & B_{12} & B_{22} & B_{26} \\ A_{16} & A_{26} & A_{66} & B_{16} & B_{26} & B_{66} \\ B_{11} & B_{12} & B_{16} & D_{11} & D_{12} & D_{16} \\ B_{12} & B_{22} & B_{26} & D_{12} & D_{22} & D_{26} \\ B_{16} & B_{26} & B_{66} & D_{16} & D_{26} & D_{66} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \epsilon_x^0 \\ \epsilon_y^0 \\ \gamma_{xy}^0 \\ k_x \\ k_y \\ k_{xy} \end{Bmatrix} \tag{10}$$

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

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 $(\epsilon_x^0, \epsilon_y^0, \gamma_{xy}^0)$ 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 transversales $(\gamma_{xz}, \gamma_{yz})$ con las fuerzas transversales 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, como un laminado simétrico puede eliminar la matriz B_{ij} , afectando así las matrices que componen la ecuación (10) y de esta manera eliminar curvaturas producidas por fuerzas en el plano.

2.6. 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 (King, 2007).

En este trabajo se aplicará la teoría de falla Tsai–Wu (11) ya que tiene mayor cercanía a los datos experimentales y es una de las más ampliamente usadas (Tsai, 1971).

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

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

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

Los términos F_1 y F_{11} son coeficientes de resistencia longitudinal, F_2 y F_{22} son coeficientes de resistencia transversal, 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, o, por otro lado, la estructura fallara si $MoS \leq 0$ con un valor negativo (Kolios & Proia, 2012). Este valor se expresa como:

$$MoS = SR - 1 \quad (13)$$

Donde SR es la relación de fuerza, la cual representa, “la relación por la que debe ser factorizada la carga para fallar”. SR puede ser obtenida de la ecuación (14).

$$SR_{TW} = \frac{(-b + \sqrt{b^2 + 4a})}{2a} \quad (14)$$

Los parámetros a y b se pueden obtener de las siguientes relaciones:

$$\begin{aligned} a &= F_{11}\sigma_{11}^2 + F_{22}\sigma_{22}^2 + F_{66}\tau_{12}^2 + 2F_{12}\sigma_{11}\sigma_{22} \\ b &= F_1\sigma_{11} + F_2\sigma_{22} \end{aligned} \quad (15)$$

3. Desarrollo

3.1. Modelo CAD y mallado

Por simetría del problema, se toma la mitad de la geometría para de esta manera usar un menor número de elementos y reducir el tiempo de solución. Para el modelado, se importaron las coordenadas del perfil NACA 4415 al programa SolidWorks, donde se dieron dimensiones de 0,15 m de cuerda y 1,5 m de largo para la mitad del ala. Este modelo se crea como una superficie para su posterior importación y procesamiento en el módulo ACP de ANSYS.

El modelo numérico se define de manera que se acerque lo más posible a la realidad, para esto se genera un mallado controlando su calidad y que represente la adecuadamente la geometría. Se controla 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 cuadráticos, primero generando una malla por defecto 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 8. Se analizó la convergencia del desplazamiento máximo, Figura 9, alcanzando rango asintótico para una malla de 78000 elementos.

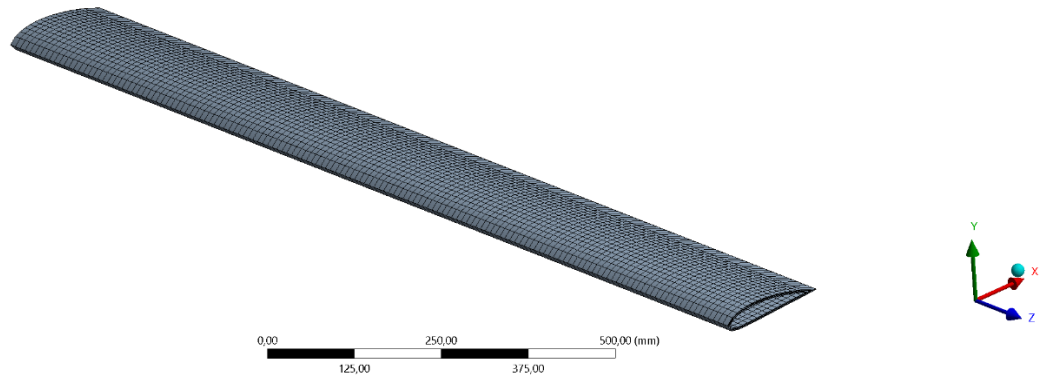


Figura 8. Mallado.

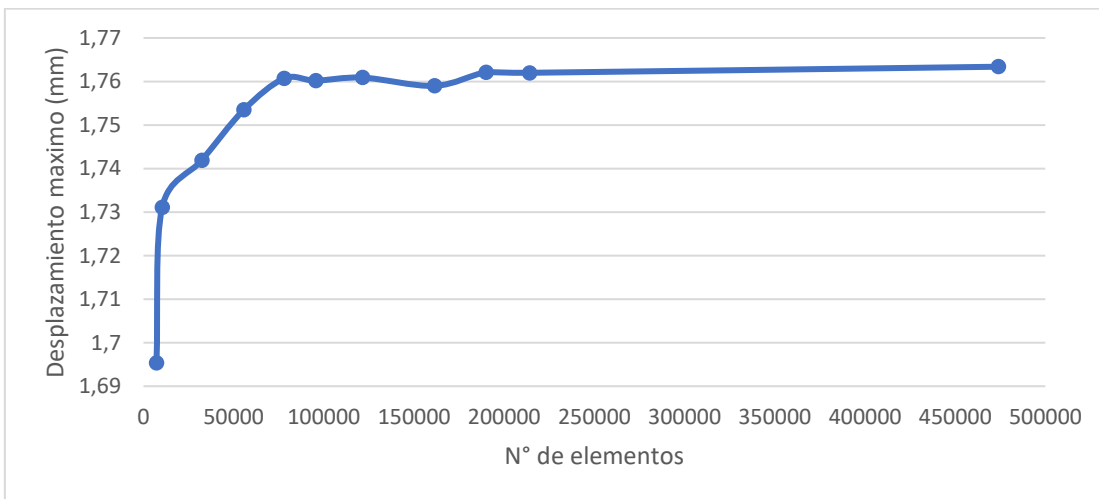


Figura 9. Dependencia de malla.

3.2. Condiciones de contorno: restricciones y cargas aplicadas

Existen diferentes formas de simplificar la carga total en el ala, y con el fin de saber cuánto difieren las soluciones se probaron las siguientes condiciones. La primera fue asumir una carga puntal de 50 N en el extremo izquierdo del ala (B) como se muestra en la Figura 10, 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.

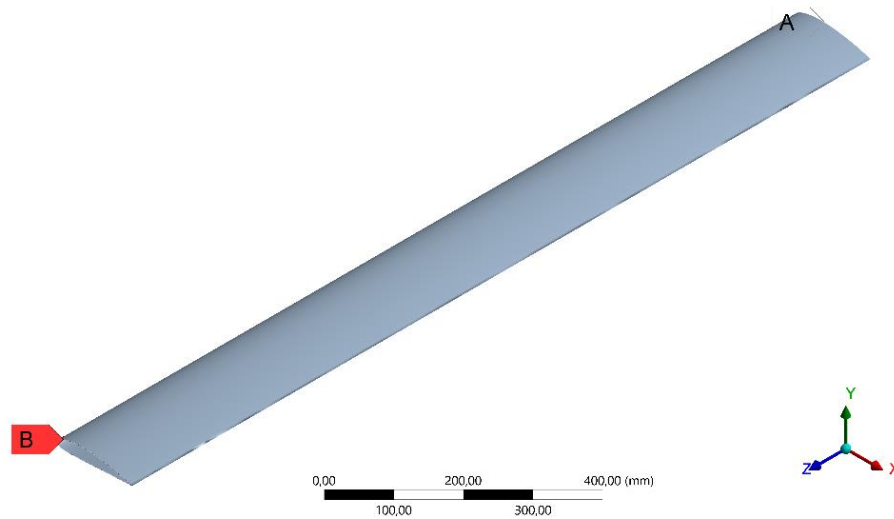


Figura 10. Carga puntual extremo izquierdo del ala.

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 11, se determinó que el área de la superficie es 0,235 m², para una presión uniforme de 211,9 Pa.

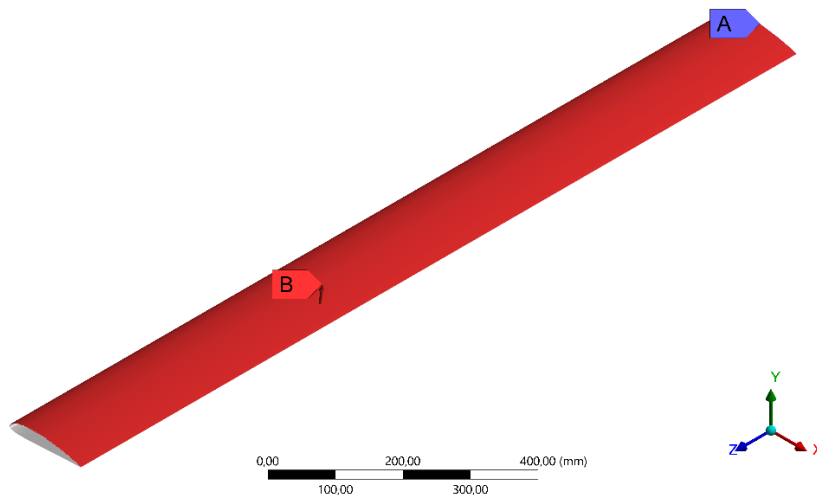


Figura 11. Presión uniforme sobre superficie superior.

Para la tercera condición se asumió toda la carga en una franja cercana al centro aerodinámico (CA) a lo largo del ala, que está a 25% de la cuerda, como se muestra en la Figura 12, ya que en este lugar está concentrada la carga total. El área de esta franja es $0,03 \text{ m}^2$ y se obtiene una presión de 1666 Pa.

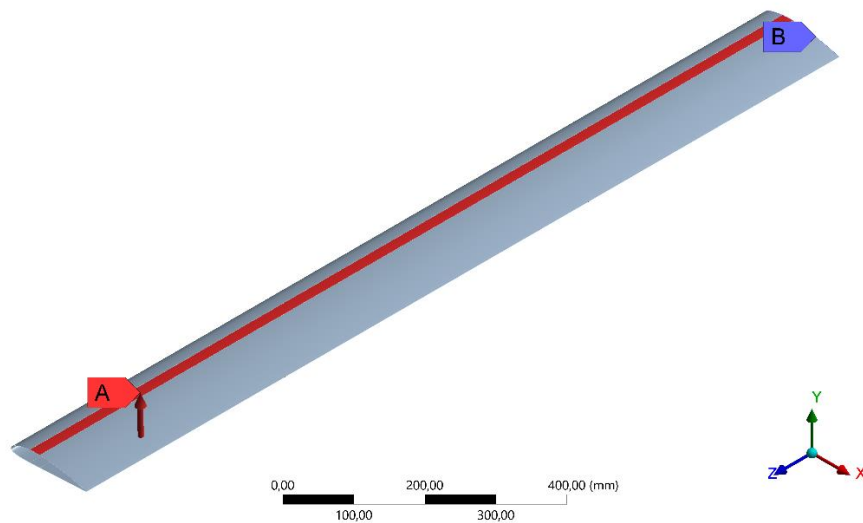


Figura 12. Presión Uniforme sobre franja del CA.

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 13. 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 C_1 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 3 los valores de cada sección y en la Figura 13 el modelo del ala.

Tabla 3. 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

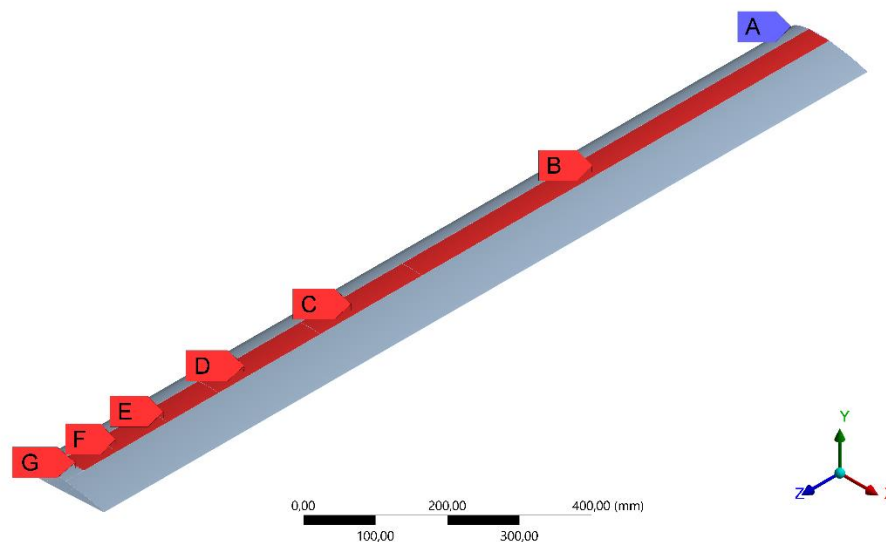


Figura 13. Distribución de presión decreciente.

En la quinta condición se realizó un estudio de interacción fluido-estructura usando el módulo Fluent de ANSYS para comparar las diferencias entre las cargas asumidas en los casos anteriores y la carga encontrada mediante un análisis CFD (Puerto, 2010). 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 (Leap, 2006). Debido a la amplitud del tema y que no es objetivo de este proyecto, no se realiza una presentación formal de la técnica CFD con método de solución de volúmenes finitos. 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 la Figura 14 se muestra la presión importada en el análisis de interacción fluido-estructura.

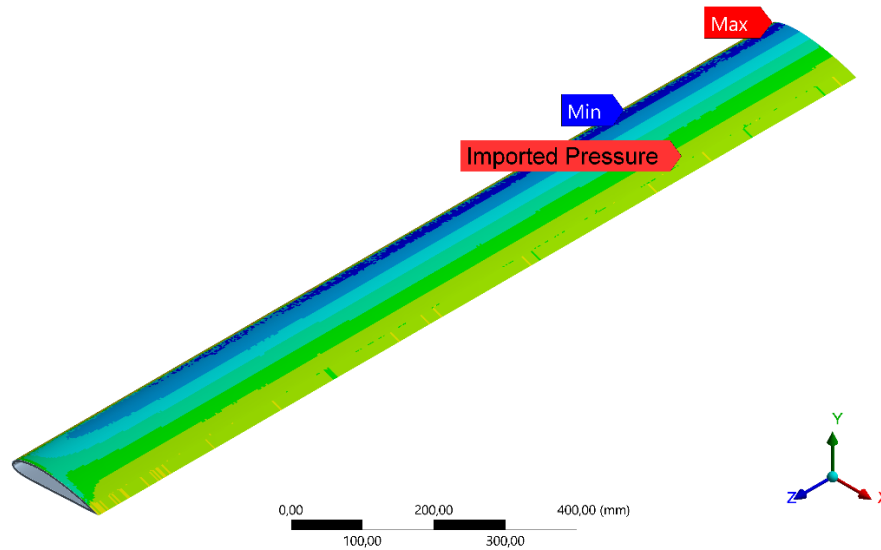


Figura 14. Presión importada del análisis CFD.

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 4, los valores difieren un poco, a pesar de ello estos muestran distribuciones de desplazamiento y esfuerzo máximos similares. La carga puntual presenta los valores más altos, esto debido a que la carga puntual genera un mayor momento sobre el ala, lo cual incrementa los esfuerzos. Los resultados no difieren mucho entre la segunda y tercera condición, esto puede deberse a que la resultante de la presión se mantiene casi en el mismo lugar. La cuarta condición muestra menores valores que las anteriores suposiciones, 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.

Tabla 4. Condiciones de carga.

Modelo de carga	Desplazamiento máximo (mm)	Esfuerzo máximo (MPa)
Carga puntual	6,7361	18,202
Presión uniforme	2,8267	10,56
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 acorde con la cuarta condición de carga.

3.3. Material compuesto

Después de asignar las respectivas propiedades de la tela fibra carbono /epoxy y la fibra carbono unidireccional /epoxy se implementa el laminado del ala en el módulo ACP. Diferentes laminados fueron probados 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 lamina, tener un número total de 10 láminas y una distribución de 20%, 40%, 40% de las fibras en las 3 direcciones principales. Teniendo en cuenta lo anterior, se diseñaron y probaron los laminados presentados en la Tabla 5, teniendo como referencia el eje z como 0°. En la misma tabla se muestran los resultados obtenidos de desplazamiento y esfuerzo máximos.

Tabla 5. 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 reemplazó 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 pensó que el laminado debía tener dos laminas 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 6.

Tabla 6. Tela fibra de carbono.

Laminado	Desplazamiento máximo (mm)	Esfuerzo máximo (MPa)
[45/45/45/45]	17,39	82,56
[0/45/0/45]	15,3	86,45
[0/45/45/0]	15,26	87,75
[45/0/0/45]	15,27	72,24
[0/0/0/0]	13,878	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.

3.4. Elementos estructurales

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 lamina 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 como lo muestra la Figura 15.

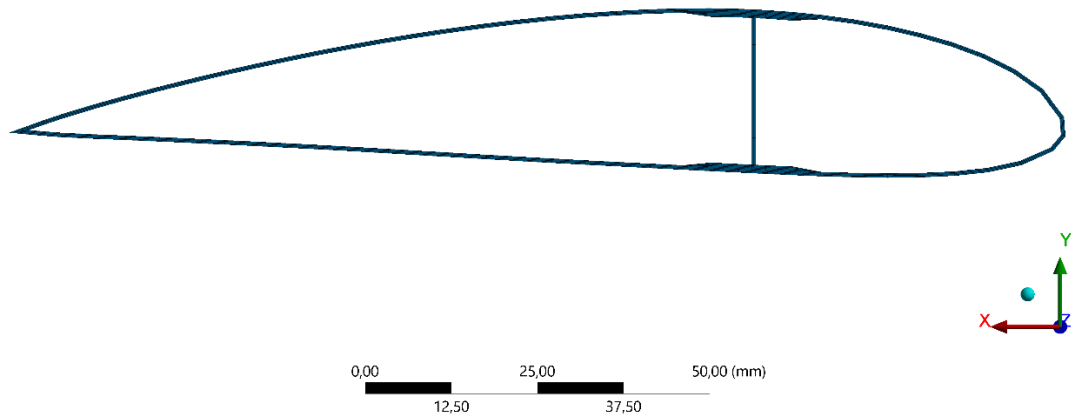


Figura 15. Larguero.

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, ver Figura 16.

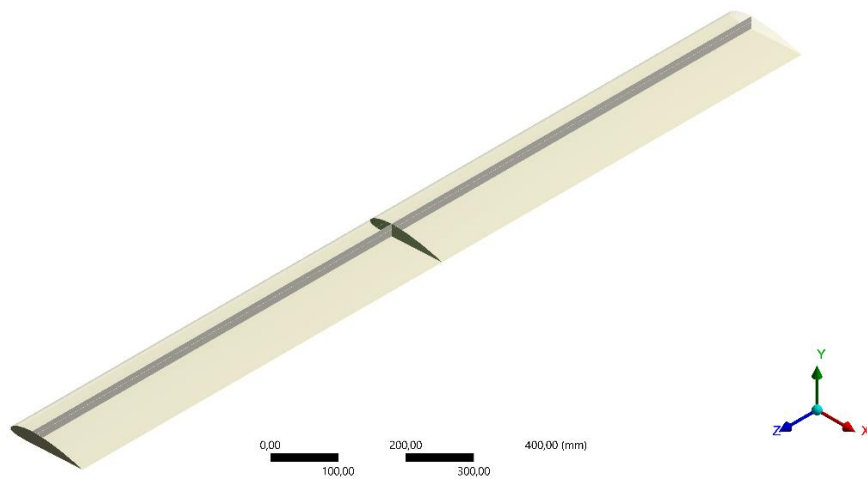


Figura 16. Una costilla.

Continuando con los mismos laminados, en el tercer caso se adicionaron dos costillas cada 0,5 m desde la raíz del ala, como muestra la Figura 17.

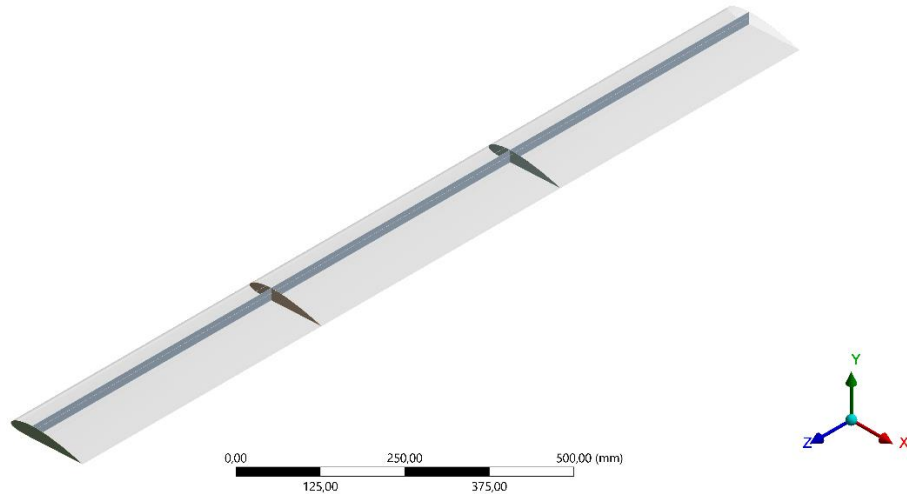


Figura 17. Dos costillas.

Los resultados obtenidos de las simulaciones se muestran en la Tabla 7.

Tabla 7. 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 mejoría en el desplazamiento máximo, disminuyendo a un poco más de la mitad, comparado con el ala sin elementos estructurales. Esta disminución se repite en los tres casos y puede deberse a la adición del larguero. Las costillas en ninguno de los últimos dos casos muestran gran variación en los resultados, lo cual podría 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.

3.5. Análisis modos de falla

En la Tabla 8 se resume 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 18 se muestra el desplazamiento máximo del caso con solo el larguero. Además, en la Figura 19 se muestra el esfuerzo máximo de Von Mises producido en el ala y en la Figura 20 el esfuerzo máximo de Von Mises producido en el larguero.

Tabla 8. Estructura.

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

H: Static Structural
 Total Deformation
 Type: Total Deformation
 Unit: mm
 Time: 1
 7/04/2020 2:23 p.m.

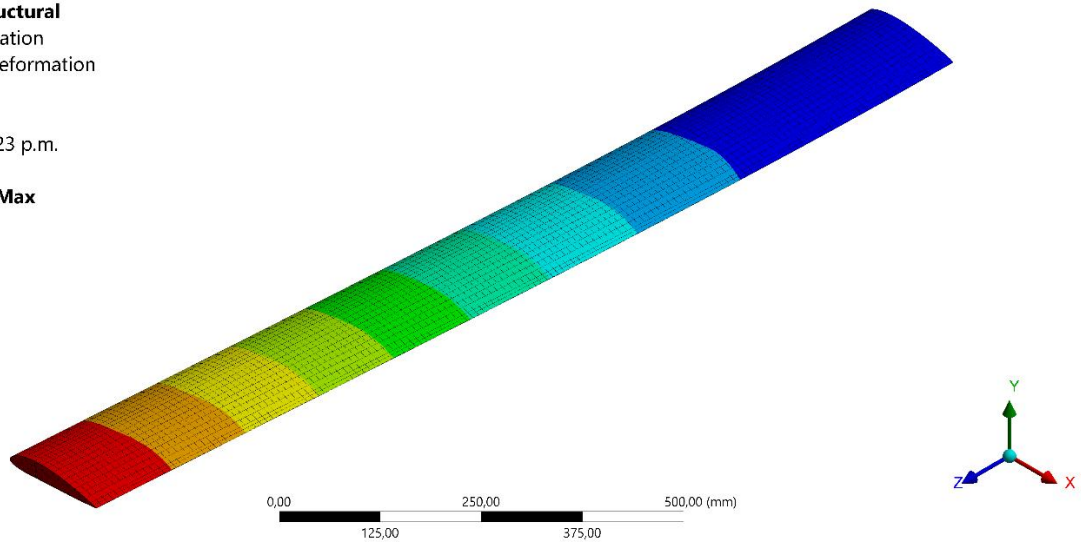
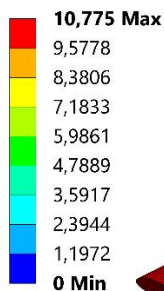


Figura 18. Desplazamiento del ala.

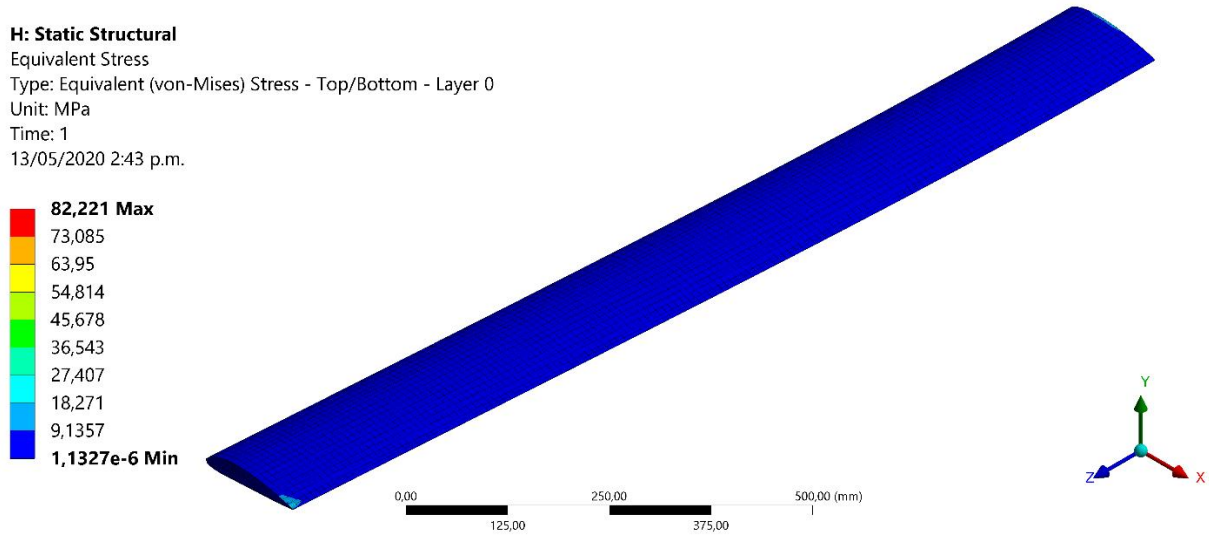


Figura 19. Esfuerzo máximo Von Mises del ala.

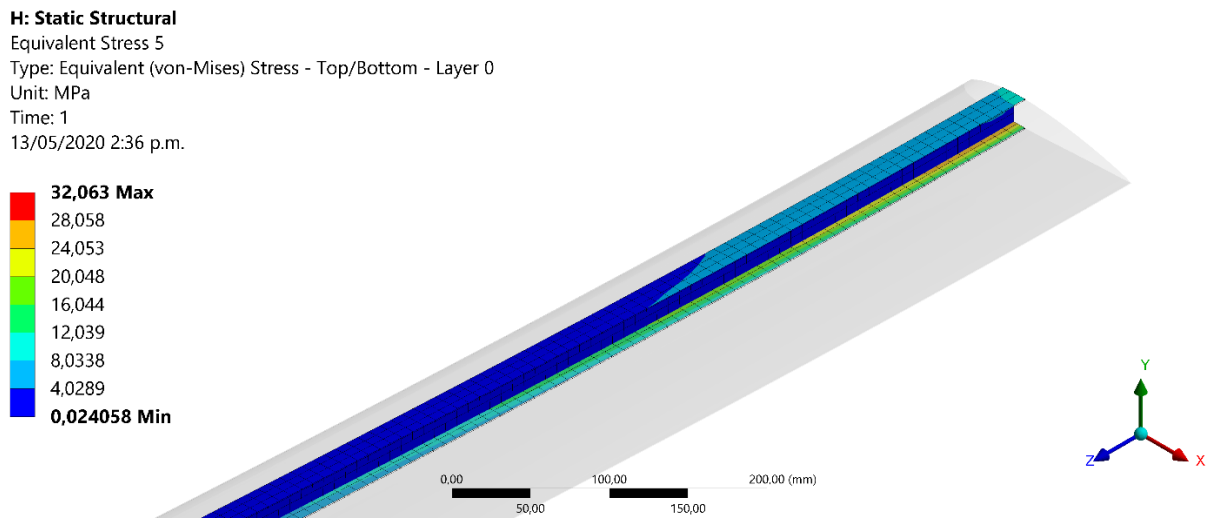


Figura 20. Esfuerzo máximo de Von Mises del larguero.

Aplicando el criterio de falla Tsai-Wu en el módulo ACP post, 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.

4. 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 Fluido-estructura es el que mejor representa la presión sobre todo 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 $\pm 45^\circ$ 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.

El software XFLR5 es programa de gran ayuda para hacer análisis aerodinámicos de alas, además, es bastante sencillo de utilizar y 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 en otros trabajos, con esto se pudo evaluar la estructura diseñada.

5. Recomendaciones

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 proyecto la construcción y validación del modelo con pruebas experimentales, además de hacer un respectivo análisis de costo.

Referencias Bibliográficas

- Alan Baker, Stuart Dutton, D. K. (2004). *Composite Materials for Aircraft Structures* (2nd ed.). Reston, Virginia: AIAA.
- Alvarez, Y. (2014). *Diseño y construcción de un vehículo aéreo no tripulado*. Universidad Industrial de Santander.
- An, L. I., Uni, R. A., & Cohen, L. (2014). Development of innovative composite control surface. *54th Israel Annual Conference on Aerospace Sciences 2014, 1*, 421–438.
- Anderson, J. D. (2005). *Introduction to Flight* (7th ed.). New York: Mc Graw Hill.
<https://doi.org/10.1036/007109282X>
- ANSYS Inc. (2018). *ANSYS® Academic Research Mechanical, Release 19.2, Help System*. Canonsburg: ANSYS, Inc.
- Basri, Ernie I., Sultan, M. T. H., M., F., Basri, A. A., Abas, M. F., Majid, M. S. A., ... Ahmad, K. A. (2019). Performance analysis of composite ply orientation in aeronautical application of unmanned aerial vehicle (UAV) NACA4415 wing. *Journal of Materials Research and Technology*, 8(5), 3822–3834. <https://doi.org/10.1016/j.jmrt.2019.06.044>
- Basri, Ernie Illyani, Mustapha, F., Sultan, M. T. H., Basri, A. A., Abas, M. F., Majid, M. S. A., & Ahmad, K. A. (2019). Conceptual design and simulation validation based finite element optimisation for tubercle leading edge composite wing of an unmanned aerial vehicle. *Journal of Materials Research and Technology*, 8(5), 4374–4386. <https://doi.org/10.1016/j.jmrt.2019.07.049>
- Castro, J., & Ortega, I. (2018). *Análisis estructural de un álabe de aerogenerador de eje vertical constituido por material natural compuesto mediante F.E.A*. Universidad Industrial de Santander.

- Chung, P., Shiau, J., & Ma, D.-M. (2019). Design , Manufacturing , and Flight Testing of an Experimental Flying Wing UAV. *Applied Sciences*, 9(15), 3043. <https://doi.org/10.3390/app9153043>
- Ever, B., & Lemos, R. (2013). *Introduction to composite materials design* (2nd ed.). U.S.A: CRC Press. <https://doi.org/10.1017/CBO9781107415324.004>
- García, J. C., & Roncero, S. E. (2013). Manual de Iniciación XFLR5. Retrieved from <http://www.aero.us.es/adesign/Slides/Extra/Aerodynamics/Software/XFLR5/Manuals/XFLR5 Manual - Dept GIA v 2.0.pdf>
- Griffin, C. F., & Dunning, E. G. (1982). *Development of an advanced composite aileron for the L-1011 transport aircraft*. Nashville, Tennessee.
- Grodzki, W., & Łukaszewicz, A. (2015). Design and manufacture of unmanned aerial vehicles (UAV) wing structure using composite materials. *Materialwissenschaft Und Werkstofftechnik*, 46(3), 269–278. <https://doi.org/10.1002/mawe.201500351>
- Institute, A. T. (2016). Composite material applications in aerospace., pp. 1–12.
- James, P., Krishna, D. M., Kotresh, G., & Varughese, B. (2009). Finite Element Analysis of Inter Spar Ribs of Composite Wing of Light Transport Aircraft against Brazier Load. *National Conference on Scientific Achievements of SC & ST Scientists & Technologists*, 57–68.
- Jegley, D. C., & Bush, H. G. (1997). *Structural Test Documentation and Results for the McDonnell Douglas All-Composite Wing Stub Box*. Hampton, Virginia. Retrieved from <http://hdl.handle.net/2060/19970022698>
- Kanesan, G., Mansor, S., & Abdul-Latif, A. (2014). Validation of UAV wing structural model for finite element analysis. *Jurnal Teknologi*, 71(2), 1–5. <https://doi.org/10.11113/jt.v71.3710>
- Karal, M. (2001). *AST Composite wing program - Executive Summary*. Long Beach, California.

- King, R. L. (2007). *Fibre-reinforced composites materials, manufacturing and design*. *Composites* (3rd ed.). U.S.A: CRC Press. [https://doi.org/10.1016/0010-4361\(89\)90651-4](https://doi.org/10.1016/0010-4361(89)90651-4)
- Kolios, A. J., & Proia, S. (2012). Evaluation of the Reliability Performance of Failure Criteria for Composite Structures. *World Journal of Mechanics*, 02(03), 162–170. <https://doi.org/10.4236/wjm.2012.23019>
- Kumar Das, S., & Roy, S. (2018). Finite element analysis of aircraft wing using carbon fiber reinforced polymer and glass fiber reinforced polymer. *IOP Conf. Series: Materials Science and Engineering*, 402(1), 012077. <https://doi.org/10.1088/1757-899X/402/1/012077>
- Leap, A. (2006). ANSYS Composite PrepPost Wing FSI.
- Megson, T. H. G. (1966). *Aircraft Structures for Engineering Students*. *The British Journal of Psychiatry* (4th ed.). Great Britain: Butterworth-Heinemann. <https://doi.org/10.1192/bjp.112.483.211-a>
- Meng, Y., Yan, L., Huang, W., & Zhang, T. (2019). Detailed Parametric Investigation and Optimization of a Composite Wing with High Aspect Ratio. *International Journal of Aerospace Engineering*, 2019, 1–27. <https://doi.org/10.1155/2019/3684015>
- Meng, Y., Yan, L., Huang, W., Zhang, T., & Du, Z. (2019). Structural design and analysis of a composite wing with high aspect ratio. *Journal of Zhejiang University-SCIENCE A (Applied Physics & Engineering)*, 20(10), 781–793.
- Pareja Muñoz, M. A. (2016). *Study and design of a monocoque wing structure with composite materials*. Universitat Politècnica de Catalunya Escola.
- Patterson, J. B., & Grenstedt, J. L. (2018). Manufacturing of a composite wing with internal structure in one cure cycle. *Composite Structures*, 206, 601–609. <https://doi.org/10.1016/j.compstruct.2018.08.052>

- Puerto, D. (2010). *Simulación del flujo alrededor de un perfil alar NACA4415 con un flap tipo Gurney*. Universidad de los andes.
- Rajagopal, S., & Ganguli, R. (2011). Multidisciplinary Design Optimization of Long Endurance Unmanned Aerial Vehicle Wing. *CMES*, 81(1), 1–34.
- Romano, F., Fiori, J., & Mercurio, U. (2009). Structural design and test capability of a CFRP aileron. *Composite Structures*, 88(3), 333–341.
<https://doi.org/10.1016/j.compstruct.2008.04.010>
- Romano, F., Gatta, G., Paino, R., & Palmiero, F. (2004). Structural design of a composite aileron using a multi-step integrated procedure. *High Performance Structures and Materials*, 7, 47–56.
- Shabeer KP, M. M. A. (2013). Optimization of Aircraft Wing With Composite Material. *International Journal of Innovative Research in Science, Engineering and Technology*, 2(6), 2471–2477.
- Son, S. H., Choi, B. L., Won, W. J., Lee, Y. G., Kim, C. W., & Choi, D. H. (2016). Wing design optimization for a long-endurance UAV using FSI analysis and the kriging method. *International Journal of Aeronautical and Space Sciences*, 17(3), 423–431.
<https://doi.org/10.5139/IJASS.2016.17.3.423>
- Soto, L., & Valderrama, F. (2017). *Diseño Estructural Preliminar de un Vehículo Aéreo No Tripulado en Configuración de Ala Volante*. Universidad de Sevilla.
- Tenney, D. R., Davis John G., J., Johnston, N. J., Pipes, R. B., & McGuire, J. F. (2019). *Structural Framework for Flight I: NASA's Role in Development of Advanced Composite Materials for Aircraft and Space Structures*. (Vol. I). Hampton, Virginia. Retrieved from <https://ntrs.nasa.gov/search.jsp?R=20190002561>

Tsai, S. W. (1971). A general theory of strength for anisotropic materials. *Journal of Composite Materials*, 5, 58–80.

Ünlüsoy, L. (2010). *Structural design and analysis of the mission adaptive wings of an unmanned aerial vehicle*. Middle east technical university.

Vienne, M. N. (2011). Guía para XFLR5 Versión 6.03. Retrieved from <http://www.xflr5.com/docs/Acerca de XFLR5 V6.03.pdf>