



IV CAIM 2014

Cuarto Congreso Argentino de Ingeniería Mecánica



UNIVERSIDAD NACIONAL DEL NORDESTE
FACULTAD DE INGENIERÍA
Resistencia Chaco - Rep. Argentina

FORO
DOCENTE
DEL ÁREA
MECÁNICA
DE LAS
INGENIERÍAS

FoDAMI

ESTUDIO COMPARATIVO DE ALAS DE MATERIAL COMPUESTO PARA UAV, USANDO EL MÉTODO DE LOS ELEMENTOS FINITOS.

Julia Fernández^{2*}, Ariel Alberto Vilas^{1:2}, Diego Bustingorry², y Elvio Heidenreich²

¹ Instituto Nacional de Tecnología Industrial – Centro de Investigación y Desarrollo en Mecánica,

Av. General Paz 5445, B1650WAB San Martín, Buenos Aires, Argentina.

² Facultad de Ingeniería, Universidad Nacional de Lomas de Zamora, Ruta 4 Km 2, Lomas de Zamora, Buenos Aires, Argentina.

RESUMEN

El potencial y los beneficios de los UAV (Unmanned Air Vehicle) son enormes, estos son una plataforma de recolección de datos de muy bajo costo y de rápido despliegue, reduciendo el costo relativo del uso de aeronaves tripuladas. Las aplicaciones de estas aeronaves son muy amplias, se usan actualmente para mapeos industriales, patrullaje, cuidado del medio ambiente, educación, fotografía, entretenimiento, solo por nombrar algunas.

El presente trabajo se aboca al estudio comparativo de dos alas de igual configuración externa pero distinta estructura. Una diseñada de tal manera que la piel absorba los esfuerzos de flexión y corte, la cual está compuesta de láminas de fibra de vidrio y honeycomb/divinycell (paneles tipo sándwich), con lo cual el ala incrementa la resistencia a la flexión y la otra compuesta por la piel de fibra de vidrio y usando una construcción tradicional de larguero y costillas.

Para llevar a cabo dicho estudio primeramente se determinó la distribución de presiones a las que se ve sometida el ala en las condiciones de vuelo, con lo cual se dibujó la geometría usando un programa de CAD, luego se discretizó la misma, y finalmente se encontraron las fuerzas utilizando el método de paneles. A partir de dicha geometría y distribución de presiones se procedió a modelar las alas usando el método de los elementos finitos.

Finalmente, con el análisis de configuraciones de las alas, se hace la comparativa de pesos, facilidad constructiva y resistencia estructural.

Palabras Claves: *Material compuesto, elementos finitos, UAV, honeycomb.*



IV CAIM 2014

Cuarto Congreso Argentino de Ingeniería Mecánica



UNIVERSIDAD NACIONAL DEL NORDESTE
FACULTAD DE INGENIERÍA
Resistencia Chaco - Rep. Argentina

FORO
DOCENTE
DEL ÁREA
MECÁNICA
DE LAS
INGENIERÍAS

FoDAMI

1. INTRODUCCIÓN

Con la actual expansión de los UAV en diversos campos de aplicación se hace necesario buscar formas de producir dichas tecnologías en el ámbito nacional, con lo cual es indispensable la selección de materiales y procedimientos de fabricación ajustados a esa realidad. Contrapuesta a las configuraciones tradicionales de costilla-larguero, se presenta una estructura autoportante constituida por núcleo de honeycomb de aramida y piel de fibra de vidrio, que busca satisfacer estos requerimientos.

La teoría de laminación y el método de paneles se pueden utilizar para construir elementos finitos para el análisis de este tipo de materiales compuestos. Las consecuencias de diferentes órdenes de apilamiento pueden incluirse directamente en el modelo. Siguiendo la corriente actual de prototipado digital, se eligió la representación por modelos virtuales siguiendo el método de elementos finitos, que consiste en la discretización de las estructuras intervinientes en el modelo.

2. MATERIALES Y MÉTODOS

Para poder lograr el estudio comparativo entre las dos alas propuestas, se realizaron los siguientes pasos:

- Determinación del caso de estudio.
- Obtención de las fuerzas de sustentación.
- Caracterización de los distintos materiales.
- Diseño digital de ambas alas.
- Modelado por método de elementos finitos.
- Discusión de resultados y conclusiones.

2.1 Caso de estudio.

En el presente trabajo se decidió realizar el estudio sobre un ala de un Drone, debido a su creciente uso en una gran gama de aplicaciones.

Para la simplificación, se determinó que el caso de estudio sea el de un perfil NACA 4415 de 0.2m de cuerda, 2 m de envergadura, 0° de ángulo de ataque. Suponemos que se mueve a una velocidad de 41,67 m/s (150 km/h).

Se realizó la comparación entre dos construcciones distintas del mismo perfil alar, uno constituido por un material compuesto de piel de fibra de vidrio y honeycomb de aramida, y el otro constituido de forma más tradicional, con costillas y largueros de aluminio y piel de fibra de vidrio.

Ya que este tipo de elemento se ve sometido a una distribución de sustentación de tipo elíptica, para la simplificación de los cálculos, se dividió la superficie en tres partes, cada una sometida



IV CAIM 2014

Cuarto Congreso Argentino de Ingeniería Mecánica



UNIVERSIDAD NACIONAL DEL NORDESTE
FACULTAD DE INGENIERÍA
Resistencia Chaco - Rep. Argentina

FORO
DOCENTE
DEL AREA
MECANICA
DE LAS
INGENIERIAS

FoDAMI

a una carga distribuida promedio respecto de la sección correspondiente según el tipo de sustentación a la cual es sometida.

2.2 Perfil del ala

Se decidió por un perfil comercial conocido, dado que el presente trabajo se aboca al estudio de factibilidad del material compuesto seleccionado y no al diseño aerodinámico del ala. Luego de un proceso indagatorio sobre los distintos perfiles disponibles de ala, se llegó a la elección del perfil NACA 4415, debido a que se trata de un perfil comercial de amplia utilización en los modelos de envergadura similares a la de estudio y que presenta índices de alta performance en las condiciones de operación propuestas.

2.3 Distribución de sustentación, carga.

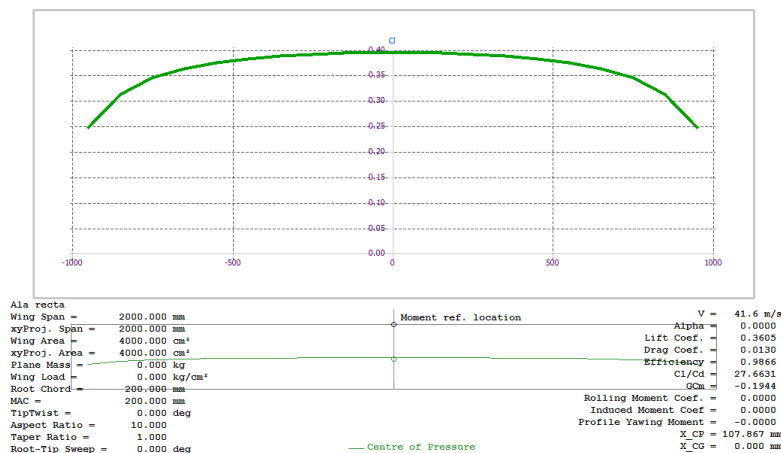
Como la fuerza de arrastre a la velocidad estudiada es muy baja respecto de la fuerza de sustentación, se desprecia para la simplificación de estudio.

La carga alar a lo largo de la envergadura no es constante y va decreciendo hacia la punta del ala. La figura 1 muestra la distribución típica de carga sobre la semi-envergadura de un ala; es decir, desde la raíz o encastre hasta la punta. Las tensiones de flexión sobre el ala se incrementan desde la punta hacia el interior en dirección de la raíz. Los largueros deberán ser lo suficientemente resistentes como para soportar las tensiones de la parte interior del ala.

2.4 Obtención de la distribución de presiones.

Mediante el programa XFLR5 [1] se realizaron los distintos cálculos para la obtención de distribución del coeficiente de sustentación (C_L), para, con ello, poder obtener la carga por sección a la cual es sometida el ala (ver figuras 1 y 2).

El software requiere de distintos datos para lograr resultados. Se introduce envergadura, superficie alar, cuerda, peso de vuelo, carga alar, velocidad de vuelo, propiedades físicas del aire en las condiciones de estudio.





IV CAIM 2014

Cuarto Congreso Argentino de Ingeniería Mecánica



UNIVERSIDAD NACIONAL DEL NORDESTE
FACULTAD DE INGENIERÍA
Resistencia Chaco - Rep. Argentina

FORO
DOCENTE
DEL ÁREA
MECÁNICA
DE LAS
INGENIERÍAS

FoDAMI

Figura 1 Distribución de C_l .

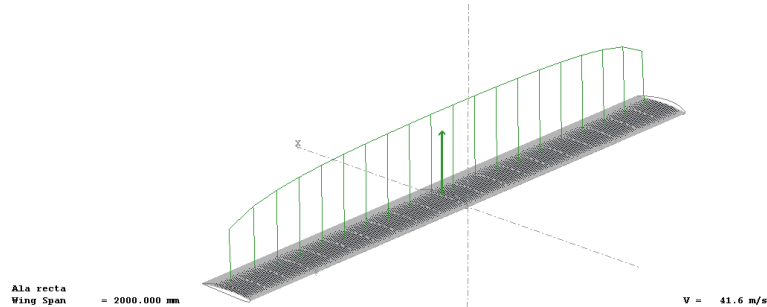


Figura 2: Distribución de Fuerzas y Resultante.

La fuerza de sustentación se obtiene mediante la ecuación (1).

Donde:

L : Fuerza de sustentación

ρ : Densidad del aire

V : Velocidad

S : Superficie del ala

C_L : Coeficiente de sustentación.

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

Para simplificar el análisis de las deformaciones del ala, se decidió dividir la misma en tres secciones (ver Figura 3), las cuales serán sometidas a la fuerza media de su sección respecto a la distribución elíptica.

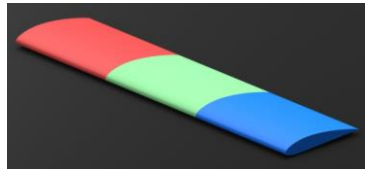


Figura 3: Secciones del ala.

Cargando el programa con los datos pertinentes, los resultados obtenidos están en la Tabla 1.

Distancia al fuselaje (m)	C_L	V^2 (m^2/s^2)	densidad (kg/m^3)	Superficie (m)	L (N)
0,15	0,393	1736,3889	1,18	0,07	28,1831546
0,5	0,379	1736,3889	1,18	0,07	27,1791745
0,833	0,318	1736,3889	1,18	0,07	22,80469

Tabla 1: Resultados de los cálculos de C_L y fuerza de sustentación.

2.5 Materiales utilizados.

2.5.1 Paneles Sándwich

2.5.1.1 Definición y componentes

Los paneles sándwich consisten de dos láminas externas fuertes, o caras, separadas por una capa de material menos denso, o núcleo, que tiene baja rigidez y baja resistencia. Las caras



resisten la mayor parte de las cargas en el plano, y también cualquier esfuerzo de flexión transversal.

La figura 4 muestra de forma esquemática la estructura tipo sándwich.

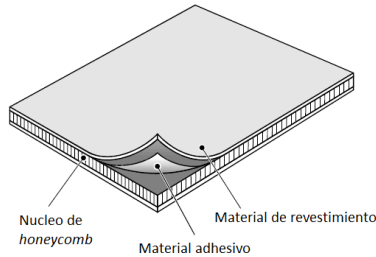


Figura 4: Estructura sándwich con núcleo de honeycomb

A diferencia de un material isótropo, en que las propiedades elásticas medidas en cualquier dirección son similares, algo que no sucede para el caso de una lámina compuesta. En este caso, si se realiza un ensayo de tracción en la dirección de las fibras se obtendrá un valor del módulo de elasticidad E_x (o E_1), pero si el mismo se realiza en la dirección perpendicular a las mismas, el valor (E_2) será sustancialmente menor, dado que las fibras no trabajarán de la misma manera. [2,3]

2.5.1.2 Rigidez a flexión en laminados simétricos

Se supone un laminado que, en relación con el largo, se puede despreciar tanto el ancho como su espesor. Se admite también la hipótesis de Navier-Bernoulli para placas: toda sección plana continúa siendo plana tras deformarse el laminado. Bajo estas hipótesis esta teoría se denomina Teoría clásica de laminados. Esta teoría supone un comportamiento ortótropo, trabajando en tensión plana y desprecia los desplazamientos interlaminados. Siendo u , v y w los desplazamientos de cualquier punto del laminado (ver figura 5). [4,5]

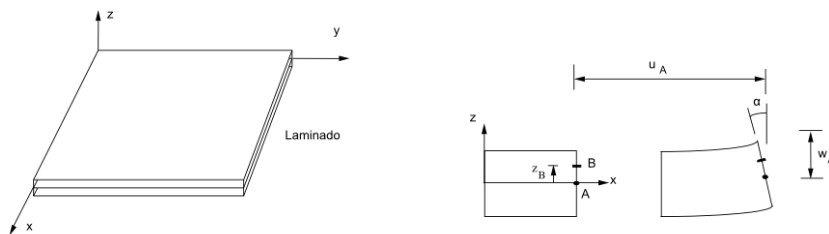


Figura 5: Deformación de un material laminar sometida a flexión.

Siendo:

$$\alpha = \frac{\partial w_A}{\partial x} \quad u_B = u_A - z_B \alpha = u_A - z_B \frac{\partial w_A}{\partial x} \quad (2) \text{ y } (3)$$

Por lo tanto las deformaciones pueden calcularse partiendo de los desplazamientos:

$$\epsilon_x = \frac{\partial u_B}{\partial x} = \frac{\partial u_A}{\partial x} - z \frac{\partial^2 w_A}{\partial x^2} \quad (4)$$



$$\varepsilon_y = \frac{\partial u_B}{\partial y} = \frac{\partial v_A}{\partial y} - z \frac{\partial^2 w_A}{\partial y^2} \quad (5)$$

$$\gamma_{xy} = \frac{\partial u_B}{\partial y} + \frac{\partial u_A}{\partial x} = \frac{\partial u_A}{\partial x} + \frac{\partial u_A}{\partial y} - 2z \frac{\partial^2 w_A}{\partial x \partial y} \quad (6)$$

Estas ecuaciones pueden generalizarse para cualquier punto del laminado a una distancia z del plano medio:

$$\begin{Bmatrix} \varepsilon_x \\ \varepsilon_y \\ \gamma_{xy} \end{Bmatrix} = \begin{Bmatrix} \varepsilon_x^o \\ \varepsilon_y^o \\ \gamma_{xy}^o \end{Bmatrix} + z \begin{Bmatrix} \kappa_x \\ \kappa_y \\ \kappa_{xy} \end{Bmatrix} \quad (7)$$

En la ecuación (VII) el superíndice "o" es referido a las deformaciones del plano medio. Siendo:

$$\begin{Bmatrix} \varepsilon_x \\ \varepsilon_y \\ \gamma_{xy} \end{Bmatrix} = \begin{Bmatrix} \frac{\partial u_A}{\partial x} \\ \frac{\partial u_A}{\partial y} \\ \frac{\partial u_A}{\partial x} + \frac{\partial u_A}{\partial y} \end{Bmatrix} \quad \text{y} \quad \begin{Bmatrix} \kappa_x \\ \kappa_y \\ \kappa_{xy} \end{Bmatrix} = - \begin{Bmatrix} \frac{\partial^2 w_A}{\partial x^2} \\ \frac{\partial^2 w_A}{\partial y^2} \\ 2 \frac{\partial^2 w_A}{\partial x \partial y} \end{Bmatrix} \quad (8) \text{ y } (9)$$

Suponiendo que el laminado estuviese sometido a flexión pura, las deformaciones totales se reducen a:

$$\begin{Bmatrix} \varepsilon_x \\ \varepsilon_y \\ \gamma_{xy} \end{Bmatrix} = z \begin{Bmatrix} \kappa_x \\ \kappa_y \\ \kappa_{xy} \end{Bmatrix} \quad (10)$$

Se definen los momentos por unidad de longitud

$$\{M\} = \begin{Bmatrix} M_x \\ M_y \\ M_{xy} \end{Bmatrix} \quad (11)$$

Al introducir el valor de las deformaciones de flexión pura:

$$\{M\} = \int_{-h/2}^{h/2} [Q]\{\kappa\}z^2 dz = [D]\{\kappa\} \quad (12)$$

Donde [D] se conoce como la matriz de rigidez a flexión pura del laminado y vale:

$$[D] = \int_{-h/2}^{h/2} [Q]z^2 dz \quad (13)$$

En particular:

$$[D] = \frac{1}{3} \sum_{i=1}^n [Q]_i [(z_i)^3 - (z_{i-1})^3] \quad (14)$$

2.5.1.3 Caracterización del material compuesto

Como se mencionó anteriormente, el material utilizado es un material compuesto de tipo estructural, formado por láminas de fibra de vidrio (ver *tabla 2*) [6] de 1 mm de espesor y honeycomb de aramida (ver *tabla 3*) [7] de 3 mm de espesor.

Densidad (kg/m ³)	Coefficiente de dilatación (K ⁻¹)	Resistencia a la Compresión (Mpa)	Módulo de elasticidad (Gpa)	Alargamiento (%)	Dureza (Rockwell M)	Resistencia a la tracción a la rotura (Mpa)	Resistencia a la flexión (MPa)	Módulo de la flexión (GPa)	Módulo de corte (Gpa)
1820	4,1.10-6	203	85	4,6	105	94.0	235	20	20

Tabla 2: Propiedades mecánicas de la fibra de vidrio.



IV CAIM 2014

Cuarto Congreso Argentino de Ingeniería Mecánica



UNIVERSIDAD NACIONAL DEL NORDESTE
FACULTAD DE INGENIERÍA
Resistencia Chaco - Rep. Argentina

FORO
DOCENTE
DEL ÁREA
MECÁNICA
DE LAS
INGENIERÍAS

FoDAMI

Densidad (kg/m ³)	Tamaño de celda (mm)	Compresión		Elasticidad transversal			
		Resistencia (Mpa)	Modulo (Mpa)	Dirección L		Dirección W	
				Resistencia (Mpa)	Módulo (Mpa)	Resistencia (Mpa)	Módulo (Mpa)
32	5	1,2	60	0,7	25	0,4	17

Tabla 3: Propiedades mecánicas del Honeycomb.

2.5.2 Material tradicional

Se trata de una estructura tradicional de costillas y largueros de aluminio aeronáutico (ver *tabla 4*) [6] y un recubrimiento de fibra de vidrio de 2mm de espesor (ver *tabla 3*).

Densidad (kg/m ³)	Dureza (Brinell)	Resistencia a la tracción (Mpa)	Tracción límite elástico (Mpa)	Alargamiento a la rotura (%)	Módulo de elasticidad (Gpa)	Coefficiente de Poisson	Resistencia a la Fractura (Mpa-m ^{1/2})	Módulo de corte (Gpa)	Resistencia al corte (MPa)
2810	150	572	503	9	71,7	0,33	17.6	26.9	331

Tabla 4: Propiedades mecánicas del aluminio 7075

3. ANALISIS Y RESULTADOS

3.1 Análisis mediante elementos finitos.

Este análisis consistió en primera instancia en el diseño computarizado en 3D de superficies, para luego realizar el mallado pertinente para su procesamiento en el *software* FEMAP/NXNASTRAN. A cada elemento del ala se le asignaron las características del material. El método de los elementos finitos es un método numérico que busca obtener, en situaciones complejas, soluciones más cercanas a la realidad. Para ello se subdivide el dominio total en pequeñas porciones con sus condiciones de contorno, en los cuales se aplican las ecuaciones diferenciales gobernantes en el modelo, luego son resueltas por métodos numéricos. Mediante este método se logra obtener, la solución aproximada del medio continuo por un método discreto. [8]

A continuación el programa realizó el cálculo estructural por medio del método de los elementos finitos, para luego arrojar los distintos resultados.

Mediante los comandos *Mesh->Control->Size On Surface* y *Mesh->Geometry->Surface* se realizó el mallado de las superficies. Luego se optimizó la calidad del mismo mediante los comandos *Mesh->Editing->Interactive* y *Mesh->Remesh->Refine*.

El mallado de cada una de las alas está constituido por los siguientes elementos (Tabla 5), los cuales son en su totalidad "Laminate plate":

	Elementos	Cuadriláteros	Triangulares
Honeycomb	17487	17487	0
Costillas y largueros	50530	50450	80

Tabla 5: Cantidad de elementos en el análisis por elementos finitos

La descripción de la distribución de cargas a la cual está sometida el ala en estudio, se encuentra en la sección 2.4 del presente trabajo.



IV CAIM 2014

Cuarto Congreso Argentino de Ingeniería Mecánica



UNIVERSIDAD NACIONAL DEL NORDESTE
FACULTAD DE INGENIERÍA
Resistencia Chaco - Rep. Argentina

FORO
DOCENTE
DEL ÁREA
MECÁNICA
DE LAS
INGENIERÍAS

FoDAMI

Las restricciones a las cuales están sometidas las alas se lograron mediante el comando *Model->Constrain->On Curve*, seleccionando las curvas que se encontrarían empotradas al fuselaje.

Las cargas se implementaron mediante el comando *Model->Load->Elemental*, indicando que las mismas fueran aplicadas al intradós con dirección normal a los elementos y en sentido inverso a la gravedad con el fin de representar las fuerzas distribuidas a lo largo de la media envergadura.

3.2 Resultados

En ambos casos de análisis, la unidad de las presiones aplicadas es el Pascal y la unidad de superficie es el metro cuadrado, por lo tanto, la unidad de los resultados arrojados por el análisis por elementos finitos resulta ser el Pascal.

3.2.1 Ala *honeycomb*

La tabla 6 indica las densidades y la masa total de los materiales intervinientes en el ala de *honeycomb*.

Material	Densidad (kg/m ³)	Masa (kg)
Fibra de vidrio	1820	1,546
Honeycomb	32	0,04139
Total		1,58739

Tabla 6: Masas involucradas en el ala de núcleo de *Honeycomb*

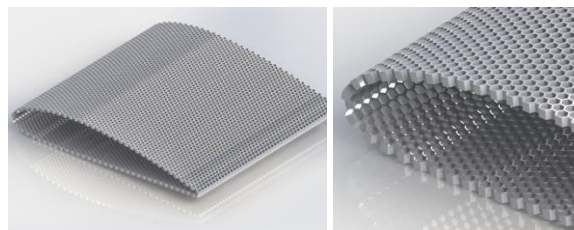


Figura 6: Estructura interna del ala constituida por *honeycomb*.

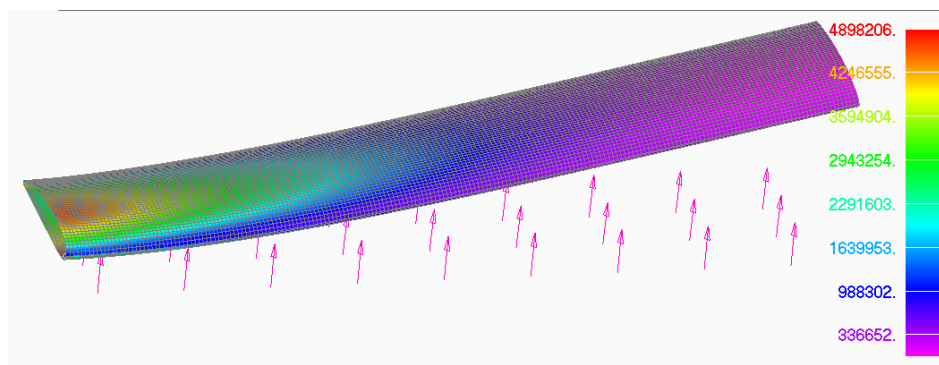


Figura 7: Deformación y tensiones de Von Mises (ala de *honeycomb* y fibra de vidrio).



IV CAIM 2014

Cuarto Congreso Argentino de Ingeniería Mecánica



UNIVERSIDAD NACIONAL DEL NORDESTE
FACULTAD DE INGENIERÍA
Resistencia Chaco - Rep. Argentina

FORO
DOCENTE
DEL ÁREA
MECÁNICA
DE LAS
INGENIERÍAS

FoDAMI

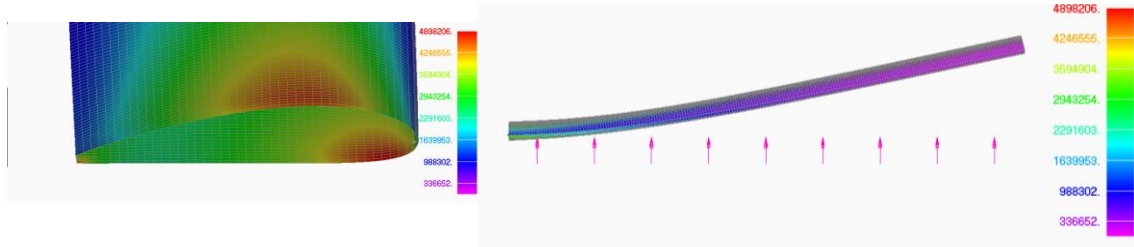


Figura 8: Detalles de las tensiones Von Mises y deformaciones del ala de honeycomb y fibra de vidrio.

Como es de esperarse, el área de mayor sollicitación es la que se encontraría en contacto directo con el fuselaje. En el extradós se puede ver que la zona de máximo esfuerzo está en la posición del espesor máximo, en contraposición al intradós, que la misma está más cercana al borde de ataque. En el resto del ala los esfuerzos son considerablemente menores.

Si se comparan los resultados obtenidos por el análisis por elementos finitos con los valores de esfuerzos máximos de los materiales (ver tablas 2 y 3), se puede observar que estos últimos no son superados por los primeros.

3.2.2 Ala Costillas y Largueros

La tabla 7 indica las densidades y la masa total de los materiales intervinientes en el ala de costillas y largueros.

Material	Densidad (kg/m ³)	Masa (kg)
Fibra de vidrio	1820	1,546
Aluminio	2810	0,32594
	Total	1,87194

Tabla 7: Masas involucradas en el ala de costillas y largueros

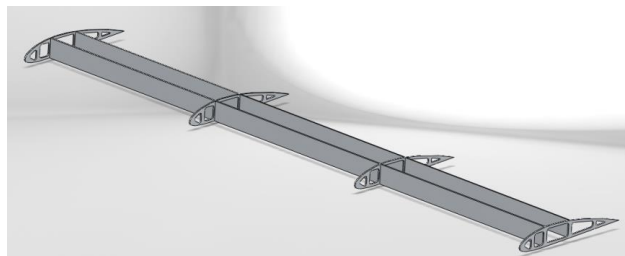


Figura 9: Estructura interna del ala constituida por aluminio aeronáutico.



IV CAIM 2014

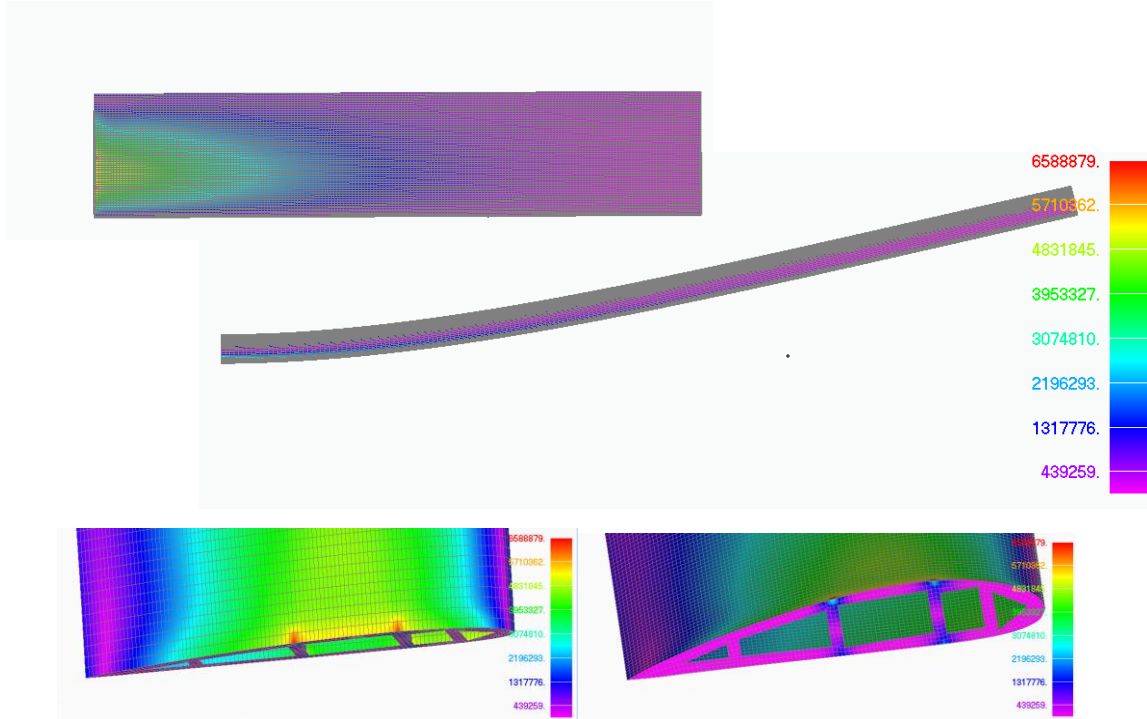
Cuarto Congreso Argentino de Ingeniería Mecánica



UNIVERSIDAD NACIONAL DEL NORDESTE
FACULTAD DE INGENIERÍA
Resistencia Chaco - Rep. Argentina

FORO
DOCENTE
DEL AREA
MECANICA
DE LAS
INGENIERIAS

FoDAMI



Figuras 11, 12, 13a y 13b: Tensiones de Von Mises del ala construida con aluminio aeronáutico y fibra de vidrio. 11) Vista lateral. 12) Vista superior. 13a) Vista superior de los puntos de concentración de tensiones. 13b) Vista frontal de los puntos de concentración de tensiones.

En el caso del ala constituida por costilla y largueros de aluminio aeronáutico y piel de fibra de vidrio, las áreas de mayor sollicitación son las zonas de unión de los largueros en la zona del extradós con el fuselaje. En cambio, en el intradós esto no sucede.

Se puede observar que se generan puntos de concentración de tensiones en un área muy reducida, generando mayor probabilidad de falla en dichos puntos, no solo para el ala sino también para el fuselaje.

Comparando los valores de tensión máxima soportada por los materiales que constituyen este modelo de ala (ver tablas 2 y 4) con los resultados arrojados por el FEMAP, las sollicitaciones no superan la resistencia del material.

4. CONCLUSIONES Y TRABAJOS FUTUROS

Luego del análisis comparativo de la aplicación del método de elementos finitos a ambas estructuras se puede afirmar que la estructura de paneles sándwich excede a la tradicional en cuanto a peso, facilidad de construcción y menores esfuerzos internos. Se observó que en el caso del ala con costillas y largueros, se produce una concentración máxima de tensiones en la unión de los largueros con el fuselaje, siendo éste un posible punto de falla. Mientras que, la

estructura de honeycomb mantiene una distribución en la piel de fibra de vidrio cubriendo un área mucho mayor y no tan localizada en la parte superior del ala.

Como líneas de investigación futuras complementarias se proponen los siguientes tópicos: análisis de costos (tanto de fabricación como de materiales), inclusión de fuselaje y zonas de control al modelado, agregado de todas las fuerzas involucradas en el proceso de vuelo, no tenidas en cuenta en el presente trabajo y, finalmente, se propone la variación de los perfiles y el aumento de envergadura.

5. REFERENCIAS

- [1] <http://www.xflr5.com/xflr5.htm>
- [2] Daniel G. y otros, Composite Materials Design and Applications, CRC Press, USA, 2003.
- [3] James F. Shackelford, Introducción a la Ciencia de Materiales para Ingenieros, Pearson, USA, 2005.
- [4] T.G.H. Megson, Introduction to Aircraft Structural Analysis Second Edition, Elsevier Ltd., UK, 2014
- [5] OpenCourseWare de la Universidad Carlos III de Madrid, <http://ocw.uc3m.es/mecanica-de-medios-continuos-y-teoria-de-estructuras/mecanica-de-materiales-compuestos/material-de-clase-1/analisis-de-laminados>
- [6] <http://www.matweb.com/>
- [7] <http://www.hexcel.com/Resources/Honeycomb-Data-Sheets>
- [8] Ever J. Barbero. Finite Element Analysis of Composite Materials. CRC Press, USA 2008.

Agradecimientos

- Los autores de este trabajo desean agradecer al Instituto Nacional de Tecnología Industrial (INTI) por la información brindada.
- A la Universidad Nacional de Lomas de Zamora por el conocimiento adquirido en nuestra casa de estudio y por ofrecernos la libre utilización de sus laboratorios.
- Los autores también agradecen a Gustavo Bustamante, por brindar su conocimiento técnico frente a las herramientas utilizadas en el presente trabajo.
- Agradecemos a la empresa EMEPA S.A. por la licencia cedida del FEMAP/NXNASTRAN.