

EL MÉTODO DE LOS ELEMENTOS FINITOS: ESTUDIO COMPARATIVO DE ALAS DE MATERIAL COMPUESTO PARA UNMANNED AERIAL VEHICLE (UAV)*

Julia Fernández, Ariel Alberto Vilas, Diego Bustingorry, Elvio Heidenreich
Universidad Nacional de Lomas de Zamora, Facultad de Ingeniería.

Universidad Nacional de Lomas de Zamora: El método de los elementos finitos: estudio comparativo de alas de material compuesto para unmanned aerial vehicle (uav) Fernández, Vilas, Bustingorry, Heidenreich.
Recibido 20/4/2017; Aceptado: 04/10/2017

RESUMEN

El potencial y los beneficios de los UAV (Unmanned Aerial Vehicle) o VANT (Vehículo Aéreo No Tripulado) son enormes; 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, entre otras.

Se presenta un 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, compuesta de láminas de fibra de vidrio y honeycomb/divinycell (paneles tipo sándwich), con lo cual el ala incrementa la resistencia a la flexión; la otra, compuesta por la piel de fibra de vidrio y una construcción tradicional de larguero y costillas.

Primeramente se determinó la distribución de presiones a las que se ve sometida el ala en las condiciones de vuelo, 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.

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

Abstract

The potential and benefits of the Unmanned Air Vehicle (UAV) are huge. They are a very low-cost and rapid deployment data collection platform that reduces the relative cost of using manned aircraft with very wide applications: they are currently used for industrial mapping, patrol, environmental care, education, photography, entertainment, among other.

A comparative study of two wings of the same external configuration but different structure is presented. One, designed in such a way that the skin absorbs the bending and cutting efforts, composed of fiberglass sheets and honeycomb / divinycell (sandwich panels); The other composed of fiberglass skin and a traditional construction of stringers and ribs.

With the analysis of the wing configurations, the comparative of weights, constructive ease and structural resistance are made.

Keywords: Compound Material - Finite Element Method - UAV -Honeycomb

* Una versión preliminar de este trabajo fue presentada en IV CAIM 2014, Cuarto Congreso Argentino de Ingeniería Mecánica.

Expansión de los UAV

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. Por ello se hace 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.

A partir de los resultados obtenidos del método de paneles se hace el análisis de elementos finitos en las placas 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 a través del método de elementos finitos que consiste en la discretización de las estructuras intervinientes en el modelo.

En este caso, se realizó 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, 2m 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 a una carga distribuida promedio respecto de la sección correspondiente según el tipo de sustentación a la cual es sometida. Se tomó un perfil comercial conocido. Luego de un proceso indagatorio sobre los distintos perfiles disponibles de ala, se llegó a la elección del perfil NACA 4415.

Distribución de sustentación, carga

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 raíz del ala.

Obtención de la distribución de presiones

Mediante el programa XFLR5, se realizaron los distintos cálculos para la obtención de distribución de sustentación para 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.

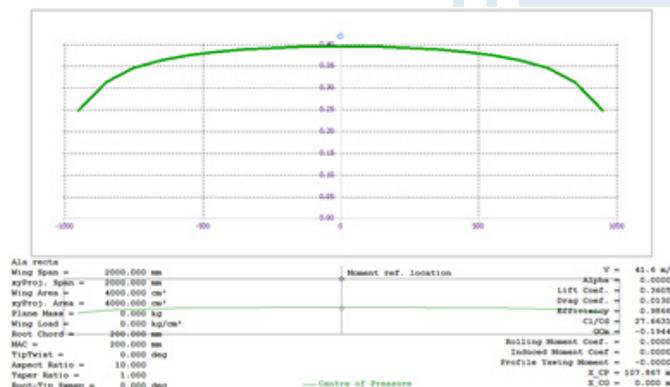


Figura 1 Distribución de Cl

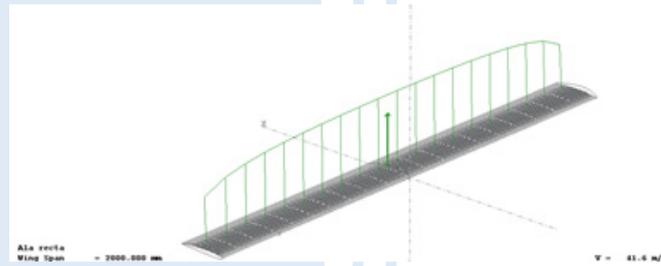


Figura 2: Distribución de Fuerzas y Resultante

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

Paneles sándwich

Los paneles sándwich (Figura 4) 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.

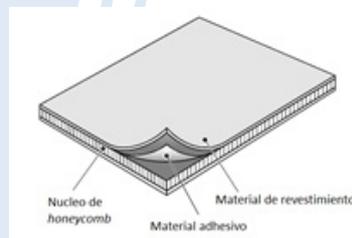


Figura 4. Estructura sándwich con núcleo de honeycomb

A diferencia de un material isótropo, en que las propiedades elásticas medidas en cualquier dirección son similares, 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 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.

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 y 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.

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 de 1mm. de espesor y honeycomb de aramida de 3 mm. de espesor.

Material tradicional

Se trata de una estructura tradicional de costillas y largueros de aluminio aeronáutico y un recubrimiento de fibra de vidrio de 2mm. de espesor.

Análisis mediante elementos finitos

Este análisis consistió en primera instancia en el diseño CAD de la geometría, para luego realizar el mallado pertinente para su procesamiento en el software de elementos finitos. 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.

Como con cualquier software de Elementos finitos, primeramente se procedió al mallado de la geometría asignándole la propiedad de placa laminada, luego las condiciones de contorno y por último las cargas (de presión en nuestro caso). Finalmente el programa ensambla el sistema de ecuaciones y lo resuelve.

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.

Ala honeycomb

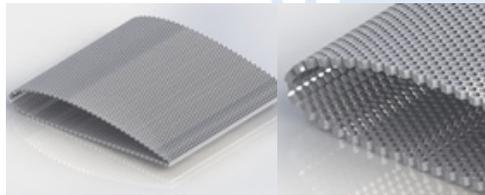


Figura 5. Estructura interna del ala constituida por honeycomb

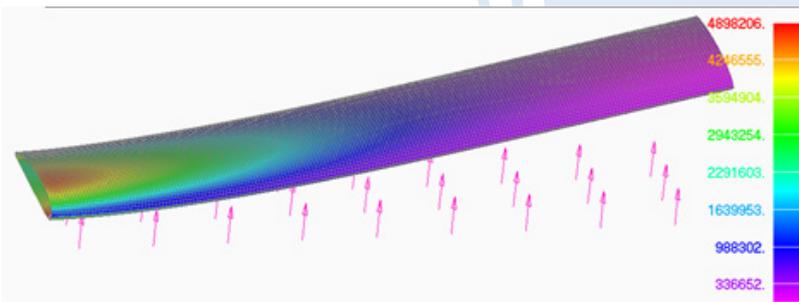


Figura 6. Deformación y tensiones de Von Mises (ala de honeycomb y fibra de vidrio)

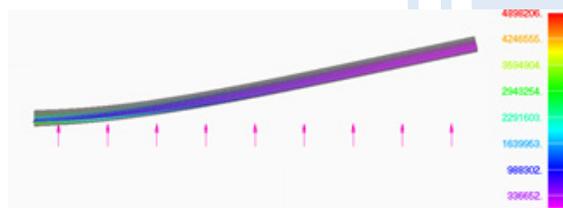


Figura 7. Detalles de las tensiones Von Mises y deformaciones del ala de honeycomb y fibra de vidrio

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 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, se puede observar que estos últimos no son superados por los primeros.

Costillas y Largueros

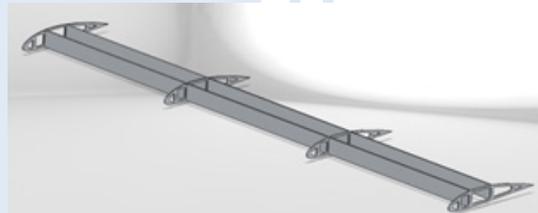


Figura 8. Estructura interna del ala constituida por aluminio aeronáutico

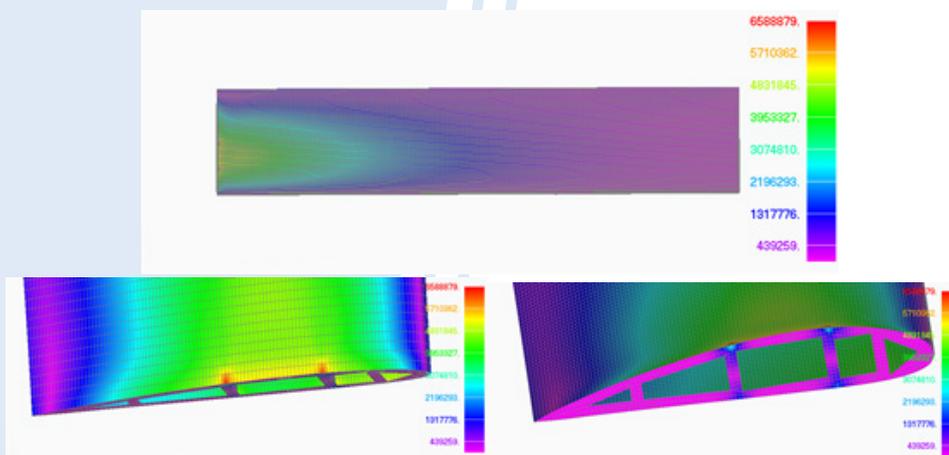


Figura 9. Deformación del ala construida con aluminio aeronáutico y fibra de vidrio

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 sólo para el ala, sino también para el fuselaje.

Comparando los valores de tensión máxima soportada por los materiales que constituyen este modelo de ala, las sollicitaciones no superan la resistencia del material.

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 y la variación de los perfiles y el aumento de envergadura.

Bibliografía sugerida

Gay, D. y otros (2003). *Composite Materials Design and Applications*, CRC Press, USA.

Shackelford, J. (2005). *Introducción a la Ciencia de Materiales para Ingenieros*, Pearson, USA.

Megson, T.G.H. (2014). *Introduction to Aircraft Structural Analysis Second Edition*, Elsevier Ltd., UK.

Barbero, E. J. (2008). *Finite Element Analysis of Composite Materials*. CRC Press, USA, 2008.

OpenCourseWare de la Universidad Carlos III de Madrid, <http://ocw.uc3m.es/mecanica-de-medios-conti-nuos-y-teoria-de-estructuras/mecanica-de-materiales-compuestos/material-de-clase-1/analisis-de-lamina-dos>

Los autores

Diego Alberto Bustingorry Alza

Ingeniería Mecánica, opción Mecatrónica (en curso), Facultad de Ingeniería, Universidad Nacional de Lomas de Zamora (FI-UNLZ).

Tecnicatura en Electrónica (en curso), Facultad de Ingeniería, Universidad Nacional de Lomas de Zamora (FI-UNLZ).

E-mail: sohosis@gmail.com

Ariel Alberto Vilas

Ingeniero Mecánico con Orientación en Mecatrónica, Facultad de Ingeniería, Universidad Nacional de Lomas de Zamora (FI-UNLZ).

E-mail: vilas.ariel@gmail.com

Elvio Alberto Heidenreich

Doctor en Ingeniería, Facultad de Ingeniería, Universidad de Zaragoza, España.

Ingeniero Aeronáutico, Universidad Nacional de La Plata (UNLP).

Profesor Titular de Modelado de Sistemas Físicos, Facultad de Ingeniería, Universidad Nacional de Lomas de Zamora (FI -UNLZ).

TIEX, Facultad de Ingeniería, Universidad Nacional de Lomas de Zamora (FI-UNLZ).

E-mail: elvioh@gmail.com ; eheidenreich@ingenieria.unlz.edu.ar

Julia Elena Fernández

Ingeniería Mecánica (en curso), Facultad de Ingeniería, Universidad Nacional de Lomas de Zamora (FI-UNLZ).

E-mail: juliaefernandez@gmail.com