

UNIVERSIDAD DE CONCEPCIÓN
FACULTAD DE INGENIERÍA
DEPARTAMENTO DE INGENIERÍA MECÁNICA

Profesores Patrocinantes:
Emilio Dufeu Delarze
Frank Tinapp Dautzenberg

Cálculo de un ala de U.A.V. mediante elementos finitos

Ítalo Eduardo Quevedo Molina

Informe de Memoria de Título
para optar al título de
Ingeniero Civil Aeroespacial



Enero 2013

RESUMEN

La industria aeronáutica avanza a pasos agigantados desde su nacimiento, tanto en tipos de aeronaves, sistemas de control o materiales empleados en éstas. A fin de hacer estas estructuras más livianas, se hace necesario calcularlas con factores de seguridad lo más bajos posibles. Dentro de los materiales utilizados en la construcción de aeronaves, se encuentran los materiales compuestos por resinas reforzadas con fibras que pueden orientarse según la dirección en que se requiera mayor resistencia ante una carga. Debido a su naturaleza y las formas que adquieren, hacen necesarios la utilización de cálculo mediante elementos finitos.

De un ala del Lascar, un avión no tripulado diseñado y construido en la Universidad de Concepción, fabricado en materiales compuestos, se calcula la distribución de desplazamientos y de esfuerzos del ala para el estado de carga de la condición crítica de vuelo. Se aplica el criterio de falla Tsai-Wu, se obtienen las frecuencias naturales del ala y modos de vibrar.

Para obtener estos resultados se realiza un cálculo aerodinámico sobre el ala mediante el programa XFLR5, que determina las fuerzas que se aplican sobre el modelo estructural. Este modelo es realizado con el programa Samcef, donde se discretiza y se crean grupos sobre la geometría a fin de representar las distintas partes y refuerzos que posee el ala. Un código en Matlab asigna las cargas aerodinámicas al modelo estructural.

Al aplicar el criterio Tsai-Wu, se obtiene que los elementos críticos alcanzan el valor de 0,154 o sea, la estructura no falla para las cargas asignadas, pues, para este criterio, ésta se produce con valores iguales o superiores a 1. La componente del tensor esfuerzo más importante en estos elementos es en compresión en la dirección longitudinal a la viga del ala. Estos elementos se encuentran en la viga principal, en el 26,6% de la envergadura del ala, en un refuerzo de fibra de carbono.

Se muestran los 8 primeros modos de vibrar en los que participa el ala completa con sus respectivas frecuencias. Se determina que la estructura no puede entrar en resonancia debido a las vibraciones del motor que opera entre 0 y 9.000 RPM, la estructura entraría en resonancia a 17.620 RPM. En un análisis de pandeo, se obtiene para el modelo un factor de pandeo de 0,543 o sea que falla con el 54,3% de la carga aplicada en el alma de la viga principal, en la zona comprendida entre el 32,8% y el 51,5% de la envergadura del ala. Se corrige una simplificación errada del modelo y se alcanza un factor de pandeo de 2,72, o sea, la estructura no falla ante la carga aplicada.

Se concluye que la piel del ala está sobredimensionada y se pueden quitar capas de fibra sin comprometer la funcionalidad de la estructura. La espuma de baja densidad al interior de la viga, otorga estabilidad ante pandeo, por lo tanto, no es correcto eliminarla del modelo. Cualquier modificación a la estructura afecta también sus frecuencias naturales, hay que evitar que éstas queden en el rango de operación del motor. Si se desea trabajar con márgenes cercanos a los críticos, se sugiere realizar una caracterización de los materiales obtenidos del proceso de fabricación.

ÍNDICE GENERAL

1	Contenido	
	NOMENCLATURA.....	v
1	Introducción y objetivos	1
1.1	Introducción.....	1
1.2	Motivación Personal.....	2
1.3	Objetivos.....	2
2	Marco Teórico	4
2.1	Comportamiento de los materiales.....	4
2.2	Teoría clásica de laminados.....	4
2.3	Análisis modal.....	7
2.3.1	Un grado de libertad	7
2.3.2	Múltiples grados de libertad	9
2.4	Análisis de Estabilidad (pandeo).....	10
3	Criterios de fallas en Materiales Compuestos	12
3.1	Criterio de falla Tsai- Hill.....	12
3.2	Criterio de falla Tsai-Wu	14
3.3	Criterio de Hashin	14
3.4	Criterio de máxima deformación total	15
3.5	Criterio de esfuerzo máximo	15
4	Especificaciones y cálculo aerodinámico del ala del U.A.V.	17
4.1	Semi-Ala del U.A.V. fabricada en materiales compuestos	18
4.1.1	Simplificaciones a la semi-ala.....	22
4.2	Cálculo de cargas sobre el ala.....	23
4.2.1	Cálculo sobre el perfil.....	24
4.2.2	Cálculo aerodinámico sobre el ala	24
5	Mallado semi-ala.....	27
5.1	Grupos del mallado y Laminados	28
5.1.1	Generación de grupos del mallado	28
5.1.2	Composición de los Laminados para los distintos grupos	30
5.2	Modelo mediante elementos finitos	32
5.2.1	Propiedades de los materiales	32
5.2.2	Condiciones de Borde	34

6	Resultados y Análisis	38
6.1	Resultados y análisis de esfuerzos y criterios de fallas	38
6.2	Resultados y análisis modal	39
6.3	Resultados y análisis de modos de pandeo	41
7	Conclusiones	44
	Referencias	45
	Bibliografía	46
	Anexo A	47
	Anexo B.....	49