

Modelo Computacional para el Estudio de las Cargas Aerodinámicas sobre un Avión en Vuelo

ANDRES DAVID ORTIZ LOVERA



Tesis presentada a la
Escuela de Graduados de la Universidad de Concepción

para optar al grado de
**Magíster en Ciencias de la Ingeniería con
Mención en Ingeniería Mecánica**

Julio 2002

SUMARIO

La técnica del CFD juega, en estos días, un rol que crece en importancia dentro del proceso del diseño aeronáutico, en particular, en la predicción de las características aerodinámicas.

El objetivo de este trabajo es simular y analizar, mediante el programa de CFD Fluent[®], el flujo sobre un avión de categoría acrobática de baja velocidad, el ENAER T-35 PILLAN. Específicamente, se busca estimar las capacidades de Fluent en el cálculo de coeficientes aerodinámicos y coeficientes de carga sobre la estructura, evaluando las condiciones críticas de vuelo y las consiguientes distribuciones de carga en el avión. Paralelamente, se presenta un procedimiento de modelación en Fluent[®] que permita realizar un estudio similar para cualquier otro avión de características semejantes.

Esta modelación del flujo, está marcada por tres etapas: la simulación del flujo plano o bidimensional sobre un perfil aerodinámico, la simulación del escurrimiento sobre el ala completa y la modelación de la estructura completa del avión. Se utilizó tanto procesamiento paralelo en un computador de alto rendimiento (Silicon Graphics - Origin2000) como procesamiento en computador personal con procesador de tecnología superior, demostrando esta última ser una alternativa más rápida en el proceso de cálculo de la solución numérica.

Para la segunda etapa se incluye una somera explicación del desarrollo teórico disponible en la literatura, en particular la teoría de Prandtl [1] para alas finitas.

La validación de los resultados numéricos proviene de dos fuentes: Comparación con ensayos en túnel de viento realizados por la NACA [2], para la simulación del perfil NACA 65₂-415 (dispuesto en el ala del T-35), y comparación con métodos semi-empíricos (Prandtl [3], Anderson [4] y Rassmusen-Smith [5]) para la distribución de sustentación sobre el ala. Como conclusión, se obtuvieron excelentes resultados, en que las diferencias no excedieron el rango de -22 a 11%.

En cuanto al modelo computacional de la estructura completa del avión, se evaluaron las condiciones críticas de vuelo, según la aplicación de la norma FAR-23 [6]. Así se muestra que la peor condición de vuelo, para las cargas aerodinámicas, ocurre a la velocidad de crucero (M 0,25) y factor de carga seis (límite). Allí, se da el hecho que la sustentación, el arrastre, momento flector y momento torsor en la viga principal del ala son máximos, incluso mayor que para la máxima velocidad de vuelo (M 0,37). Finalmente, se desarrolló un conjunto de gráficos que permiten estimar las cargas máximas sobre el ala en función de la velocidad de vuelo y el ángulo de ataque.