

Universidad de Concepción  
Facultad de Ingeniería  
Departamento de Ingeniería Mecánica

Profesor Patrocinante  
Dr. Luis Quiroz Larrea

# ANÁLISIS ESTRUCTURAL DE ETAPAS COMPRESORAS DE MOTORES TURBO-FAN

CRISTÓBAL ALFONSO SCHEEL LOPETEGUI



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

Enero 2008

## 1.- Sumario

El objetivo de este trabajo es determinar los procedimientos necesarios para efectuar el análisis estructural por elementos finitos de las etapas compresoras de motores de aviación *Turbo-Fan*.

Se analizaron los siete métodos más importantes para calcular los compresores por elementos finitos. Estos son los cálculos estáticos y dinámicos, que generan el llamado caso *weaklink* o relacionado con la jerarquía de ruptura. Además de otros casos especiales como el HCF (*High Cycle Fatigue* o fatiga por alto ciclado) o el FBO (*Fan Blade Out* o pérdida de un álabe móvil del ventilador). Para finalizar con dos cálculos algo diferentes, que corresponden a la simulación de un impacto de un ave contra el compresor y el análisis de los flanges que unen las distintas etapas de compresión. Para el caso de los flanges, se realizó un análisis en detalle de una unión parametrizada, con el fin de estudiar las rigideces presentes en el modelo.

En el caso estático, se definieron las principales cargas a las que está sometido el compresor durante su operación. Se analizaron principalmente dos casos: los de velocidad crucero y el de despegue. Además se hizo una comparación entre resultados de un modelo de cáscara axisimétrico y uno de volumen.

Para el análisis dinámico del álabe, se identificaron los principales modos y frecuencias de vibrar. Una vez creado un diagrama de *Campbell*, se identificaron los modos propensos a excitarse y entrar en resonancia, ya sea con excitaciones mecánicas o aerodinámicas.

El análisis de *weaklink*, vino dado por los resultados obtenidos del modelo estático y cada modo de vibrar del cálculo dinámico. Definiendo una curva de *Goodman*, se obtuvieron como referencia las zonas más propensas a la fatiga, que son de vital importancia para los modos críticos obtenidos del modelo dinámico.

Para el caso de HCF, se simularon las vibraciones de alta frecuencia, influenciadas principalmente por vibraciones forzadas de otras etapas, como también por el fenómeno de *flutter*. Estas cargas se consideraron como una componente alterna en los esfuerzos, tomándose los resultados del modelo estático como la componente media del esfuerzo.

Otro caso que se consideró fue el FBO, que simula un desprendimiento de un álabe en el *Fan*, lo cual puede generar una interferencia entre los álabes móviles y el estator, como también entre los álabes fijos y el rotor. Debido a estas dos posibilidades de interferencia, se analizan estos dos casos por separado, tomando la carga máxima aplicable dada por el pandeo de los álabes. Tanto para el caso de HCF como para el de FBO, se empleó el concepto de *Fourier* Multiarmónico, que simplifica en forma razonable la malla y los cálculos.

En la simulación del impacto de un ave sobre el compresor, se empleó como referencia un ave de 2,5 libras, la cual impactaba directamente la primera etapa del compresor. Este cálculo resulta bastante conservador, debido a las pocas probabilidades de que el ave impacte directamente la primera etapa del compresor, ya que antes se encuentra el *Fan*. El paso por el *Fan* tenderá a disminuir su velocidad de impacto y a la vez existe la posibilidad de que divida al ave en fracciones más pequeñas.

Para el cálculo de las uniones de los flanges, se analizó la unión más crítica, correspondiente a la que existe entre la última y penúltima etapa. Para ello, se empleó un sector del tambor, al cual se le aplicó cargas axiales crecientes, las cuales alcanzaban valores muy por sobre las operacionales. Con ello, se estimó el comportamiento del flange ante altas cargas, principalmente la plasticidad que sufre en diversas áreas.

El modelo detallado de la rigidez en una unión apernada, permitió modelar diversas geometrías y materiales a través de un modelo de volumen parametrizado. De la comparación de los resultados con la teoría clásica, tanto en el perno como en el flange se obtuvieron rigideces menores. En el caso del perno, se observó y cuantificó el efecto de la cabeza del perno en la rigidez del modelo. Tanto en el perno como en el flange, destacó el efecto de la relación de los módulos de *Young* entre las partes. Finalmente se determinó las fórmulas que reflejaran el comportamiento observado en el perno y el flange a través del modelo de elementos finitos.

Si bien se analizaron siete casos representativos del análisis de compresores y un caso en detalle, cada metodología mencionada requiere de un continuo y complejo estudio, determinándose en base a los resultados, nuevas geometrías o metodologías de cálculo posibles. A la vez mediante nuevas especificaciones o nuevos ensayos reales, se pueden obtener nuevas magnitudes de cargas a aplicar. Es por ello, que este tipo de análisis puede tomar un largo periodo de tiempo, hasta llegar al punto de obtener el modelo que satisfaga todos los requerimientos, especialmente el de seguridad.