

ESTUDIO DE ALTERNATIVAS DE SISTEMA DE REFRIGERACIÓN FORZADA PARA UN MOTOR ALTERNATIVO AERONÁUTICO REFRIGERADO POR AIRE

Autores

Bonopera, Mariano E.¹; Piechocki, Joaquín; Di Bernardi, Alejandro; Nadal Mora, Vicente; Pezzotti, Santiago; Fabiani, Gustavo.

Lugar de ejecución del trabajo

¹Grupo de Ingeniería Aplicada a la Industria, UID GTA-GIAI, Departamento de Aeronáutica, Facultad de Ingeniería, Universidad Nacional de La Plata. Calle 116 e/ 47 y 48, 1900 La Plata, Buenos Aires, Argentina. E-mail: mariano_bonopera@outlook.com, gta@ing.unlp.edu.ar

Palabras clave

Motores alternativos, refrigeración, sopladores, helicópteros.

Resumen

Se presentan aspectos significativos de un estudio, en el cual se analizan y desarrollan sistemas de refrigeración forzada para un motor alternativo aeronáutico Lycoming de la serie HIO-360, refrigerado por aire, para ser utilizado en la propulsión de un helicóptero.

En general, los motores alternativos en helicópteros se ubican detrás de la cabina, dentro del carenado de la misma. Este hecho justifica la necesidad de disponer de un sistema que fuerce la circulación de una corriente de aire por sobre las aletas de refrigeración para lograr un adecuado intercambio térmico.

En el presente estudio se analiza de modo integral aspectos geométricos y funcionales, de consumo de potencia, constructivos, de mantenimiento, robustez y diseño general del sistema de refrigeración, teniendo en cuenta los requerimientos del fabricante del motor y, las limitaciones geométricas y estructurales que impone la aeronave, con el objetivo de satisfacer los requerimientos operacionales para el cual el helicóptero ha sido diseñado.

A estos fines se estudian dos alternativas: un sistema de refrigeración en base a un soplador centrífugo y otro sistema en base a un soplador axial.

Se concluyó que la alternativa basada en un soplador centrífugo posee ventajas por sobre el basado en soplador axial, por lo que se desarrolla y presenta esta primera alternativa.

INTRODUCCIÓN

En el presente trabajo se estudia el caso de un sistema de refrigeración forzada para un motor alternativo que equipa a un helicóptero liviano.

La aeronave para el cual se realiza el estudio es el helicóptero CH-12 de la empresa Cicaré S.A. Esta aeronave es un helicóptero liviano biplaza "lado a lado" de uso civil (Fig. 1).

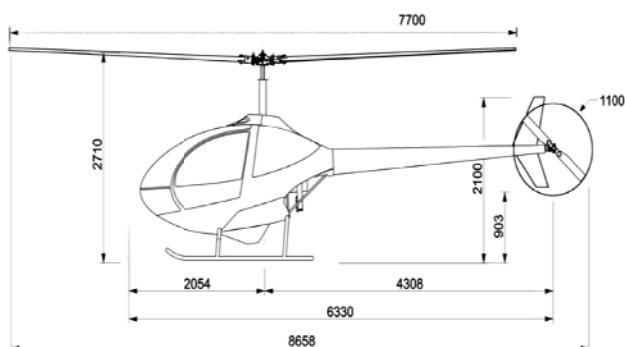


Figura 1: Aeronave CH-12.

En la presente aeronave, el motor se ubica detrás de la cabina, dentro del carenado de la misma. Este hecho justifica la necesidad de disponer de un sistema que fuerce la circulación de una corriente de aire por sobre las aletas de refrigeración del motor para lograr su adecuado intercambio térmico, principalmente durante la condición de vuelo estacionario. La planta motriz para el cual se estudia el sistema de refrigeración es el motor Lycoming HIO-360.

El universo de operaciones que llevará adelante la aeronave impone un número de requerimientos funcionales del sistema que incluyen aquellos de provisión de caudal de aire al motor bajo las condiciones operacionales correspondientes, limitaciones geométricas y estructurales impuestas por la estructura de la aeronave, requerimientos en cuanto a mantenimiento entre otros.

El grupo de condicionamientos asociados con la estructura de la aeronave, es la limitación dimensional impuesta por la forma de la estructura y las instalaciones de los demás accesorios y mecanismos. Los requerimientos dimensionales del sistema de refrigeración impuestos por la condiciones de contorno son:

- ✓ Diámetro exterior máximo (incluyendo difusor): 500 mm,
- ✓ Distancia axial máxima: 100 mm.

Los requerimientos en cuanto a caudal de aire y presión diferencial necesaria para la refrigeración están definidas en el Lycoming Specification N° 2661, teniendo en consideración el punto crítico de operación.

Tabla 1: Requerimientos de caudal y presión diferencial del aire para el punto de operación crítico.

Altura [m]	Temperatura [°C]	Caudal [kg/s]	Salto de presión requerido [Pa]	Potencia [HP]
0	38	1	1.676	135

Con el objetivo de satisfacer estos requerimientos se estudian dos alternativas: un sistema de refrigeración en base a un compresor centrífugo y otro sistema en base a un compresor axial. El desarrollo metodológico del presente estudio comprende el desarrollo de modelos matemáticos para cada tipo de sistema para su análisis comparación, y posterior selección.

Los cálculos utilizados en el presente informe se basan en los principios de conservación de la masa, conservación de la cantidad de movimiento y conservación de la energía en un análisis sobre la línea de corriente media, es decir en una dimensión, como punto de partida para modelar el compresor. Se utiliza el Principio Fundamental de Máquinas Rotantes [1] como base constitutiva de los modelos matemáticos.

DESARROLLO

Modelo de sistema

El desarrollo de los modelos matemáticos tanto para un compresor centrífugo como uno axial se realizó en base a las siguientes hipótesis:

- las velocidades puestas en juego son mucho menores a la velocidad del sonido ($M \ll 0,2$),
- el flujo de entrada se considera axial,
- el fluido se toma como adiabático, compresible y unidimensional,
- se considera al aire como gas perfecto.

El método utilizado en ambos casos consiste en adoptar de manera recurrente valores a los diferentes parámetros geométricos teniendo en cuenta las limitaciones dimensionales oportunamente descritas y verificar que los parámetros de salto de presión y caudal son los requeridos.

Sistema de distribución del flujo de aire

Se considera que para ambos modelos las distribuciones del flujo de aire a la salida del compresor son aproximadamente similares para las dos configuraciones (centrífuga o axial). Se adopta como hipótesis aproximativa que en la medida en que el fluido deja el difusor, es distribuido por medio de dos codos a 90° seguidos de una expansión para luego fluir a través de las aletas de refrigeración de cada cilindro. Como parte de la estimación se consideró la existencia de un 20% adicional de pérdida de carga asociada al sistema de distribución no contemplados inicialmente en el cálculo empírico, que determina un coeficiente de seguridad $S = 1,2$ sobre la caída de presión total. Este salto de presión se estima en 928 Pa.

Por lo tanto, al salto de presión requerido en Tabla 1 se debe adicionar la pérdida de carga calculada, por lo que el salto de presión que debe proveer el sistema para cumplir con los requerimientos operacionales se estima del orden de 2600 Pa.

Sistema basado en compresor centrífugo

En adición a las hipótesis generales del modelo, se consideran las siguientes hipótesis particulares:

- no existe inductor a la entrada del compresor,
- se considera difusor sin vanos,

- se consideran los siguientes valores típicos las eficiencias adiabáticas mecánicas y de difusión (0,78, 0,95, y 1 respectivamente).

Se adopta para este modelo, un rotor con perfil de álabes semicircular por simpleza constructiva.

Con la geometría que se presenta en la Tabla 2, el modelo predice que el salto de presión que se produce es superior al requerido, vale decir representa un valor mayor a aquellas mínimas impuestas por las condiciones de diseño.

Sistema basado en compresor axial

En adición a las hipótesis generales del modelo, se consideraron las siguientes hipótesis particulares:

- para un radio determinado, la componente axial de la velocidad a la entrada y a la salida del compresor permanece constante,
- existe equilibrio radial de presiones dentro de la máquina,
- se consideran los siguientes valores típicos las eficiencias adiabáticas mecánicas y de difusión (0,78, 0,95, y 1 respectivamente).

Se adopta un diseño del compresor que satisface el equilibrio radial de fuerzas centrífugas, y la teoría de Grado de Reacción Constante. Este compresor está diseñando sobre la base de la utilización de perfiles NACA serie 65.

Con la geometría definida el modelo predice que el salto de presión que se produce es, como en el caso del compresor centrífugo, superior al requerido, vale decir representa un valor mayor a aquellas mínimas impuestas por las condiciones de diseño.

RESULTADOS Y DISCUSIÓN

De acuerdo a los parámetros de diseño obtenidos es posible observar una serie de aspectos diferenciales que condicionan la decisión sobre qué tipo de sistema adoptar. Estas se presentan a continuación.

- El compresor axial es de fabricación más compleja.
- Para que el compresor axial tenga una eficiente operación, debería poder instalarse por encima del motor. Esto trae aparejado un mecanismo de transmisión para su accionamiento lo que dificultaría su instalación y además, al tener mayor cantidad de piezas en funcionamiento, la posibilidad de falla de cualquiera de estas aumenta.
- En el caso de colocar el compresor axial detrás del motor, el sistema de conductos para poder canalizar y distribuir el flujo por sobre los cilindros implica una mayor pérdida de carga, por lo que la potencia consumida para lograr el salto de presión requerido es mayor.
- En el caso del compresor centrífugo la dirección del flujo es más fácil de canalizar y distribuir, por lo que las pérdidas de carga son menores en comparación con el axial.
- La instalación y desmonte del sistema de refrigeración basado en un compresor centrífugo es más sencillo que en el caso basado en un compresor axial.

Teniendo en cuenta los ítems anteriores, se decide elegir el modelo basado en compresor centrífugo para ser parte del sistema de refrigeración para la aeronave CH-12. La geometría final obtenida para este modelo la podemos ver en la Tabla 2.

Tabla 2: Geometría final del compresor centrífugo

Características del compresor	
Diámetro exterior rodete	0,380 m
Diámetro interior rodete	0,320 m
Ancho Entrada a rodete	0,045 m
Ancho Salida de rodete	0,045 m
Diámetro exterior difusor	0,580 m
Ancho difusor	0,400 m
Angulo de vanos de entrada	62 °
Angulo de vanos de salida	-20 °
Escalonamientos	1
Número de paletas	36
Espesor de paletas	0,003 m
Tipo de difusor	sin vanos
Diámetro de entrada	0,3 m
Relación de diámetros	1,1875

La geometría se resume en la Figura 2.

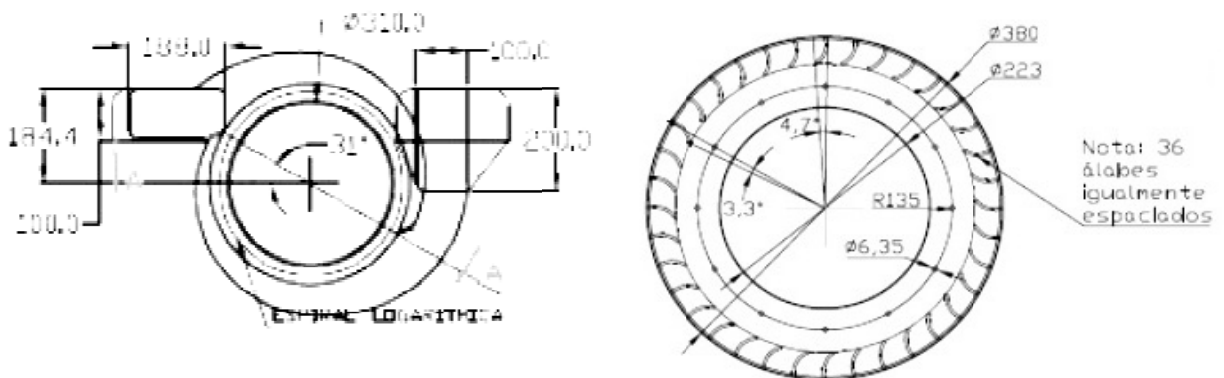


Figura 2: Esquema de la geometría final del difusor y rotor.

CONCLUSIONES

En el presente estudio se desarrollaron modelos matemáticos que permitieron obtener aproximaciones a nivel de ingeniería básica de sistemas de refrigeración basándose en modelos de compresores centrífugos y axiales.

Como consecuencia se encontró que existen soluciones de diseño que cumplen con los requerimientos impuestos para sistemas basados tanto en un modelo como en otro. Estas soluciones permiten obtener resoluciones dimensionales para ambos casos.

La solución asociada a la utilización de un compresor centrífugo muestra para este caso en particular, ventajas relativas frente al compresor axial. Estas ventajas se centran principalmente en la simplicidad constructiva, el espacio utilizado, simpleza operativa, y los costos de fabricación y mantenimiento.

En función de las ventajas relativas de un sistema sobre el otro se desarrolla una resolución geométrica del sistema de refrigeración forzada para el motor Lycoming HIO- 360- G1A en su utilización en la aeronave Cicaré CH-12, basándose en el modelo de sistema con compresor centrífugo. Esta resolución geométrica y funcional evidencia la posibilidad del desarrollo del sistema de ventilación sobre los distintos condicionamientos impuestos de manera satisfactoria.

La adopción de distintas soluciones de diseño, y constructivas condicionan el desempeño de sistema desarrollado. Un ejemplo de esto es la elección de un tipo del perfil que responde a un perfil semicircular inclinado en el sentido de rotación de los mismos para alcanzar el salto de presión necesario

Es posible manipular parámetros geométricos de los compresores centrífugos y axiales de manera que permitan cumplir con una gran variedad de requerimientos funcionales, de espacio, de entorno funcional. El modelo matemático utilizado permite su utilización para la aplicación sobre el desarrollo de productos y procesos, como se demuestra en el presente trabajo.

BIBLIOGRAFÍA

- [1]. Boyce, M.P, "Gas Turbine Engineering Handbook", Second Edition; Butterworth-Heinemann 2003.
- [2]. Vincent, E., "The theory and design of gas turbine and jet engines"; Mc Graw – Hill, 1950.
- [3]. Sorensen, H., "Gas turbine"; The Ronald Press Company, 1951.
- [4]. Hawthorne, W., "Aerodynamics of Turbines and Compressors"; Princeton University Press, 1964.
- [5]. Dixon, S., "Fluid Mechanics and Thermodynamics of Turbomachinery", 6° Edition; Butterworth-Heinemann, 2010.
- [6]. Falck, N., "Axial flow compressor mean line Design", Master Thesis; Lund University, 2008.
- [7]. Hassan, A., "Influence of the volute design parameters on the performance of a centrifugal compressor of an aircraft turbocharger"; IMechE Vol. 221 Part A: J. Power and Energy, 2007.
- [8]. Miyanaga, K., et al., "A study of volute tongue and passage design on the performance of centrifugal turbomachines"; 14th Australasian Fluid Mechanics Conference, 2001.
- [9]. Textron Lycoming Aircraft Engines, "Operator's Manual", 8th Edition; 2005.
- [10]. Página web de Cicaré Helicópteros S.A: <http://www.cicare.com.ar/>
- [11]. Vijaykumar, A., "Design Methodology For Aerodynamic Design Of Centrifugal Compressor", Thesis of Degree; VIT University, 2007.
- [12]. Chavez, O., "Diseño, Construcción y Pruebas de un ventilador de flujo axial", Tesis de Grado; Escuela Superior Politécnica del Litoral, 1987.
- [13]. Cheg Xu et al., "Development and design of a centrifugal compressor volute"; International Journal of Rotating Machinery, vol. 3, 2005.
- [14]. Lycoming Specification N° 2661