

Metodología para determinar la eficiencia de la etapa de turbina de alta presión en un motor turbofan

Method to determine the efficiency of the high pressure turbine stage in a turbofan engine

Fechas de recepción: 19 de Octubre de 2015
Fecha de aprobación: 25 de Noviembre de 2015

Por: Óscar David Atahualpa Gamboa*
Francisco Javier González Cruz**

Resumen

El presente artículo muestra la metodología que se llevo a cabo para determinar la eficiencia de la etapa de turbina de alta presión (HPT) de un motor turbofan de alto índice de derivación de un avión comercial. Para esto fue necesario preliminarmente establecer los parámetros de funcionamiento del motor, como el flujo másico de aire, relación de compresión, consumo específico de combustible, entre otros, en diferentes tipos de motores turbofan realizando un promedio de estos valores. Después de haber establecido un baseline, el análisis gasodinámico permitió obtener presiones y temperaturas internas a la entrada de la etapa de turbina de alta presión, con lo que se pudo estimar las dimensiones de los alabes del rotor y estator, las velocidades del flujo de gas a su paso por la etapa de turbina, las diferentes pérdidas de energía que experimenta una turbomáquina debido a su naturaleza y que se ven reflejadas en el rendimiento global de un motor de aviación; así como el procedimiento que se muestra en este documento para obtener las eficiencias de dicha etapa. Esto con el fin de corroborar si el diseño realizado es satisfactorio y puede continuar más adelante con un posible proceso de manufactura.

Palabras clave: Eficiencia, Coeficiente de Perdidas, Perfil aerodinámico, Rotor, Turbina.

Abstract

This article presents the method used to determine the efficiency of the stage of a High Pressure Turbine (HPT) of a high bypass ratio turbofan engine from a commercial airliner. For this it was necessary to first establish the operating parameters of the engine such as air mass flow, compression ratio, specific fuel consumption, among others, in different types of turbofan engines by averaging these values. Having established a baseline, the gas dynamic analysis provides internal pressures and temperatures at the inlet stage of the high pressure turbine. With this analysis we were able to estimate the dimensions of the rotor and stator blades, the gas flow rates when it passes through the turbine stage, the different energy losses experienced by a turbo machine because of its nature and that are reflected in the overall performance of an aircraft engine. We are also showing the procedure to obtain the efficiency rates for such a stage. This in order to verify if its design is satisfactory and may continue later on with a possible manufacturing process.

Keywords: Efficiency, loss coefficient, aerofoil, aerodynamic profile, rotor, turbine.

*Ingeniero aeronáutico, Ingeniero de datos y proyectos AMOS, Avianca. Email: odavidgamboa@gmail.com

**Ingeniero Mecánico, magíster en Desarrollo Sostenible. Instructor en Especialidades Aeronáuticas. Email: fjpgonzalezc@libertadores.edu.co

Introducción

En Colombia el diseño de elementos mecánicos de motores a reacción aún es muy incipiente. Se debe tener en cuenta que desde el punto de vista aeronáutico, nuestro país se dedica al mantenimiento de aeronaves y a seguir procesos designados por los entes regulatorios; por esto es muy importante que desde la universidad y centros de instrucción aeronáutica se formulen proyectos de investigación que incentiven a estudiantes y profesores hacia el diseño y construcción de elementos.

Para el desarrollo de este artículo se tomó como base el proyecto de grado titulado: Diseño Conceptual y Preliminar de la Etapa de Turbina de Alta Presión para un Motor Turbofan High Bypass; de la Fundación Universitaria Los Libertadores. En este proyecto inicialmente se promediaron los datos de funcionamiento de los motores turbofan comerciales más comunes, como el CFM56, el V2500 o el CF34; posteriormente se desarrolló un análisis termodinámico para la obtención de los parámetros de entrada a la etapa de turbina de alta presión (HPT), principalmente las temperaturas y presiones internas tanto estáticas como dinámicas del motor, y de esta forma realizar el proceso de diseño mecánico; para este caso el diseño de los alabes de turbina (rotores y estatores).

En esta fase del diseño se determinan los triángulos de velocidades del flujo de gas, los cuales son inherentes a los perfiles aerodinámicos utilizados, y aunque se empleó uno solo para estatores y rotores; el tamaño y la posición de cada uno de ellos es diferente, lo que genera triángulos distintos. A partir de esas geometrías se calcularon las dimensiones de los alabes, la selección del material de la turbina, los ángulos de entrada y salida del flujo de gas, así como las eficiencias que puede llegar a tener. Estas eficiencias se calcularon en función de las pérdidas de energía que se dan en el interior de una turbina a gas debido a su configuración y funcionamiento; ya que la disposición de los alabes y el movimiento que realizan para cumplir con su objetivo de expandir el gas y acelerarlo, genera una serie de cargas y esfuerzos que se transforman en pérdidas bien sea mecánicas o de calor. Así, resolviendo este tipo de problemas y aumentando el rendimiento final de la turbina se puede pensar en su fabricación posterior con el fin de impulsar la industria nacional.

Procedimiento y Resultados

A continuación se presentan los valores obtenidos en el trabajo de investigación que sirvió como referente principal para la redacción de este artículo. En la tabla 1 se encuentran consignados los valores iniciales obtenidos del análisis termodinámico. A partir de ellos se derivan todos los cálculos y datos pertinentes para el diseño de la turbina; los cuales son: Flujo másico de aire, flujo másico de combustible, velocidad de la aeronave (condición de operación del motor), temperatura inicial de la turbina, presión inicial de la turbina, temperatura final de la turbina, presión final de

la turbina, revoluciones del eje de alta del motor, constante universal de los gases y constante adiabática de la mezcla.

| Diseño Preliminar de la Turbina | | |
|---------------------------------|---------|---------|
| Valores Iniciales | | |
| Dato | Valor | Unidad |
| m_a | 33,5 | kg/s |
| m_f | 0,406 | kg/s |
| V_a | 239,54 | m/s |
| T_{01t} | 1221,65 | K |
| P_{01t} | 976,89 | kPa |
| T_{03t} | 866,11 | K |
| P_{03t} | 191,36 | kPa |
| N | 15296 | RPM |
| R | 0,287 | kJ/kg*K |
| | 1,333 | |

Tabla 1: Datos iniciales para el diseño preliminar de la turbina. Fuente: Autores.

En la tabla 2 se aprecian los datos requeridos para el cálculo de la eficiencia de la etapa de turbina, como: los ángulos medios de la corriente del flujo de gas que pasa por los alabes del estator y del rotor, en los cuales los subíndices indican el punto donde se calcularon dichos valores, que corresponden a: 1 es el ángulo de ataque del estator, 2 el ángulo de salida del estator y consecuentemente el de entrada al rotor y 3 el ángulo de salida del rotor.

| Dimensionamiento de la Turbina | | | |
|--------------------------------|-----------|------------------|-----------|
| Ángulos de la corriente | | Alturas y Radios | |
| Dato | Valor [°] | Dato | Valor [m] |
| 1m | 0 | h_1 | 0,0201 |
| 2m | 62,7 | h_2 | 0,0470 |
| 2m | 37,2 | h_3 | 0,0915 |
| 3m | 30 | r_m | 0,273 |
| 3m | 60,3 | | |

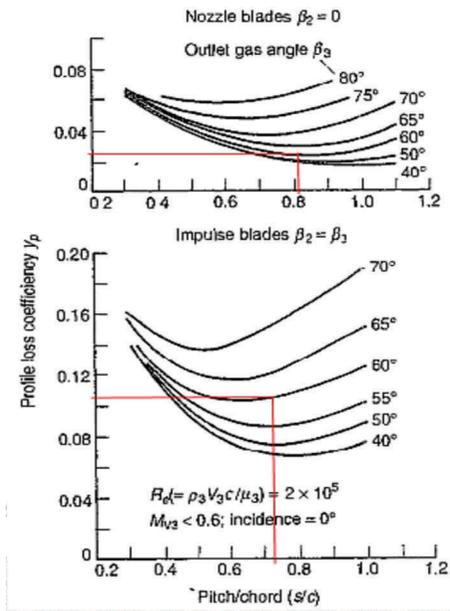
Tabla 2: Ángulos Medios y Alturas de los Álabes de la turbina. Fuente: Autores.

Para calcular la eficiencia de la etapa que se ha diseñado, se requiere conocer también las diferentes pérdidas que se presentan en la turbina, que pueden ser debido a la geometría del perfil, a las fugas de gas en la cabeza del alabe y a las vibraciones de los esfuerzos producidos principalmente en el rotor. Como primer paso y teniendo en cuenta a_1 , a_2 , y $(s/c)_N$ se puede leer directamente el coeficiente de pérdida del perfil en el estator en $(Y_p)_N$ la gráfica 1.

| Resumen de Valores Obtenidos | | | |
|------------------------------|------------|-----------|-------------|
| Medidas | | | |
| Sección | Cuerda [m] | Paso [m] | # de Álabes |
| Estator | 0,017 | 0,014 | 126 |
| Rotor | 0,035 | 0,026 | 67 |
| Relaciones | | | |
| Dato | Valor | Dato | Valor |
| r_m/r_{r2} | 1,094 | $(s/c)_N$ | 0,81 |
| r_m/r_{r2} | 0,920 | $(s/c)_R$ | 0,74 |
| r_m/r_{r3} | 1,201 | h/c | 2 |
| r_m/r_{r3} | 0,856 | | |

Tabla 3: Dimensiones del Perfil de los Álabes Rotores y Estatores de la Turbina. Fuente: Autores.

En la tabla 3 también se aprecian otros datos muy importantes como son: la relación pasó-cuerda (s/c) del estator y del rotor y la relación de aspecto (h/c) que es igual para ambos conjuntos de alabes.



Gráfica 1: Coeficiente de pérdida del perfil para alabes convencionales. Fuente: Gráfica tomada de Saravanamuttoo, HIH. Gas Turbine Theory. 1996.

El resultado para el coeficiente de pérdida del perfil en el estator $Y_p(\beta_2=0)$ es del 2,9%, mientras que el coeficiente de pérdida del perfil en el rotor (Y_p)_R se calcula con la ecuación (1), que constituye una corrección para una variación del ángulo de entrada con ángulo de salida constante es decir que $\beta_2=\beta_3$, asumiendo que el alabe del rotor fuera de impulso y no de reacción, que según la gráfica 1, $Y_p(\beta_2=\beta_3)$ sería igual a 0,107 a partir del valor de $(s/c)_R=0,74$ y de $\beta_3=60^\circ$.

$$(Y_p)_N = 0,029$$

$$Y_p = \left\{ Y_p(\beta_2=0) + \left(\frac{\beta_2}{\beta_3} \right)^2 [Y_p(\beta_2=\beta_3) - Y_p(\beta_2=0)] \right\} \left(\frac{t/c}{0,2} \right)^{\beta_2/\beta_3} \quad (1)$$

$$(Y_p)_R = \left\{ 0,029 + \left(\frac{37,2^\circ}{60,3^\circ} \right)^2 [0,107 - 0,029] \right\} \left(\frac{0,15}{0,2} \right)^1 = 0,044$$

El resultado para el coeficiente de pérdida del perfil en el rotor (Y_p)_R es del 4,4%, hay que resaltar que la relación espesor/cuerda (t/c) escogida es del 15% ya que el factor de corrección de 0,2 de la ecuación (1) solo es fiable para $0,15 < t/c < 0,25$, esta corrección es solo para cuando (t/c) sea diferente del 20% (Saravanamuttoo, HIH. 1996.

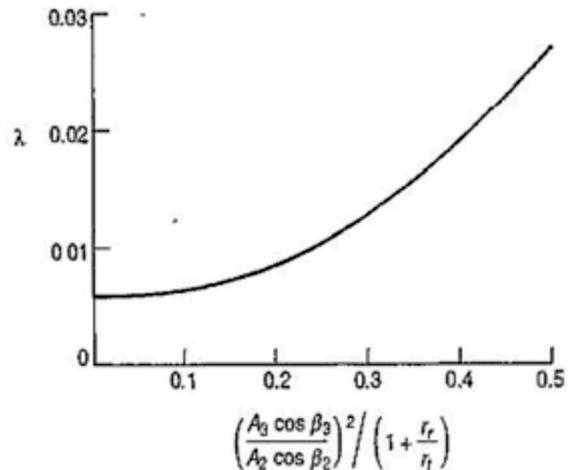
Gas Turbine Theory. Pág. 284.) ya que una disminución de t/c entraña una pérdida del perfil más reducida para todos los alabes distintos de los de tobera ($\beta_2 = 0$) y el perfil seleccionado T6 tiene una relación t/c del 10%.

Después hay que hallar las pérdidas secundarias λ con la ecuación (2) donde la función f esta dada por la curva de la gráfica 2:

$$\lambda = f \left\{ \frac{\left(\frac{A_3 \cos \beta_3}{A_2 \cos \beta_2} \right)^2}{\left(1 + \frac{r_r}{r_t} \right)} \right\} \quad (2)$$

Para los alabes del estator la constante B que más adelante se explicara, es nula; de aquí que λ se hallara de la siguiente manera. Hay que tener en cuenta que la relación $\frac{r_r}{r_t}$ corresponde a la sección media entre 1 y 2, es decir, entre la entrada y la salida del estator:

$$\frac{\left(\frac{A_2 \cos \beta_2}{A_1 \cos \beta_1} \right)^2}{\left(1 + \frac{r_r}{r_t} \right)} = \frac{\left(\frac{0,080 \cdot \cos(62,7^\circ)}{0,034 \cdot \cos(0^\circ)} \right)^2}{\left(1 + \frac{1}{1,132} \right)} = 0,60$$



Gráfica 2: Parámetro de pérdidas secundarias. Fuente: Gráfica tomada de Saravanamuttoo, HIH. Gas Turbine Theory. 1996.

Debido a que el resultado se encuentra fuera de rango es necesario extrapolar la curva de la gráfica 2 utilizando la ecuación (3) que se halló con el método del polinomio de interpolación de LaGrange donde el valor de λ es 0,041.

$$P(x) = 0,05x^3 + 0,065x^2 + 0,001x + 0,0055 \quad (3)$$

$$P(x)_N = 0,05 * (0,6)^3 + 0,065 * (0,6)^2 + 0,001 * (0,6) + 0,0055 = 0,041$$

Ahora y con la ecuación (4) se calculara el ángulo medio a_m en la sección de estudio inmediatamente anterior.

$$a_m = \tan^{-1} \left[\frac{(\tan \alpha_2 - \tan \alpha_1)}{2} \right] \quad (4)$$

$$a_m = \tan^{-1} \left[\frac{\tan(62,7^\circ) - \tan(0^\circ)}{2} \right] = 44,09^\circ$$

Y enseguida se puede hallar la relación del coeficiente de sustentación del perfil entre la relación paso/cuerda $\frac{C_L}{s/c}$ con la ecuación (5).

$$\frac{C_L}{s/c} = 2 (\tan \alpha_1 + \tan \alpha_2) \cos \alpha_m \quad (5)$$

$$\left(\frac{C_L}{s/c}\right)_N = 2 [\tan (0^\circ) + \tan (62,7^\circ)] * \cos (44,1^\circ) = 2,78$$

Ya conociendo estos valores se pueden calcular los coeficientes de pérdidas secundarias y de juego de cabeza $Y_s + Y_k$ donde k es el juego, h la altura del alabe y la constante B vale 0 para los alabes del estator como ya se había mencionada anteriormente, utilizando la ecuación (6).

$$Y_s + Y_k = \left[\lambda + B \left(\frac{k}{h}\right)\right] \left[\frac{C_L}{s/c}\right]^2 \left[\frac{\cos^2 \alpha_2}{\cos^3 \alpha_m}\right] \quad (6)$$

$$[Y_s + Y_k]_N = [0,041] * [2,78]^2 * \left[\frac{\cos^2 (62,7^\circ)}{\cos^3 (44,1^\circ)}\right] = 0,18$$

Después se hace el mismo procedimiento para los alabes del rotor, pero en esta ocasión B vale 0,5 para juegos de cabeza radial y 0,25 para un alabe con llanta en la cabeza con juego lateral como indica la figura 1. Para este caso se utilizaran alabes con llantas en la punta y con un juego de cabeza k del 2% de la altura media del alabe h de tal forma que $B\left(\frac{k}{h}\right)$ tendrá un valor de:

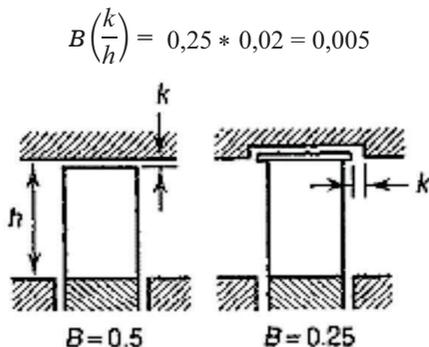


Figura 1: Juego de cabeza radial y lateral de alabes de turbina. Fuente: Imagen tomada de Saravanamuttoo, HHH. Gas Turbine Theory. 1996.

Usando la ecuación (7) se hallara el valor requerido para localizar el coeficiente de pérdida secundario λ para el rotor.

$$\frac{\left(\frac{A_3 \cos \beta_3}{A_2 \cos \beta_2}\right)^2}{\left(1 + \frac{r_r}{r_t}\right)} \quad (7)$$

$$\frac{\left(\frac{0,157 * \cos (60,3^\circ)}{0,080 * \cos (37,2^\circ)}\right)^2}{\left(1 + \frac{1}{1,296}\right)} = 0,82$$

Nuevamente utilizando la ecuación (3) se conocerá el coeficiente de pérdida secundario λ para los alabes del rotor que da como resultado 0,07.

$$P_{(s)R} = 0,05 * (0,82)^3 + 0,065 * (0,82)^2 + 0,001 * (0,82) + 0,0055 = 0,07$$

Ahora es necesario conocer el valor del ángulo en el punto medio entre la entrada y la salida del rotor β_m con ayuda de la ecuación (8).

$$\beta_m = \tan^{-1} \left[\frac{(\tan \beta_3 - \tan \beta_2)}{2} \right] \quad (8)$$

$$\beta_m = \tan^{-1} \left[\frac{\tan(60,3^\circ) - \tan(37,2^\circ)}{2} \right] = 26,36^\circ$$

A partir de la ecuación (9), se calculara la relación del coeficiente de sustentación con respecto al paso/cuerda del rotor $\left(\frac{C_L}{s/c}\right)_R$, ahora que ya se conoce el ángulo β_m .

$$C_L = 2(s/c) (\tan \beta_2 + \tan \beta_3) \cos \beta_m \quad (9)$$

$$\left(\frac{C_L}{s/c}\right)_R = 2 [\tan (37,2^\circ) + \tan (60,3^\circ)] * \cos (26,4^\circ) = 4,50$$

Con el resultado anterior obtenido y usando la ecuación (10), se hallara el coeficiente de pérdida secundaria y de juego de cabeza de los alabes del rotor $[Y_s + Y_k]_R$ para conocer las pérdidas totales.

$$[Y_s + Y_k]_R = \left[\lambda + B \left(\frac{k}{h}\right)\right] \left[\frac{C_L}{s/c}\right]^2 \left[\frac{\cos^2 \beta_3}{\cos^3 \beta_m}\right] \quad (10)$$

$$[Y_s + Y_k]_R = [0,07 + 0,005] * [4,50]^2 * \left[\frac{\cos^2 (60,3^\circ)}{\cos^3 (26,4^\circ)}\right] = 0,58$$

Los coeficientes de pérdidas totales en el estator Y_N y en el rotor Y_R serán:

$$Y_N = (Y_p)_N + [Y_s + Y_k]_N \quad (11)$$

$$Y_N = 0,029 + 0,18 = 0,21$$

$$Y_R = (Y_p)_R + [Y_s + Y_k]_R \quad (12)$$

$$Y_R = 0,044 + 0,58 = 0,62$$

El coeficiente de pérdida global de los alabes del estator se encuentra en un rango aceptable del 21%, pero los valores obtenidos del coeficiente de pérdida en el rotor Y_R es muy grande, lo que indica que aunque el coeficiente de pérdida del perfil $(Y_p)_R$ es bajo, la geometría tan torsionada del alabe genera un efecto contrario al esperado, en el cual el entorchamiento del alabe debía producir más eficiencia que en un alabe recto, y más teniendo en cuenta el índice de incidencia nulo; es decir que los ángulos del perfil son iguales a los del flujo.

Con el coeficiente de pérdida total del estator Y_N , y usando la ecuación (13), el coeficiente equivalente de pérdida λ_N en dicha sección corresponden al 15%, un

valor que puede ser válido para la turbina diseñada en este proyecto, comparado con el valor inicial de λ_N del 9%.

$$\lambda_N = \frac{Y_N}{\left(\frac{T_{02}}{T_2'}\right)}$$

$$\lambda_N = \frac{0,21}{\left(\frac{1221,65 \text{ K}}{910,27 \text{ K}}\right)} = 0,15$$

Para hallar el coeficiente equivalente de pérdida en el rotor λ_R es necesario calcular primero T_{03rel} , ya que dicho valor se requiere en la ecuación (15).

$$T_{03rel} = T_3 + \frac{V_3^2}{2C_p} \quad (14)$$

$$T_{03rel} = 786,01 \text{ K} + 244,87 \text{ K} = 1030,88 \text{ K}$$

$$\lambda_R = \frac{Y_R}{\left(\frac{T_{03rel}}{T_3''}\right)} \quad (15)$$

$$\lambda_R = \frac{0,62}{\left(\frac{1030,88 \text{ K}}{758,52 \text{ K}}\right)} = 0,45$$

A diferencia de los resultados obtenidos en el estator, el coeficiente equivalente de pérdida en el rotor λ_R es muy alto, puesto que corresponde a más de la mitad del rendimiento del disco rotor, valor que afectará significativamente la eficiencia de la etapa, el cual se hallará con la ecuación (16).

$$\eta_s = \frac{1}{1 + \frac{\left[\lambda_R \left(\frac{V_3^2}{2C_p}\right) + \left(\frac{T_3}{T_2}\right) \lambda_N \left(\frac{C_2^2}{2C_p}\right)\right]}{(T_{01} - T_{03})}} \quad (16)$$

$$\eta_s = \frac{1}{1 + \frac{\left[0,45 * (244,87 \text{ K}) + \left(\frac{786,01 \text{ K}}{935,98 \text{ K}}\right) * 0,15 * (285,66 \text{ K})\right]}{(355,53 \text{ K})}} = 0,70$$

Conclusiones

Tal como se preveía, el rendimiento de la etapa de turbina de alta η_s es apenas del 70%, un valor muy bajo para el tipo de turbina que se quiere diseñar, ya que la eficiencia que se había asumido al inicio del análisis gasodinámico del motor para la sección de turbina fue del 87%. Pero, y aunque no se especifica el número de etapas correspondiente a una turbina con una eficiencia del 87%, este valor normalmente pertenece a turbinas de múltiples etapas.

Ahora, teniendo en cuenta que una sola etapa es menos eficiente que la turbina completa y aclarando que los datos y condiciones trabajadas para los cálculos realizados son las reales y no las ideales se puede determinar que el resultado obtenido es satisfactorio ya que los fabricantes poseen una serie de

secretos sobre sus diseños de turbinas y demás elementos para aumentar las eficiencias; los valores calculados son unos y los valores para poner un motor a punto son otros y estos se ganan mediante adecuaciones internas que no se conocen; los valores que se hallaron son los más aproximados a los de un motor real.

Referencias

- ▶ Mattingly, J. D. (2006). *Elements of propulsion: Gas Turbines and Rockets* (2nd. Edition). Virginia, AIAA Education Series.
- ▶ Cuesta Álvarez, M. (1980). *Motores de Reacción Tecnología y Operación de Vuelo* (Quinta Edición). Madrid, Paraninfo.
- ▶ Saravanamuttoo, H.H. (1996). *Gas Turbine Theory* (4th. Edition). Harlow, Longman Group Limited.
- ▶ Zucrow, M. J. (1948). *Principles of Jet Propulsion and Gas Turbines* (2nd. Edition). New York, John Wiley & Sons, Inc.
- ▶ Rolls-Royce plc. (1986). *The jet engine* (Fifth Edition). Derby, Renault Printing Co. Ltd.
- ▶ El-Sayed, A. F. (2008). *Aircraft Propulsion and Gas Turbine Engines* (First published). New York, CRC Press Taylor and Francis Group.
- ▶ Oñate, A. E. (1981). *Turborreactores: Teoría, Sistemas y Propulsión de Aviones*. Madrid, Editorial Aeronáutica Sumaas, S.A.
- ▶ Mattingly, J. D. (2002). *Aircraft Engine Design* (2nd. Edition). Virginia, AIAA Education Series.
- ▶ Flack, R. D. (2005). *Fundamentals of Jet propulsion with applications* (First published). New York, Cambridge University Press.
- ▶ Bathie, W. W. (1996). *Fundamentals of Gas Turbines* (2nd. Edition). New York, John Wiley & Sons, Inc.
- ▶ Dixon, S. L. (2005). *Fluid Mechanics and Thermodynamics of Turbomachinery* (Fifth Edition). Burlington, Elsevier Butterworth-Heinemann.
- ▶ Tarifa, C. S. (1951). *Motores de Reacción y Turbinas de Gas* (Tomo 1). Madrid, Imprenta del Instituto Nacional de Técnica Aeronáutica Esteban Terradas.
- ▶ Van Wylen, G. J. (2000). *Fundamentos de termodinámica* (Segunda edición). Mexico D. F., Editorial Limusa S.A.
- ▶ Babu, V. (2009). *Aircraft Propulsion* (First published). Boca Raton, CRC Press Taylor and Francis Group.
- ▶ Farokhi, S. (2009). *Aircraft Propulsion* (First published). Hoboken, John Wiley & Sons, Inc.
- ▶ Kroes, M. J. (1994). *Aircraft Powerplants* (Seventh Edition). Singapore, McGraw-Hill International Editions.
- ▶ Estrada, M. C. A. (2007). *Simulación de una cámara de combustión para una microturbina de gas utilizando el programa de dinámica de fluidos FLUENT*. *Scientia Et Technica*. (vol. XIII, número 034. pp. 255-260). Universidad Tecnológica de Pereira. Pereira, Colombia.
- ▶ Capella, C. M.; Vasquez, S. D. (2000). *Alternativas para incrementar la eficiencia y capacidad de las turbinas de gas*. *Ingeniería y desarrollo*. (número 008. pp. 89-98.). Universidad del Norte. Barranquilla, Colombia.

- ▶ Pincay, G. N. A. (2010). *Optimización con el criterio de mínima generación de entropía de un ciclo Brayton no endorreversible con recuperación externa. El hombre y la máquina.* (número 34. pp. 42-55). Universidad Autónoma de Occidente. Cali, Colombia.
- ▶ Estrada, C. A.; Arias, G. D. (2005). *Análisis del desempeño de una turbina de gas cuando hay indicios de deterioro en sus componentes. Scientia Et Technica.* (número 29. pp. 145-150). Universidad Tecnológica de Pereira. Colombia.
- ▶ Amell, A. A.; Bedoya, C. A.; Suarez, B. (2006). *Efectos del cambio de composición química del gas natural sobre el comportamiento de turbinas a gas: una aproximación al caso colombiano. Energetica.* (numero 35. pp. 23-31). Universidad Nacional de Colombia. Medellín, Colombia.
- ▶ Atahualpa, G. O. (2015). *Diseño Conceptual y Preliminar de la Etapa de Turbina de Alta Presión para un Motor Turbofan High bypass.* Tesis de pregrado. Fundación Universitaria Los Libertadores. Bogotá, Colombia.
- ▶ Meier, N. (2005). Civil Turbojet/Turbofan Specifications. <http://www.jet-engine.net/civtfspec.html>
- ▶ Jenkinson, L.; Simpkin, P.; Rhodes, D. (2001). Civil Jet Aircraft Design. <http://booksite.elsevier.com/9780340741528/appendices/data-b/table-3/default.htm>
- ▶ MTU Aero Engines. (2014). PW6000 Technical Data. <http://www.mtu.de/engines/civil-aircraft-engines/narrowbody-and-regional-jets/pw6000/>
- ▶ Pratt & Whitney. (2014). PW2000 Engine Specs. http://www.pw.utc.com/Commercial_Engines
- ▶ GE Aviation. (2014). CF34 Engine Data Sheet. <http://www.geaviation.com/commercial/engines/cf34/>
- ▶ CFM Aero Engines. (2014). CFM56-5B Turbofan Engine Facts. <http://www.cfmaeroengines.com/engines/cfm56-5b>
- ▶ benjaminwennink.com. <http://benjaminwennink.com/Documents/4.%20Aviation%20Studies%20-%20Year%202/4.1%20Projects%20year%202/Project%20Power%20Plant%20-%20Report.pdf>
- ▶ European Aviation Safety Agency. (2014). ICAO Aircraft Engine Emissions Databank. <https://www.easa.europa.eu/document-library/icao-aircraft-engine-emissions-databank>

