



# CAMPO TRANSITORIO DE TEMPERATURAS DEL ALMA DEL ÁLABE DE ESTATOR DEL MOTOR DE TURBINA A GAS TAY650-15

*Transitory field of blade soul temperatures of stator of gas turbine engine TAY 650-15*

**SILVIO ALEJANDRO JIMÉNEZ**

Profesor titular transferencia de calor FULL, ingeniero mecánico UNAL, magíster en docencia UNISALLE.

E-mail: [sajimenezc@libertadores.edu.co](mailto:sajimenezc@libertadores.edu.co)

**MARITZA NATALY GONZALEZ**

E-mail: [nataly288912@hotmail.com](mailto:nataly288912@hotmail.com)

Ingeniera aeronáutica, estudiante de octavo semestre de ingeniería mecánica, Fundación Universitaria Los Libertadores.

Fundación Universitaria Los Libertadores, Semillero de investigación RETP

Abril 2013

Fecha de recepción: 8 de mayo de 2013

Fecha de aprobación: 24 de mayo de 2013

**ABSTRACT**

This article shows the history of scaling temperature field of the blade soul of gas turbine stator with the goal of determining the time on which the blade presents material fusion. The obtaining field was done in two ways: using a simplified bidimensional analytical model bases on product solution and a computational solution using the simulation program by finite elements ALGOR. For comparison between both methods were taken 4 reference landmarks: a landmark on trailing edge, a landmark on stagnation line edge, and two landmarks that consist of the maximum thickness of the blade: one over the suction surface and the other one over pressure, but not for the trailing edges. Both methods are used to justify the use of barrier thermal store (TBC) and cooling systems to increase the thermal resistant soul and therefore the inlet temperature of gases that come from the combustion chamber. Using inlet higher temperatures increase the thermal efficiency of gas turbine engines.

**Key Words:**

Gas turbine engine, stator blades, transient heat conduction, thermal resistance.

**RESUMEN**

En este documento se muestra la historia del campo escalar de temperaturas del alma del álabe de estator de un motor de turbina a gas con el fin determinar el tiempo en que el álabe presenta la fusión de material. La obtención del campo se realizó de dos formas: usando un modelo analítico bidimensional simplificado que se basa en la solución producto y una solución computacional utilizando el programa de simulación por

elementos finitos ALGOR. Para realizar la comparación entre ambos métodos se tomaron cuatro puntos de referencia: un punto en el borde de salida, un punto en la línea de estancamiento del borde de ataque, y dos puntos que conforman el espesor máximo del álabe, uno sobre la superficie de succión y el otro sobre la de presión. Los resultados presentaron un acuerdo aceptable para los puntos en el borde de ataque y en las superficies de succión y de presión pero no para el punto en el borde de salidas. Ambos métodos se utilizan para justificar el uso de materiales de barrera térmica (TBC) y sistemas de enfriamiento para aumentar la resistencia térmica del alma y por lo tanto la temperatura de entrada de los gases que provienen de la cámara de combustión. Utilizar temperaturas de entrada más altas aumenta la eficiencia térmica de los motores de turbina a gas.

### Palabras claves:

Motores de turbina a gas, álaves de estator, conducción transitoria de calor, resistencia térmica

## INTRODUCCIÓN

El desarrollo del motor de turbina a gas como motor de propulsión de aviones ha sido modificado tan rápido que es difícil apreciar los avances que éste ha tenido. El principio básico de este motor se fundamenta en el ciclo Brayton que está compuesto por cuatro etapas: Este motor funciona básicamente en un ciclo similar al motor de cuatro tiempos: a) compresión isoentrópica, donde se introduce el aire atmosférico en el turbocompresor para aumentar su presión y disminuir su volumen; b) combustión, donde en la cámara del mismo nombre, se introduce y se quema combustible a presión constante que aumenta considerablemente la temperatura del aire y cuyos productos resultantes son generalmente agua,  $\text{CO}_2$ ,  $\text{O}_2$ ,  $\text{N}_2$  y otros; c) expansión isoentrópica, donde los gases de combustión pasan a la turbina donde parte de su energía cinética se cede en forma de energía térmica a los álaves de rotor y estator y de energía

mecánica a los álaves de rotor y salen a la atmósfera, a alta velocidad por la tobera. Esta descarga es la que genera el efecto propulsivo; d) admisión, den considera el ciclo como cerrado al suponer que el aire que sale por la tobera cede calor al aire ambiente y vuelve a entrar por la boca del compresor. (Ver figura 1).

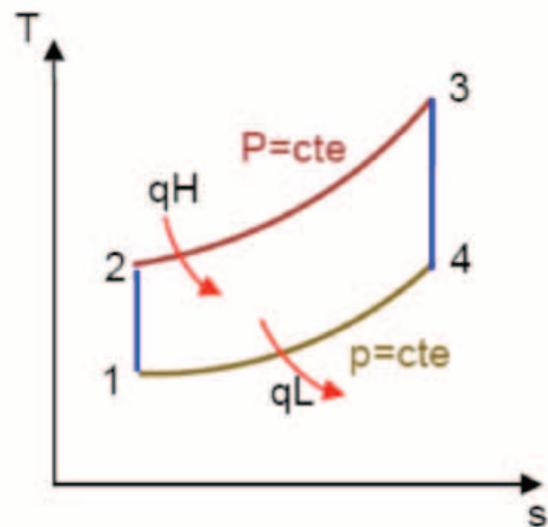


Figura 1. Ciclo Brayton del motor de turbina a gas

Con base en lo anterior se puede decir que los componentes básicos de un motor de turbina a gas son la toma de aire, el compresor, la cámara de combustión, la turbina y la tobera. (Ver figura 2).

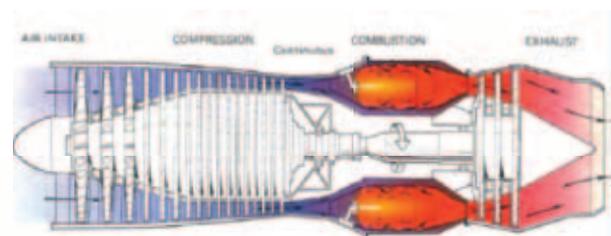


Figura 2. Componentes básicos de un motor de turbina a gas. [1]

La eficiencia teórica del ciclo Brayton se puede expresar como  $\eta = 1 - T_4/T_3$ . De la ecuación anterior se puede

deducir que si la temperatura de entrada de los gases de combustión a la turbina ( $T_3$ ) es lo más grande posible la eficiencia también aumentaría. Generalmente los gases entran a la turbina con temperaturas que oscilan entre los 1000 y 1200 °C pero si se quisieran temperaturas de entrada más altas se debería tomar medidas respecto al diseño y a los materiales para el conjunto de la turbina.

Precisamente, Sadowski&Golewski [2] analizaron el problema de transferencia de calor transitoria para un álabe del rotor de un motor de turbina a gas JP-67PL. El análisis se realizó para el álabe solo, el álabe con 0.5 mm de recubrimiento de barrera térmica  $ZrO_2+7wt,\%Y_2O_3$  y el álabe con el mismo recubrimiento y con cinco canales de enfriamiento ubicados en la parte central del álabe. La aplicación del recubrimiento redujo en un 18% la temperatura máxima de operación del álabe y la aplicación de los canales de enfriamiento en un 7%. La combinación del recubrimiento de barrera térmica y de los canales de enfriamiento permitieron alcanzar una reducción del 25% de esta temperatura, lo cual ocasiona un tiempo de vida más largo para los álabes y que el motor pueda funcionar a temperaturas más altas.

También los mismos autores [3], en otro estudio, analizaron la influencia del número, distribución y tamaño de los canales de enfriamiento sobre un álabe guía de tobera protegido con una capa de TBC de 0,1 mm de espesor. Este trabajo ayudó a estimar la eficiencia de los canales de enfriamiento, la distribución de esfuerzos de Von Mises en el álabe y la influencia del TBC sobre la respuesta térmica del elemento de turbina. La concentración de esfuerzos más importantes se encontró cerca de los canales de enfriamiento.

En otro estudio, Kumar&Kale[4] estudiaron mediante simulaciones numéricas, los mecanismos de transferencia de calor – convección y radiación- en estado estable para la superficie de un álabe fabricado con la superaleación MAR- M200, sin y con 0,6 mm de un compuesto de

circonia estabilizada como material de recubrimiento de barrera térmica (por sus siglas en inglés TBC). Los resultados mostraron que a una temperatura de entrada de los gases de 1500 K, la transferencia neta por radiación de los gases de combustión a un álabe desnudo es el 8.4% de la transferencia de calor total y un 3.4% si el álabe tiene recubrimiento de barrera térmica. Por lo tanto se encontró que el TBC bloquea la transferencia de calor por radiación, disminuye las temperaturas del metal y reduce la pérdida de calor al refrigerante. También se encontró que en presencia de la radiación y/o del TBC el desconocimiento del valor del coeficiente de transferencia de calor por convección no tiene una influencia significativa en las temperaturas del alma del álabe.

Albeirutty et al. [5] desarrollaron un modelo general para comparar la transferencia de calor en álabes de turbinas a gas que utilizan tres esquemas principales de enfriamiento: enfriamiento por aire, enfriamiento con vapor de circuito abierto y enfriamiento con vapor en circuito. El modelo sirvió para calcular el flujo másico necesario para alcanzar una determinada temperatura de álabe. También se demostró que el enfriamiento con vapor en circuito cerrado presenta un mejor desempeño que en circuito abierto o con enfriamiento por aire.

Kim et al. [6] calcularon, a través de simulación, la distribución del coeficiente de transferencia de calor en un álabe de turbina a gas con 10 conductos circulares internos para enfriamiento. Los resultados mostraron que el coeficiente más alto se presentó en el punto de estancamiento del borde de ataque y el más bajo en el borde de salida. La temperatura máxima también se presentó en el borde de salida.

A pesar de los resultados relevantes de los estudios anteriormente mencionados, en el semillero de investigación RETP (Research Engineering on the Transport Phenomena) de la Fundación Universitaria Los

Libertadores nació la inquietud de saber si el alma de un álabe de turbina de un motor a gas, sin TBC y sin canales de enfriamiento, alcanza realmente la fusión de material y el intervalo de tiempo en que esto ocurre, a las temperaturas de entrada de los gases de combustión. Esto se demostrará determinando cuatro temperaturas: una en un punto de la línea de estancamiento del borde de ataque, otra en la línea del borde de salida, otra en un punto que corresponde al espesor máximo en la superficie de succión de álabe y otra un punto que corresponde al espesor máximo en la superficie de presión del álabe.

Este documento mostrará en una primera parte, la solución utilizando un método analítico y en una segunda parte por medio de una simulación realizada en el programa de simulación por elementos finitos ALGOR. El estudio fue realizado por los miembros del semillero investigación RETP (Research Engineering on the Transport Phenomena), del departamento de ingeniería mecánica de la Fundación Universitaria Los Libertadores como aplicación de los conceptos vistos durante la carrera en la solución de problemas de investigación formativa.

## SOLUCIÓN ANALÍTICA

El elemento analizado fue el alma del álabe de estator de la primera etapa de la turbina del motor de turbina a gas TAY 650-15. Sus dimensiones fueron: cuerda 39.4 mm, espesor máximo 10.0 mm y alto 46.6 mm. El material del álabe fue el Nimonic 115, una aleación muy utilizada en piezas para este tipo de aplicación y cuyas propiedades aparecen en la Tabla 1. Una fotografía del álabe se muestra en la Figura 3.

Tabla 1. Propiedades del Nimonic 115

Densidad (kg/m	7850
Calor específico (J/kg·C)	444
Conductividad térmica promedio (W/m·C)	19.6
Temperatura de fusión (C)	1315
Difusividad	$5.6 \times 10^{-6}$

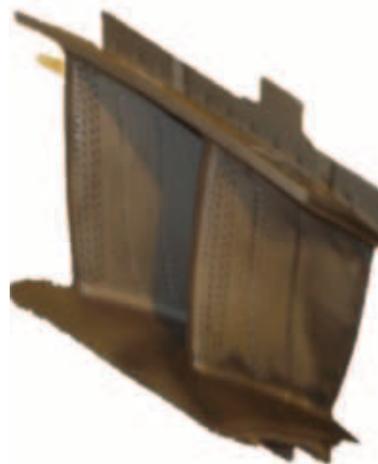


Figura 3. Álabe de estator de turbina del motor TAY 650-15 (se muestran dos)

Utilizando los resultados de Sadowksi y Golewski, se asumió que la tasa de calor por radiación influyó de manera poco significativa en la temperatura del álabe. Para el coeficiente externo de convección para flujo paralelo de gases de combustión se utilizó, para todas las superficies del álabe, el valor de  $1560 \text{ W/m}^2\text{K}$  que corresponde al promedio de los datos experimentales de Daniels (turbulencia del 4% y  $Re = 1.3 \times 10^6$ ), presentados por Kumar y Kale [4]. Para poder realizar el modelo analítico, la geometría del álabe se simplificó a la de un paralelepípedo de 10.0 mm de espesor, 39.9 mm de ancho y 46.6 mm de alto. Ver figura 4.

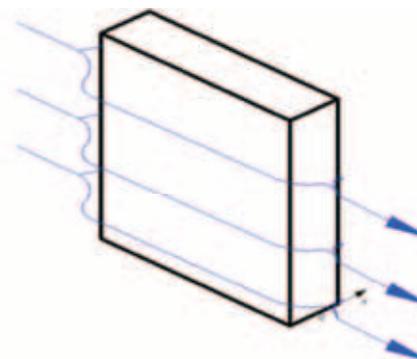


Figura 4. Álabe simplificado de estator de turbina del motor TAY 650-15 en flujo paralelo de gases (paralelo al ancho)

Para el análisis de transferencia de calor se va a asumir que los gradientes espaciales de temperatura son despreciables a lo largo de la altura (eje z). La ecuación de difusión del calor (ecuación 1), las condiciones de frontera (ecuaciones 2, 3, 4 y 5) y la condición inicial (ecuación 6) que definen el problema de calentamiento transitorio del álabe del estator son

$$(1) \quad \frac{\delta^2 T}{\delta x^2} + \frac{\delta^2 T}{\delta y^2} = \frac{1}{\alpha} * \frac{\delta T}{\delta t}$$

$$(2) \quad -K \frac{\delta T(0,y,t)}{\delta x} = 0$$

$$(3) \quad -K \frac{\delta T(L,y,t)}{\delta x} = \bar{h}(T_{s(L,y,t)} - T_{\infty})$$

$$(4) \quad -K \frac{\delta T(x,0,t)}{\delta y} = 0$$

$$(5) \quad -K \frac{\delta T(x,W,t)}{\delta y} = \bar{h}(T_{s(x,W,t)} - T_{\infty})$$

$$(6) \quad T(x,0) = T_i$$

El problema se resolvió por el método de solución producto para lo cual fue necesario hacer suposiciones como que el coeficiente de convección era uniforme sobre toda la superficie y estable durante el proceso; la temperatura de corriente libre de los gases de combustión era uniforme y estable, la temperatura inicial del álabe es uniforme, propiedades constantes del Nimonic 115, simetría térmica y geométrica.

El método de la solución producto consiste en multiplicar las soluciones analíticas aproximadas para los problemas de conducción transitoria de calor unidimensionales. Para este problema se combinaron las soluciones para dos paredes planas unidimensionales de longitud infinita. (Ver figura 5)

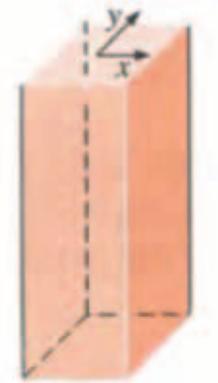


Figura 5. Barra rectangular para la solución producto bidimensional[7]

Fla ecuación para determinar el campo transitorio bidimensional de temperaturas del álabe es

$$\frac{T(x,y,t)-T_{\infty}}{T_i-T_{\infty}} = \left( \frac{T(x,t)-T_{\infty}}{T_i-T_{\infty}} \right)_{pared\ plana} * \left( \frac{T(y,t)-T_{\infty}}{T_i-T_{\infty}} \right)_{pared\ plana} \quad (7) \text{ donde}$$

$T(x,y,t)$  es la temperatura en cualquier punto del ala en un instante de tiempo determinado;  $T_i$  la temperatura inicial del álabe que para este estudio se supondrá como la temperatura ambiente y  $T_{\infty}$  es la temperatura de corriente libre del fluido que en este caso de los gases calientes provenientes de la cámara de combustión. Reemplazando la soluciones unidimensionales para placa plana en las direcciones x e y se tiene

$$\frac{T(x,y,t)-T_{\infty}}{T_i-T_{\infty}} = \left[ A_{1x} e^{-\lambda_{1x}^2 t} + \cos\left(\frac{\lambda_{1x} x}{l_x}\right) \right] * \left[ A_{1y} e^{-\lambda_{1y}^2 t} + \cos\left(\frac{\lambda_{1y} y}{l_y}\right) \right] \quad (8) \text{ donde}$$

$A_{1x}$ ,  $A_{1y}$ ,  $\lambda_{1x}$  y  $\lambda_{1y}$  son coeficientes utilizados en la solución aproximada a un solo término de la conducción de calor unidimensional en régimen transitorio para paredes planas, para la dirección x y para la dirección y. Los valores de estos coeficientes se obtienen por interpolación de datos publicados en la literatura[7] y son función del número de Biot que se calcula con

$$Bi = \frac{\bar{h} \cdot L}{K} \quad (9) \text{ donde}$$

es el coeficiente promedio de convección entre toda la superficie del álabo y los gases calientes provenientes de la cámara de combustión, L es la longitud característica y K es la conductividad térmica promedio del Nimonic 115. Los valores de las longitudes características para las direcciones x e y, los correspondientes números de Biot y sus respectivos coeficientes  $A_{1x}$ ,  $A_{1y}$ ,  $\lambda_{1x}$  y  $\lambda_{1y}$  se muestran en la Tabla 2.

**Tabla 2. Coeficientes para solución aproximada a un solo término para la conducción transitoria de calor unidimensional del álabo, direcciones x e y**

Longitud característica	Bi	A	$\lambda$
Lx= 0.005 m	0.398	1.058	0.593
Ly= 0.0197 m	1.567	1.153	0.983

Para una temperatura  $T_i = 18^\circ\text{C}$ , una temperatura  $T_\infty = 1400^\circ\text{C}$  y para los valores de la Tabla 2, la expresión para calcular el tiempo para el cual un punto sobre la línea de estancamiento del borde de salida del álabo ( $x = 0 \text{ mm}$ ,  $y = 19,7 \text{ mm}$ ) llega a la temperatura de fusión de  $1315^\circ\text{C}$ , según la ecuación 8, es

$$\frac{1315 - 1400}{18 - 1400} = \left[ 1,058 e^{-0,398 t} \cdot \cos\left(\frac{0,593 \cdot 0}{0,005}\right) \right] + \left[ 1,153 e^{-1,567 t} \cdot \cos\left(\frac{0,983 \cdot 0}{0,0197}\right) \right] \quad (10) \text{ donde}$$

$$0,091 = e^{-0,0793t} * e^{-0,014t}$$

$\tau_x$  y  $\tau_y$  son los números de Fourier para las direcciones  $x$  e  $y$ , respectivamente. El número de Fourier se calcula por medio de

$$\tau = \frac{\alpha \cdot t}{L^2} \quad (11) \text{ donde}$$

$\alpha$  es la difusividad térmica,  $L$  es la longitud característica, en la dirección  $x$  o en la dirección  $y$ , y  $t$  el tiempo. Reemplazando los datos de las Tablas 1 y 2 y la ecuación 11 en la ecuación 10 se tiene que

$$0.091 = e^{-0.0793t} * e^{-0.014t}$$

$$t = 25.70 \text{ s}$$

Este resultado es exactamente igual para un punto sobre la línea del borde de salida, debido a las simetrías geométrica y térmica.

Aplicando la ecuación ocho, el tiempo para el cual el punto que coincide con el espesor máximo de álabo en la superficie de succión ( $x = 0.005 \text{ m}$ ,  $y = 0.0117 \text{ m}$ ) alcanza la temperatura de fusión es  $t = 28.07 \text{ s}$ . Este resultado es exactamente igual para un punto sobre el punto medio de la superficie de presión del álabo, debido a las simetrías geométrica y térmica.

## SOLUCIÓN POR SIMULACIÓN

En este apartado se mostrarán los resultados de la simulación del proceso de calentamiento del álabo. Se determinaron las cuatro temperaturas de comparación al término de una simulación de 30s. Este intervalo de tiempo se dividió en 60 partes para que la temperatura fuera calculada cada 0.5 s. El álabo se modeló en uno de los programas de computador más populares para este tipo de aplicaciones. (Ver figura 6). Como se había mencionado antes la temperatura inicial del álabo se supuso uniforme con un valor de  $18^\circ\text{C}$ , tal como lo muestra la figura 7. El modelo generó ocho superficies sobre las cuales se aplicaron condiciones de frontera de convección, excepto para las superficies superior e inferior, las cuáles se consideraron como adiabáticas. A cada superficie se le asignó un coeficiente de convección promedio, según su posición con respecto a la longitud de la cuerda del álabo, utilizando los valores experimentales obtenidos por Daniels (turbulencia del 4% y  $Re = 1.3 \times 10^6$ ) y mostrado gráficamente por Kumar&Kale. (Ver figura 8).

Figura 6. Modelamiento tridimensional del alma de álabe de estator motor TAY650-15

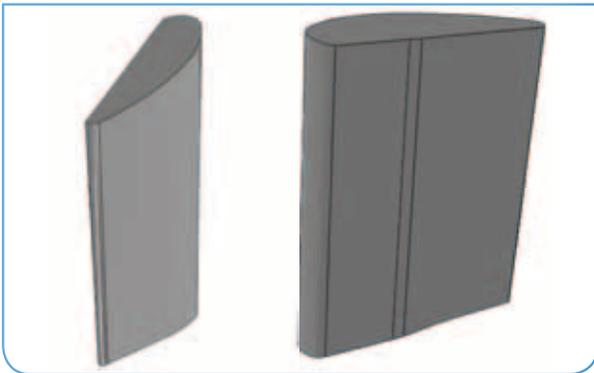


Figura 7. Campo inicial de temperaturas del alma de álabe de estator motor TAY650-15

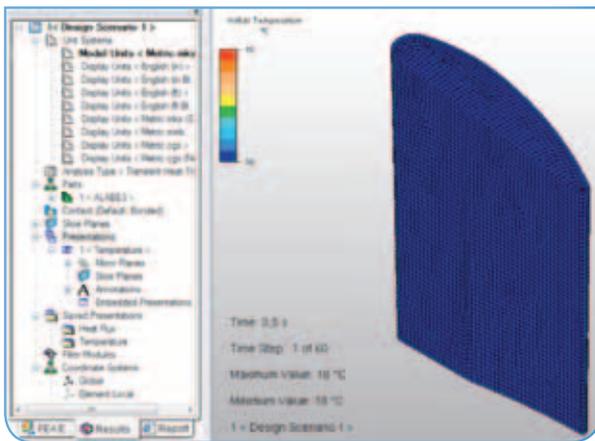
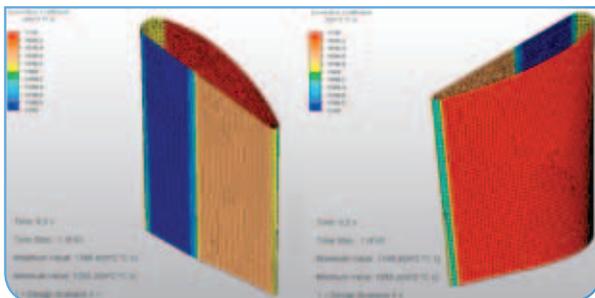


Figura 8. Distribución coeficiente de convección sobre superficie álabe de estator motor TAY650-15



En la figura 9 se observa el resultado de la simulación cuando ya han pasado 9 s del proceso de calentamiento. También se muestra el nodo que en el borde de salida

es el primero en alcanzar la temperatura de fusión. Es más, este nodo es el primero de todo el álabe en superar la temperatura de fusión. Esto sucede un poco antes de los 9 s (paso temporal 18) con una temperatura de 1321.01 °C. El nodo está ubicado en las coordenadas  $X = 0,0182792$ ,  $Y = 0,00239087$ ,  $Z = 0,000704105$  y está identificado con el número 7862.

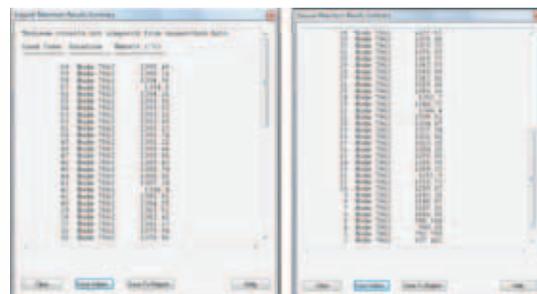
Figura 9. Campo de temperaturas álabe a los 9 s de calentamiento con detalle en borde de salida



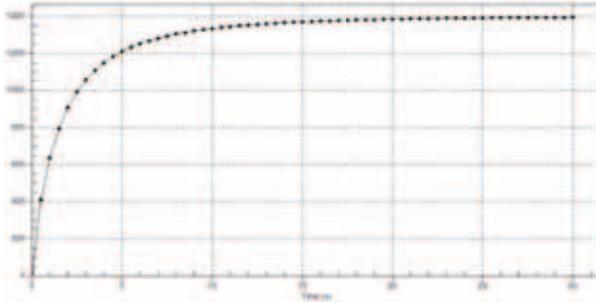
Durante todo el proceso de calentamiento, el nodo 7862 del borde de salida es el que siempre tuvo la máxima temperatura, como lo muestra la figura 10. La gráfica de la evolución de su temperatura se muestra en la gráfica 1

En la figura 11 se muestra el nodo que en el borde de ataque es el primero en alcanzar la temperatura de fusión. Este nodo está identificado con el número 1614 y sus coordenadas son  $X = -0,0183171$ ,  $Y = 0,0019305$ ,  $Z = 0,000738011$  y, alcanza el cambio de fase un poco antes de los 22 s a una temperatura de 1316.65 °C. La evolución temporal de su temperatura se observa en la gráfica 2.

Figura 10. Historia de temperaturas del nodo 7862 ubicado en el borde de salida.

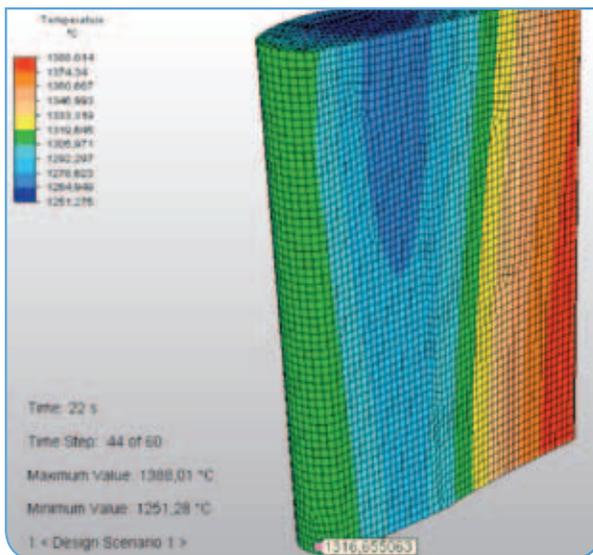


Gráfica 1. Perfil temporal de temperaturas nodo 7862 en el borde de salida.



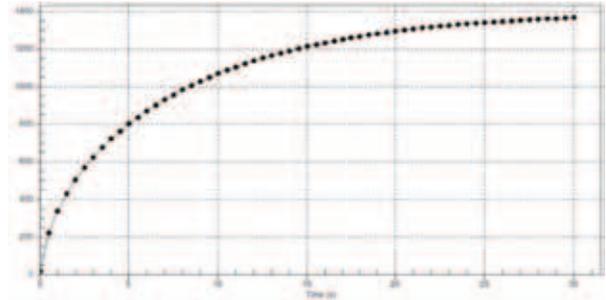
En la figura 11 se muestra el nodo que en el borde de ataque es el primero en alcanzar la temperatura de fusión. Este nodo está identificado con el número 1614 y sus coordenadas son  $X = -0,0183171$ ,  $Y = 0,0019305$ ,  $Z = 0,000738011$  y alcanza el cambio de fase un poco antes de los 22 s a una temperatura de 1316.65 °C. La evolución temporal de su temperatura se observa en la gráfica 2.

Figura 11. Campo temperaturas álabo con nodo 1614 en borde de ataque  $t=22s$



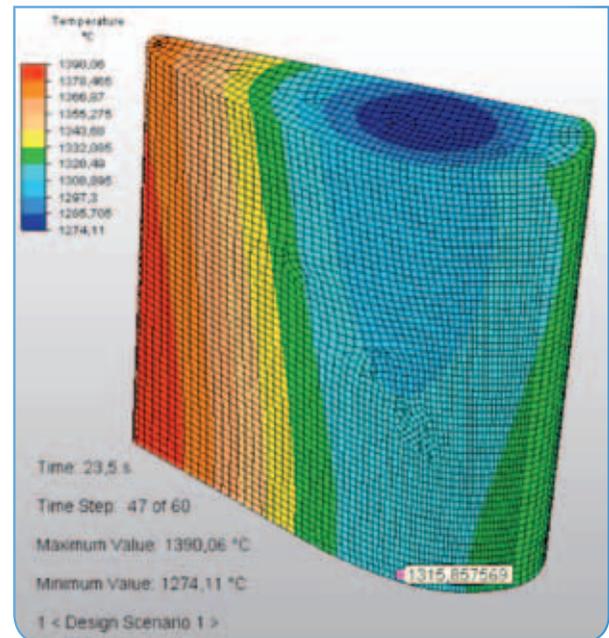
Gráfica 2. Perfil temporal de temperaturas nodo 1614 en el borde de ataque

En la figura 12 se muestra el nodo que corresponde al espesor máximo sobre la superficie de succión. Este es el primero en alcanzar la temperatura de fusión,



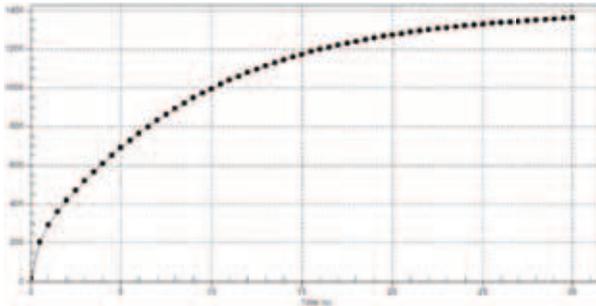
está identificado con el número 4497 y sus coordenadas son  $X = -0,00823126$ ,  $Y = 0,00900597$ ,  $Z = 0,000800792$  y alcanza el cambio de fase un poco antes de los 23,5 s a una temperatura de 1315.85 °C. La evolución temporal de su temperatura se observa en la gráfica 3.

Figura 12. Campo temperaturas álabo con nodo 4497 en superficie de succión  $t=23.5s$



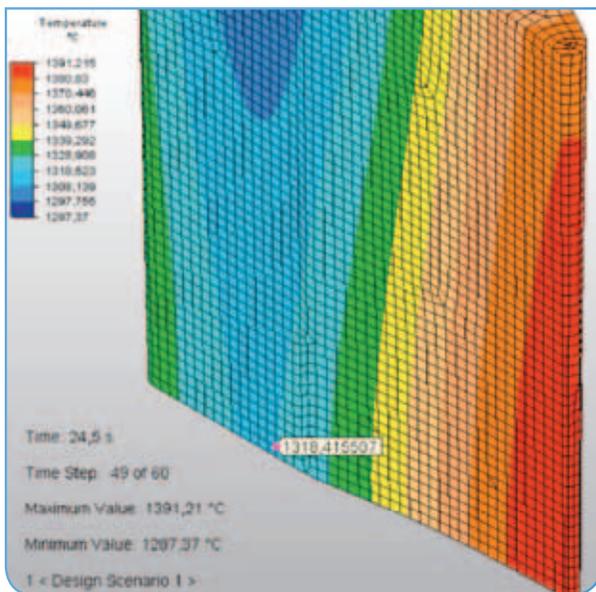
Gráfica 3. Perfil temporal de temperaturas nodo 4497 en la superficie de succión

En la figura 13 se muestra el nodo que corresponde al espesor máximo sobre la superficie de presión. Este nodo que es el primero en alcanzar la temperatura de fusión, está identificado con el número 765 y sus coordenadas son  $X = -0,00591997$ ,  $Y = 0$ ,  $Z = 0,000799271$  y

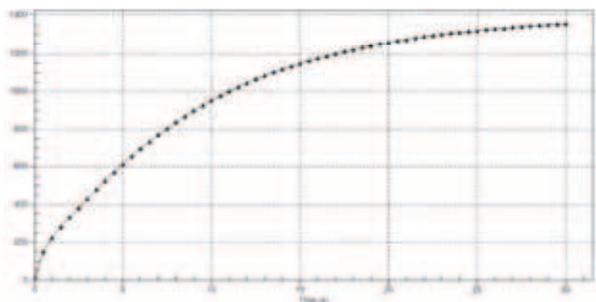


alcanza el cambio de fase un poco antes de los 24,5 s. La evolución temporal de su temperatura se observa en la gráfica 4.

Figura 13. Campo temperaturas álabes con nodo 765 en superficie de presión  $t=24.5s$



Gráfica 4. Perfil temporal de temperaturas nodo 765 en la superficie de presión



## DISCUSIÓN

Como se puede observar los nodos que alcanzan primero la temperatura de fusión del Nimonic 115 están ubicados en la parte inferior del álabes. Esto es debido a que la sección transversal del álabes no es constante y presenta espesores más delgados en su parte inferior. La misma explicación se puede dar para el borde de salida, donde el espesor del álabes es muy pequeño y por lo tanto es donde se presentan las temperaturas más grandes del todo el álabes.

Como era de esperarse los puntos más interiores del álabes son los que tardan más tiempo en calentarse.

Los perfiles de temperaturas mostrados en las Gráfica 1 a 4 confirman que el calentamiento de los nodos tienen un carácter exponencial: un gradiente de temperatura grande al principio y un gradiente pequeño después. La gráfica 1 muestra que este efecto es más significativo para el nodo del borde de salida.

La temperatura de fusión es alcanzada en el siguiente orden: primero el nodo ubicado en el borde de salida; segundo, el nodo en el borde de ataque; tercero, el nodo de espesor máximo en la superficie de succión y cuarto el nodo de espesor máximo en la superficie de presión.

El error relativo entre los tiempos de fusión obtenidos por el modelo analítico y la simulación son, respectivamente: 64.9% para el nodo ubicado en el borde de salida, 14.4% para el nodo ubicado en el borde de ataque, 16.2% para el nodo de espesor máximo en la superficie de succión y 12.7 % para el nodo de espesor máximo en la superficie de presión.

## CONCLUSIONES

Después de haber realizado el análisis del campo transitorio de temperaturas para el álabes de estator de turbina del motor TAY 650-15 se pueden hacer las siguientes inferencias:

El modelo analítico no es recomendable para predecir el tiempo en que inicia la fusión del material del álabe. Sin embargo, el modelo permite tener una aproximación aceptable del tiempo de fusión para algunas zonas: línea de estancamiento en el borde de ataque, puntos que conforman el espesor máximo tanto en la superficie de succión como en la de presión.

Si se quiere mejorar la exactitud de los resultados, se recomienda, en lugar de utilizar una solución producto bidimensional para una sección transversal rectangular, usar una solución numérica, por ejemplo diferencias finitas, para una sección transversal triangular.

El Nimonic 115 como material del alma del álabe, a pesar de su alto punto de fusión, no es capaz de soportar por sí sólo las altas temperaturas debido a su contacto con los gases calientes provenientes de la cámara de combustión. Se confirma la conveniencia de utilizar los recubrimientos de barrera térmica (por su siglas en inglés TBC) y sistemas de conductos para enfriamiento por convección forzada.

## BIBLIOGRAFÍA

- [1] ROLLS ROYCE. The Jet Engine. 5ª ed. England.: Rolls Royce plca, 1996.
- [2] Sadowski, T & Golewski, P. Multidisciplinary analysis of the operational temperature increase of turbine blades in combustion engines by application of the ceramic thermal barrier coatings (TBC) Computational Material Science (2011) 50, 1326 - 1335.
- [3] Sadowski, T & Golewski, P. The influence of quantity and distribution of cooling channels of turbine elements on level of stresses in the protective layer TBC and efficiency of cooling. Computational Material Science (2011).
- [4] Asok Kumar, N. & Kale, S.R. Numerical simulation of steady state heat transfer in a ceramic-coated gas turbine blade. International Journal of Heat and Mass Transfer (2002) 45, 4831 – 4845.
- [5] Albeirutty, Mohammad H., Alghamdi, Abdullah S. & Najjar, Yousef S. Heat transfer analysis for a multistage gas turbine using different blade – cooling schemes. Applied Thermal Engineering (2004) 24 (4), 563 - 577.
- [6] Kim, Kyung Min et al. Analysis of conjugated heat transfer, stress and failure in a gas turbine blade with circular cooling passages. Engineering Failure Analysis. (2011) 18(4), 1212 – 1222.
- [7] CENGEL, Y.A.. Transferencia de calor y masa: un enfoque práctico. 3ª ed. México D.F.: McGrawHill, 2007