

MEMORIA

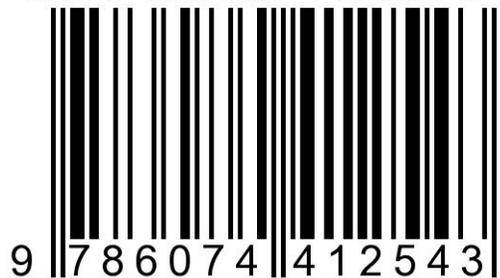


2013

MEMORIA



ISBN: 978-607-441-254-3





ESTUDIO DE BARRERAS TÉRMICAS USADAS EN MATERIALES AEROESPACIALES

Martínez-García Amaury ¹, Bermúdez-Reyes Bárbara¹, Arizmendi-Morquecho Ana María,
Herrera-Ramírez José Martín, y Vargas-Bernal Rafael ²

RESUMEN

Los recubrimientos de barreras térmicas son muy importantes en las áreas aeronáutica y aeroespacial, debido al desarrollo de nuevos nanomateriales y sus propiedades, lo cual ha permitido el incremento de la durabilidad y eficiencia de los motores a reacción. Mayores eficiencias en los motores a reacción se obtienen cuando estos trabajan a temperaturas altas, lo cual es permitido gracias a las barreras térmicas. Estos recubrimientos proporcionan al sustrato un aislamiento térmico y protección contra la corrosión y abrasión a temperaturas altas. En este artículo, la estructura general de un recubrimiento de barrera térmica es estudiada, cómo mejorar la eficiencia en un motor a reacción y la extensión de la vida útil de sus componentes, y los mecanismos de falla principales.

ABSTRACT

The thermal barrier coatings are very important in aeronautics and astronautics areas, due to the development of new nanomaterials and their properties, which have allowed the increment of durability and efficiency of jet engines. Higher efficiencies in jet engines are obtained when these work to high temperatures, which it is permitted thanks to thermal barriers. These coatings provide to the substrate thermal insulation and protection against corrosion and abrasion at high temperatures. In this paper, the general structure of a thermal barrier coating is studied, how improving the efficiency in a jet engine and the extension of the life of its components, as well as their main failure mechanisms.

PALABRAS CLAVE

Recubrimientos de barrera térmica (TBC), materiales aeroespaciales, materiales cerámicos, motor a reacción, expansión térmica.

INTRODUCCIÓN

El avance en los motores a reacción ha surgido del desarrollo de nuevas tecnologías y la investigación de nuevos materiales para satisfacer la demanda energética. Esto ha sido posible gracias a los recubrimientos de barreras térmicas, éstos son sistemas multicapa que proveen aislamiento térmico y protección contra la corrosión y erosión a alta temperatura, permitiendo una reducción en la temperatura del metal sustrato entre 100 °C a 300 °C con un espesor de 120 µm a 400µm (Osorio, 2012). Por sus siglas en Inglés son conocidos estos sistemas como TBC's. Los recubrimientos de barreras térmicas incrementan la eficiencia, durabilidad y potencia de los motores a reacción. Son cuatro los elementos principales de un sistema de barreras térmicas: (1) la TC (Top-Coat) que será la barrera térmica, (2) el sustrato de la super-aleación, (3) un recubrimiento de unión con alto contenido de aluminio BC (Bond Coat) entre el sustrato metálico y el TC, y (4) un óxido crecido térmicamente TGO (Thermally Grown Oxide), comúnmente alúmina que se forma entre el TC y el BC. La TC es el aislante térmico, el TGO sobre el BC provee la protección contra la oxidación y la aleación soporta las cargas estructurales. Las características de los materiales (ver Figura 1), dependerá de la capa en que será utilizado.

¹Estudiante del programa de Ingeniería Aeronáutica en Manufactura de la Universidad Aeronáutica en Querétaro, Carretera Estatal 200, Querétaro-Tequisquiapan No. 22154, C.P. 76270, Colón, Querétaro, México, Tel. 01 (442) 101 66 00.

²Profesor e Investigador "Titular C", Instituto Tecnológico Superior de Irapuato, Departamento de Ingeniería en Materiales, Carretera Irapuato-Silao Km. 12.5, C.P. 36821, Irapuato, Guanajuato, México. Teléfono: (462) 6067900 Ext. 123; Fax: (462) 6067900 Ext. 105; ravargas@itesi.edu.mx

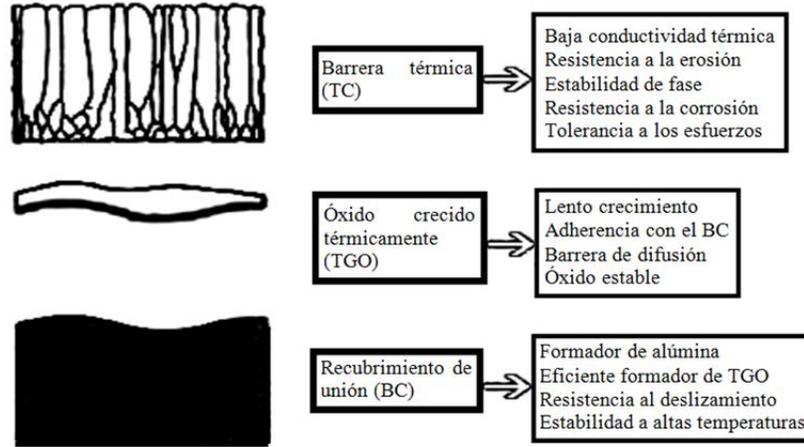


Figura 1. Ilustración de una cubierta de barrera térmica (Almaya, 2009).

La TC es una capa cerámica aislante térmicamente, tolerante al óxido y a la tensión. La zirconia estabilizada con itria ($ZrO_2\text{-}Y_2O_3$) o YSZ, por sus siglas en Inglés, es el material más usado como TC por su mejor desempeño a alta temperatura. La YSZ posee un coeficiente de expansión térmica α relativamente alto de 10^{-13} a $10^{-6} K^{-1}$ (en comparación con otros materiales cerámicos) y una conductividad térmica κ cerca de 2.3 W/(mK) a 1,000 °C para un material denso (Limarga, 2012). Mayores contenidos de Y_2O_3 la hacen más aislante, sin embargo, si éste es mayor a un 8% en peso de Y_2O_3 no se mejora el aislamiento térmico. De acuerdo a la cantidad de itria será la estabilidad en su fase tetragonal a temperatura ambiente, reduciendo la conductividad térmica (Limarga, 2012). Es importante el control de la porosidad y la distribución de grietas ya que éstas influyen en la conductividad térmica de la TC y la rapidez de oxidación del TGO, las cuales se mejoran al estabilizar la zirconia con diferentes tierras raras como son el hafnio (Hf) y algunos otros óxidos de este tipo de tierras. Si no se añaden elementos estabilizadores, el ZrO_2 transforma a la fase monoclinica durante el enfriamiento. Esta fase no es deseable, ya que presenta propiedades mecánicas pobres e implica un cambio de volumen (alrededor de 5%), un efecto de fisuramiento y el fracaso de la barrera térmica al permitir la delaminación. Una de las formas para obtener una mejoría en la capa del TC es a través de una resolidificación a través de un laser de CO_2 , la cual permitirá una mejor distribución de grietas y porosidad en la capa. Una parte importante en la estabilidad y tiempo de vida de un sistema TBC es el recubrimiento de unión metálico (BC), es una capa generada sobre el aluminio, que permite la formación de alúmina- α , debido a que el oxígeno ingresa a través del TC, el cual es transparente al oxígeno. La microestructura y la química de esta capa influyen en la durabilidad del sustrato a través de la estructura y morfología del TGO, creado como su óxido. Hay dos tipos comunes de BC: aluminuro de níquel modificado con platino (PtNiAl) y aleación de $MCrAlY$ donde M se refiere a uno o más de los elementos Co, Ni y Fe. Esta capa proporciona adherencia entre el TGO y el sustrato o entre el TC y el sustrato utilizado en los motores a reacción. Del 7 al 10% en peso es aluminio con el fin de formar un recubrimiento protector de óxido en la interface TC y/o BC. Las funciones a cumplir de esta capa son: 1) generar una textura de superficie para mejorar la adhesión con la capa cerámica de YSZ, 2) reducir la diferencia entre los coeficientes de expansión térmica (CET) entre el sustrato metálico y la TC, 3) proporcionar una resistencia contra la oxidación al sustrato de la súper-aleación (Amaya, 2009). El TGO modifica el tiempo de vida del sistema TBC, y es una capa de cerámica que se forma por la difusión de oxígeno en el aluminio a través de la BC y el TC, respectivamente. La alúmina es el óxido preferido, debido a la baja difusividad del oxígeno y su gran adherencia, compresión residual (3 a 6 GPa), y una expansión térmica similar al sustrato. El esfuerzo también aumenta durante el crecimiento del TGO y éste es mucho más pequeño que el del BC generalmente menor a 1 GPa. El TGO es una capa cuya formación y crecimiento modifica los mecanismos de falla en las TBC, debido que su expansión volumétrica provoca tensiones de compresión que favorecen la formación de grietas y delaminación cuando el espesor alcanza un valor crítico (Clarke, 2005). Este valor crítico está entre 5 a 6 μm dependiendo del tiempo y temperatura de trabajo (los ciclos de trabajo los llevan desde temperaturas altas y luego a temperatura ambiente). Durante el enfriamiento, la falta de coincidencia de expansión térmica entre el TGO y la BC produce esfuerzos de compresión residuales, y la diferencia de expansión térmica entre la BC y la TC. Las grietas formadas se propagan lateralmente y, se unen provocando una falla en una o ambas interfaces del

TGO. El TGO no sólo crea alúmina, produce óxidos de Cr y/o Ni, los cuales provocan mayor crecimiento y deformación, los cuales desestabilizan a la alúmina de después de varios ciclos de trabajo (Hernández, 2009).

MÉTODOS Y MATERIALES

Los recubrimientos de barreras térmicas se aplican principalmente a las partes metálicas, en las zonas donde se trabajan temperaturas altas, las cuales están localizadas después de la cámara de combustión (ver Figura 2). Los motores a reacción utilizados en la propulsión de aviones o cohetes trabajan directamente con el ciclo de Carnot (ver Figura 3), en donde éste está directamente relacionado con la temperatura de trabajo en la turbina. La eficiencia del motor se puede calcular con la Ecuación 1 y el trabajo neto obtenido por la Ecuación 2. En estas ecuaciones se observa la relación de éstas variables con la temperatura de trabajo (Boyce, 2002). Se trabajaron diferentes temperaturas de operación para estudiar las eficiencias en los motores con TBC's.

$$\eta_c = \frac{W_{act}}{\dot{m}_f(LHV)} \tag{1}$$

donde η_c es la eficiencia total del ciclo térmico adiabático, W_{act} es el trabajo total obtenido, \dot{m}_f es el combustible real requerido para elevar la temperatura de la etapa 2 a la etapa 3 (ver Figura 3) y LHV es el valor calorífico inferior (Low heating value) del combustible utilizado.

$$W_{act} = W_{ta} - W_{ca} \tag{2}$$

donde W_{act} es el trabajo total obtenido, W_{ta} es el trabajo obtenido por el compresor y W_{ca} es el trabajo obtenido por la turbina. Los cálculos para el trabajo del compresor se obtuvieron por medio de la Ecuación 3 y el trabajo obtenido por la turbina con la Ecuación 4, teniendo una eficiencia del 87% del compresor y una eficiencia del 92% de la turbina, con diferentes razones de presión: 7, 9, 11, 13, 15, 17, 20 y 30.

$$W_{ca} = \dot{m}_a(h_2 - h_1) / \eta_c \tag{3}$$

$$W_{ca} = (\dot{m}_a + \dot{m}_f)(h_{3a} - h_4) \eta_t \tag{4}$$

En donde \dot{m}_a es el flujo de aire que pasa a través del motor, h es la entalpía en las respectivas etapas del ciclo de Carnot, η_c es la eficiencia del compresor y η_t es la eficiencia de la turbina. Se toma en cuenta que para los cálculos se consideró un compresor axial de 16 etapas.

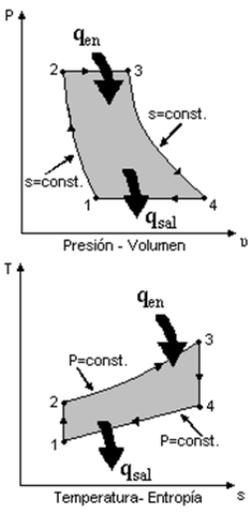
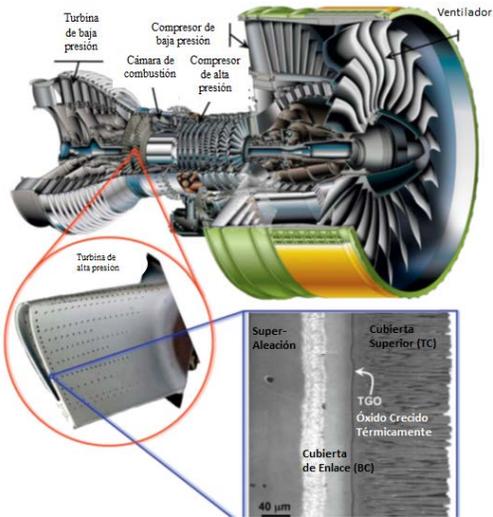


Figura 2. Partes de un motor a reacción (Clarke, 2012). Figura 3. Gráficas del ciclo de Carnot.

Existen diferentes métodos para la aplicación de recubrimientos de barrera térmica, la elección depende de la microestructura deseada en cada una de las capas, así como de las condiciones de trabajo a las que estará sometida la pieza con el recubrimiento, esto implica los ciclos térmicos a los que estará sometido. Se analizaron 2 de los procesos de aplicación que son deposición de vapor física por haz de electrones (EB-PVD) y proyección por plasma de aire (APS). Se analizaron las ventajas que brinda cada proceso y las partículas características que da cada uno puede proporcionar a la barrera térmica (Schulz, 2008).

RESULTADOS

En la Figura 4, se ilustra que el aumento de temperatura en la zona de la turbina, influye en el aumento de la eficiencia del motor, así como en el trabajo que se puede obtener de él. Esto es posible gracias a los recubrimientos de barreras térmicas, los cuales influyen directamente en la reducción de costos de mantenimiento, reparación y en el consumo de combustible. Note que obtener una mayor eficiencia no significa obtener mayor trabajo neto (vea la Figura 4), por lo tanto, se debe buscar un punto de equilibrio entre las características de trabajo del motor a reacción. En la Figura 5, se observan los resultados obtenidos por otros investigadores en el laboratorio INCAS en Bucarest y en los laboratorios AMTT en Seibersdorf, Austria. Varias piezas se sometieron a pruebas de choque térmico, con ciclos térmicos a temperaturas de 900, 950, 1000, 1050, 1100, 1150 y 1200 °C. Cada ciclo consistió en 5 min en el horno, seguido de 1 min de enfriamiento con chorro de aire, se determinan los cambios de peso, y se define como falla cuando se pierde el 20% de la superficie cerámica. Se observa que el TBC de NiCoCrAlY/ NiCoCrAlY+Alúmina/ZrO₂-Y₂O₃ es el recubrimiento que soporta más ciclos, lo cual prolonga la vida útil de la pieza (Stefan, 2007).

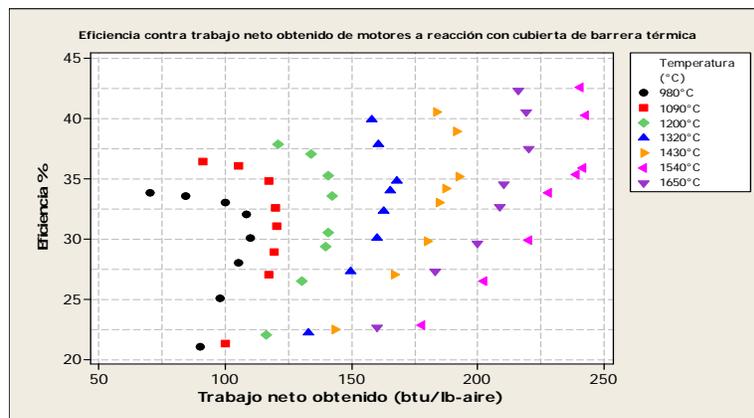


Figura 4. Desempeño de motores a reacción incluyendo barreras térmicas.

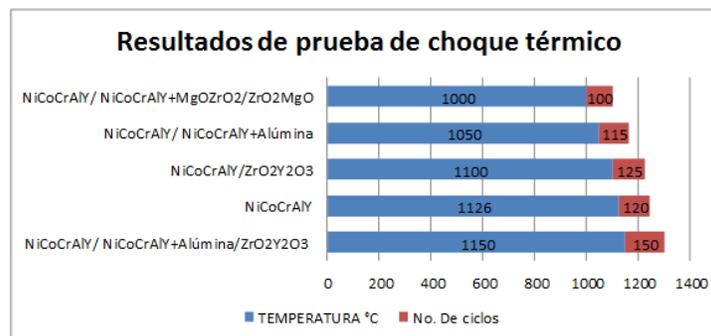


Figura 5. Resultados de prueba de choque térmico con diferentes recubrimientos (Stefan, 2007).

En la Tabla 1 se muestran las principales ventajas que ofrece un recubrimiento por barrera térmica por los procesos EB-PVD y APS, la elección del proceso depende de las características que se necesiten en la barrera térmica lo cual está vinculado con las características de trabajo de la pieza y las funciones ésta realizará.

Tabla 1. Ventajas y características de los procesos de deposición de barreras térmicas.

Ventajas y Características del Proceso EB-PVD	Ventajas y Características del Proceso APS
La duración del recubrimiento es mayor.	Conductividad térmica menor debido a una mejor distribución de poros y grietas.
Mayor tolerancia a tensiones por expansiones térmicas.	El proceso es más versátil y relativamente económico.
Estructura columna granular en la microestructura.	Amplio espectro de estructuras y densidades.
Películas más densas y homogéneas, debido al control en características del proceso.	Puede ser utilizado en una gran variedad de materiales debido a su temperatura de trabajo alta.

CONCLUSIONES

Los recubrimientos de barrera térmica tienen un amplio campo de acción para seguir siendo investigados y mejorados. Su aplicación en motores a reacción está en la posibilidad de aumentar sus eficiencias y tiempo de vida de las piezas, ya que significarían reducción de consumo de combustible y mantenimiento y/o mejora del desempeño de los motores a reacción. Como fue ilustrado en este trabajo, alcanzar un punto de equilibrio entre materiales, temperatura de operación y método de deposición de las barreras térmicas es trascendental para elevar el tiempo de vida de la cubierta en aplicaciones aeroespaciales.

AGRADECIMIENTOS

Los autores agradecen el apoyo de la Red de Ciencia y Tecnología Espaciales (RedCyTE) de CONACYT por el apoyo brindado al proyecto titulado “Desarrollo de Recubrimientos Metálicos y Cerámicos para Cambios Térmicos y Tolerantes a la Radiación Cósmica” apoyado en el período Agosto de 2012 a Julio de 2013.

REFERENCIAS

AMAYA-HOYOS, C. A. (2009). “Thermal Barrier Coatings” en *Informador Técnico*, Vol. 73, Diciembre, [pp.27-33].

BOYCE, M. (2002), *Gas Turbine Engineering Handbook*, Gulf Professional Publishing: Houston.

CLARKE, R. et al. (2005), “Thermal Barrier Coating Materials”, *Materials Today*, Vol. 8, No. 6, June, [pp. 22-29].

CLARKE, D. et al. (2012). “Thermal-Barrier Coatings for more Efficient Gas-Turbine Engines”, *MRS Bulletin*, Vol. 37, No. 10, October, [pp. 891-897].

HERNANDEZ, M. et al. (2009). “On TGO Creep and the Initiation of a Class of Fatigue Cracks in Thermal Barrier Coatings”, *Surface and Coatings Technology*, Vol. 203, No. 23, 25 August, [pp. 3549-3558].

LIMARGA, A. et al. (2012). “Effect of High-Temperature Aging on the Thermal Conductivity of Nanocrystalline Tetragonal Ytria-stabilized Zirconia”, *Acta Materialia*, Vol. 60, No. 15, September, [pp. 5417-5424].

OSORIO, D. et al. (2012). “Thermal Barrier Coatings for Gas Turbine Applications: Failure Mechanisms and Key Microstructural Features”, *Dyna*, Vol. 79, No. 176, Diciembre, [pp. 149-158].

SCHULZ, U. et al. (2008). “Improvement of EB-PVD Thermal Barrier Coatings by Treatments of a Vacuum Plasma-Sprayed Bond Coat”. *Surface and Coatings Technology*, Vol. 203, No. 1-2, 25 October [pp. 160-170].

STEFAN, A. et al. (2007), “Ceramic Layers as Thermal Barrier”. *University Polytechnic of Bucarest Scientific Bulletin*, Vol. 69, No. 23, [pp. 85-94].