

EFECTOS DE LA FATIGA TÉRMICA EN BARRERAS TÉRMICAS DEPOSITADAS POR APS

S. Armengol*, Y. Gaillard**, M. Anglada**

* Dpto. Ing. de Materiales, Universidad Simón Bolívar, Sartenejas, Caracas, Venezuela

** Departamento de Ingeniería de Materiales, Departamento de Ingeniería,
Universidad Politécnica de Catalunya, Barcelona, España

*Autor de Correspondencia: suz.armengol@gmail.com

Recibido el 5 Octubre, 2007. Aprobado el 10 de Diciembre, 2007.

Publicado en línea: 19 de Diciembre de 2007.

RESUMEN

En el presente trabajo se estudia la evolución microestructural de un recubrimiento de circonia estabilizada con 8% itria (8YSZ) depositado sobre inconel 625 por el método de APS y sometido a ensayos de fatiga térmica desde Temperatura ambiente hasta 1000°C por 1, 500 y 1000 ciclos y hasta 1200 °C por 1 y 500 ciclos. En las muestras sometidas a los ciclos térmicos se pudo observar que el espesor de la capa de oxido que crece durante tratamiento térmico llamada TGO (Thermally Grown Oxide) va aumentando a medida que aumenta la fatiga térmica y parece estar asociada a la delaminación del recubrimiento. Un crecimiento de forma ondulatoria debido a los ciclos térmicos (500 ciclos) fue observado. Este crecimiento ondulatorio del TGO genera grietas debido a grandes esfuerzos de compresión en el plano experimentados. La formación de grietas sobre el recubrimiento pudo ser observada de manera clara con microscopia de fuerza atómica.

Palabras clave: recubrimientos, circonia, afm, fatiga térmica

EFFECTS OF THERMAL FATIGUE OF THERMAL BARRIERS DEPOSITED BY APS

ABSTRACT

In the present work the microstructural evolution of an APS zirconia stabilized 8% Ytria (8YSZ) coating on Inconel 625 that underwent thermal fatigue from T.A. to 1000°C for 1, 500 and 1000 cycles to 1200 °C for 1 and 500 cycles has been studied. The thickness of the oxide layer that grows during the thermal treatment TGO (Thermally Grown Oxide) increases as the thermal fatigue increases and it seems to be associated to the spallation of the coating. The wavy growth of the TGO was observed due to the thermal cycles. This type of growth generates cracks due to the large compression stresses experimented. The crack formation was clearly observed by atomic force microscopy.

Keywords: coatings, circonia, afm, thermal fatigue.

INTRODUCCIÓN

En los años cuarenta, los aviones pasaron a ser uno de los medios de transporte más utilizados, sin embargo, constantemente se encontraban problemas con algunas de sus piezas, en donde los materiales utilizados para las mismas no podían soportar tiempos prolongados de funcionamiento ni altas temperaturas. Actualmente, se han hecho gran cantidad de investigaciones en el dominio de los materiales para motores de aviación con las cuales se ha aumentado potencialmente la eficiencia, muchas de ellas orientadas en encontrar nuevos procesos y desarrollos en materiales resistentes a altas temperaturas. La aparición de las superaleaciones en 1950 permitió

conseguir alcanzar más altas temperaturas de funcionamiento de las turbinas de aviones [1]. Así mismo, se analizó la idea de aplicar un tipo de recubrimiento sobre estas superaleaciones que actuaran como barreras térmicas (Thermal Barrier Coatings: TBC), para mejorar el comportamiento del sustrato a altas temperaturas. El propósito de las barreras térmicas es de proporcionar el aislamiento térmico del sustrato y de protegerlo contra los efectos de oxidación [2], sin embargo, resultados se ha encontrado que estas barreras térmicas pueden sufrir fallas durante el servicio por efecto de fatiga térmica, ya que están constantemente

sometidas a continuos cambios de temperatura, los cuales pueden ocasionar daños irreversibles en el sustrato.

Las barreras térmicas se utilizan para proteger las piezas del calor y se consideran usualmente como sistemas de cuatro capas con cada una su desempeño: un sustrato de superaleación, una capa de unión llamada “bond coat” resistente a la oxidación y a la corrosión en caliente, una capa de oxido que crece durante tratamiento térmico o servicio llamada TGO (Thermally Grown Oxide), y un recubrimiento exterior de cerámica, que suele ser de circona [3]. A nivel industrial generalmente se utiliza una técnica de deposición de los recubrimientos de cerámica por proyección de plasma (“Air Plasma Spray” (APS)). Este tipo de recubrimiento, permite conseguir estructuras laminares apiladas que poseen una baja conductividad térmica y generan una barrera constituida por lo que se llaman “splats”[4]. La deposición APS, por su naturaleza proporciona grietas intra y intersplats, con posibles inclusiones de gas, como resultado del proceso de deposición las cuales proveen alguna tolerancia a la deformación y disminuyen la conductividad térmica [4].

PROCEDIMIENTO EXPERIMENTAL

Se utilizaron recubrimientos de circona estabilizada con 8% itria (8YSZ) depositados por APS sobre un sustrato de superaleación de Inconel 625. Entre el recubrimiento y el sustrato se encuentra la capa enlazante (“bond coat”) de CoNiCrAlY, la cual protege al sustrato de los posibles efectos corrosivos del medio. Se realizaron ensayos de fatiga térmica a desde Tamb hasta 1000°C por 1, 500 y 1000 ciclos y hasta 1200 °C por 1 y 500 ciclos, para cada una de las probetas con recubrimientos fabricados por los métodos de deposición APS. Luego de este proceso las probetas son preparadas metalográficamente, para su posterior análisis microestructural mediante microscopía óptica y microscopía de fuerza atómica.

Las figuras 1 a 4 presentan las secciones transversales de las probetas de inconel recubiertas por el método APS, bajo diferentes condiciones de tratamiento. La figura 1

muestra la microestructura transversal de la probeta sin tratamiento térmico. En la misma se evidencian tres capas diferentes en donde la zona clara viene siendo la aleación de inconel 625, la zona intermedia es el “bond coat” el cual presenta gran cantidad de láminas o “splats” característico del metodo de deposición APS y la zona oscura corresponde al TBC.

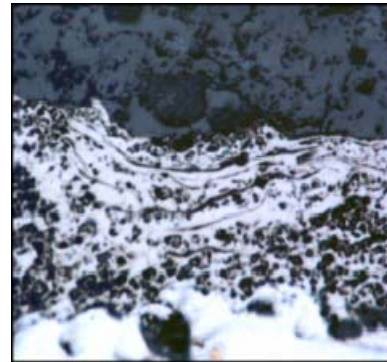


Fig. 1 Fotomicrografía óptica de la sección transversal de la probeta de inconel 625 con recubrimiento de circona depositada por APS sin tratamiento térmico. Sin ataque químico, aumento: 50x

En este último, se pueden distinguir los “splats” transversales un poco aplastados por efecto del choque de las partículas fundidas. El estudio cuidadoso de la microestructura de la sección transversal de los recubrimientos, después de que han sido expuestos a los ciclos térmicos de altas temperaturas proporciona una información valiosa sobre el proceso de iniciación, nucleación y crecimiento de grietas lo cual puede ser concatenado con la predicción del tiempo de vida de la pieza. En la figura 2 se muestran las microestructuras transversales de la probeta cuando se somete a 1 y 500 ciclos con una temperatura 1200°C. Aquí se puede observar que el espesor del TGO va aumentando a medida que aumenta la fatiga térmica en las probetas; el “bond coat” es diseñado como un reservorio local de aluminio permitiendo que se forme la α -alúmina (α -Al₂O₃) cuando ingresa el oxígeno a través del TBC (el cual permite la alta difusión del O₂ característica típica de la circona). La oxidación del “bond coat” está asociada

con altas temperaturas, esta oxidación forma la capa TGO la cual ha sido relacionada a la delaminación (“Spallation”) del TBC [5]. La α -alúmina es el óxido buscado en este proceso ya que es el que posee la mayor adherencia y las mejores propiedades mecánicas [6].

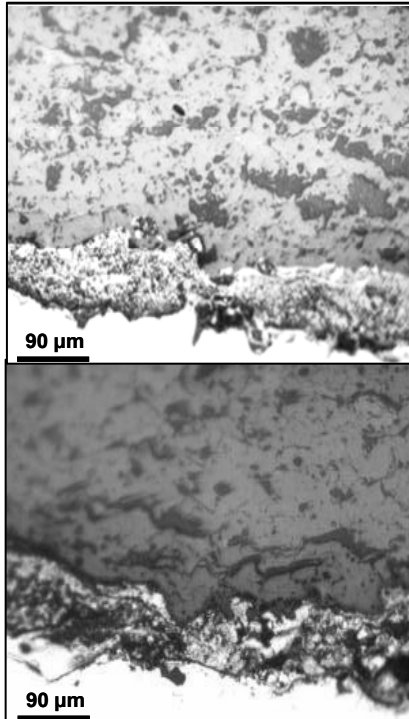


Fig. 2 Fotomicrografías ópticas del corte transversal de probeta de Inconel 625 con recubrimiento de circonita depositada por APS tratada térmicamente a 1200°C con 1 ciclo térmico y 500 ciclos térmicos respectivamente. Sin ataque químico con un aumento de 15x

La capa TGO que se forma durante la fatiga térmica tiende a crecer con el tiempo de mantenimiento a altas temperaturas pero parece independiente del espesor del bond coat [7]. Así mismo, muestra su crecimiento de forma ondulatoria debido a los ciclos térmicos (500 ciclos). Este crecimiento ondulatorio del TGO genera grietas en la capa de cerámica debido a que las capas TBC/TGO/“Bond Coat” tienen diferentes coeficientes de expansión térmica, por ello, el TGO experimenta grandes esfuerzos de compresión en el plano los cuales se intentan aliviar elongándose a través de desplazamientos fuera del plano [7]. De esta manera, al aumentar la

temperatura, se generan esfuerzos de compresión dentro del TGO, el cual busca aumentar su tamaño por efecto de la oxidación, sin embargo, al estar este adherido fuertemente al “bond coat”, la única manera que encuentra para disminuir su energía de deformación elástica es ondulándose aumentando de esta forma su longitud. Este proceso requiere que tanto el TGO como el “bond coat” se deformen para acomodar la ondulación. Estas ondulaciones generan esfuerzos hacia afuera de la interfaz como se puede ver en figura 2, contribuyendo a la delaminación (“spallation”) del TBC, que es el origen de la rotura final [5] e incluso la delaminación de la capa cerámica [4] [8]. El valor medio de este esfuerzo residual decrece con los ciclos térmicos, debido a la nucleación y propagación de grietas, en cualquier interfase o dentro del TBC, lo que proporciona una relajación local de esfuerzos en las zonas de progresión del daño [5].

Estas grietas que se generan en la capa de cerámica y en el TGO no es posible detallarlas claramente al observarlas por Microscopía óptica. Mediante el análisis con el microscopio de fuerza atómica (AFM) se pueden observar notoriamente las diferencias entre la probeta que se encuentran a T_{amb} y la probeta sometida a la condición más extrema (1200°C 500 ciclos), así como las fallas que surgieron en ella (ver fig. 3 y 4). Para la probeta que no es sometida a tratamientos térmicos (Fig. 3) ya existen defectos y grietas radiales y circunferenciales sobre el recubrimiento debido al tipo de deposición del APS, el cual resulta del apilamiento de las partículas sobre la probeta. Sin embargo, se muestra homogénea y con porosidad bastante evidente. En la Fig. 4 se evidencian gran cantidad de grietas y poros. Este efecto se debe a los gradientes de temperatura que sufre la probeta, lo que genera un porcentaje mucho mayor de defectos en comparación con la probeta que no presenta tratamiento térmico. De acuerdo a esto, se puede determinar que la causa principal de la formación de grietas en el proceso de fatiga térmica se debe al ondulado del TGO que genera esfuerzos de tensión

desde la capa enlazante (“bond coat”) hacia el TBC por la intermitencia de enfriamientos y calentamientos repetidos y da origen al fenómeno de delaminación (“spallation”) de la capa.

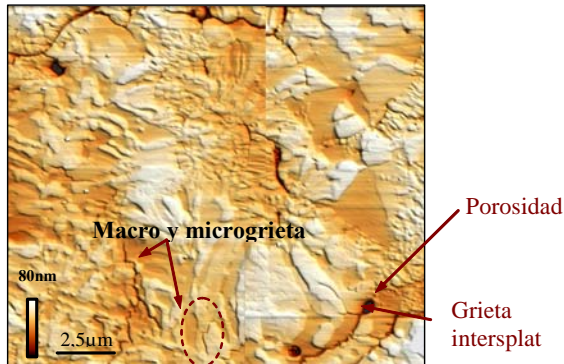


Fig. 3 Imagen de sección transversal del recubrimiento por APS a temperatura ambiente, imagen topográfica de Microscopía de Fuerza Atómica (AFM) (19*16.7micras)

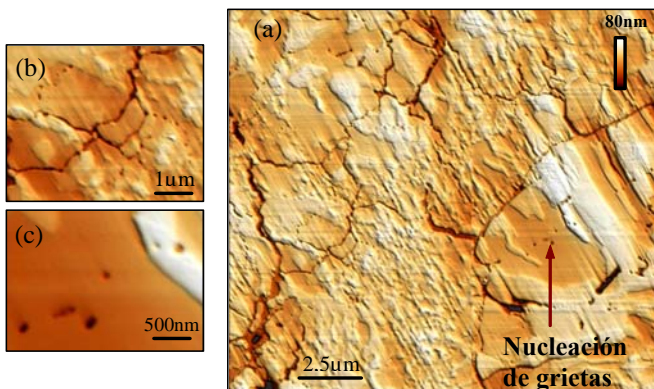


Fig. 4. Imagen de la sección transversal del recubrimiento por APS a 1200°C y 500 ciclos imagen topografica de Microscopía de Fuerza Atómica (AFM) (19*16.7micras)

CONCLUSIONES

El espesor del TGO va aumentando a medida que aumenta el número de ciclos de la fatiga térmica. El crecimiento del TGO es de forma ondulatoria debido a los ciclos térmicos generando grietas en la capa de cerámica debido a que las capas TBC/TGO/capa enlazante tienen diferentes coeficientes de expansión térmica.

Los esfuerzos generados por las ondulaciones contribuyen a la delaminación del TBC, y dan origen a la rotura final del recubrimiento.

REFERENCIAS

- [1] Sims C.; Hagel W., “*The Superalloys*”. John Wiley & Sons, Estados Unidos, 1972. pp.3
- [2] <http://www.ing.unlp.edu.ar/aeron/catedras/materiales/aeronauticos.pdf> pp.1-6.
- [3] www.msm.cam.ac.uk/phase-trans/2003/Superalloys/coatings/index.html
- [4] Clarke D.R., Levi C.G. “Materials design for the next generation thermal barrier coatings” *Annu. Rev. Mater. Res.* (2003) 33:383-417
- [5] A. N. Khan, J. Lu. “Behaviour of Air Plasma Sprayed thermal barrier coatings subject to intense thermal cycling”. *Surface and coating Tech.* 166 (2003), 37-43.
- [6] A.G. Evans, D.R. Mumm, J.W. Hutchinson, G.H. Meier, F.S. Pettit. “Mechanisms controlling the durability of thermal barrier coatings”. *Progress in materials science*, 46 (2001) 505-553.
- [7] Evans A.G., He M.Y., Hutchinson J.Y. Effect of interface undulations on the thermal fatigue of thin films and scales on metal substrates *Acta Materialia* (45) 1997. 3543-3554.
- [8] EVANS A.G., HE M.Y., HUTCHINSON J.Y. Simulation of stress and delamination in a plasma sprayed thermal barrier system upon thermal cycling. *Materials Science and Engineering A* 345 (2003) 172-178
- [9] Schlichting K.W., Padture N.P., Jordan E.H., Gell M. “Failure modes in plasma sprayed thermal barrier coatings”. *Material Science and Engineering A* 342 (2003) 120-130.