

# 氧化层非均匀增长对热障涂层应力分布的影响

贾攀峰<sup>1</sup>, 齐红宇<sup>1,2</sup>, 李少林<sup>1</sup>, 杨晓光<sup>1,2</sup>

- (1. 北京航空航天大学 能源与动力工程学院, 北京 100191;  
2. 先进航空发动机协同创新中心, 北京 100191)

**摘 要:** 利用扫描电镜对不同氧化程度的热障涂层(TBCs)进行观察,分析发现热生长氧化层(TGO)各部位并非均匀增长。假设热生长氧化层的形状为正弦曲线,用统计方法处理扫描电镜图片可以得到热生长氧化层的基本几何参数。由此建立单波形二维轴对称有限元模型,计算并分析了非均匀增长模型的应力状况。结果表明:相同温度下,非均匀增长模型的轴向、剪切和 Mises 应力分量的变化趋势与均匀增长模型的对趋势一致;但是非均匀增长模型的各个应力分量最大值均小于均匀增长模型的应力分量最大值。

**关 键 词:** 非均匀增长模型; 热障涂层; 热生长氧化层; 统计分析; 有限元模型; 应力分布

**中图分类号:** V231      **文献标志码:** A

## Effects of oxide layer non-uniform growth on thermal barrier coating stress distribution

JIA Panfeng<sup>1</sup>, QI Hongyu<sup>1,2</sup>, LI Shaolin<sup>1</sup>, YANG Xiaoguang<sup>1,2</sup>

- (1. School of Energy and Power Engineering,  
Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China;  
2. Collaborative Innovation Center for Advanced Aero-Engine, Beijing 100191, China)

**Abstract:** Thermal barrier coatings (TBCs) with different oxidation time were observed using scanning electron microscopy. It was found that the thermally grown oxide layers (TGO) did not grow uniformly. Assuming that the shape of the thermally grown oxide layer was sinusoidal, the basic geometrical parameters of the thermally grown oxide layer could be obtained by statistical processing of scanning electron micrographs. Then the two-dimensional axisymmetric finite element models of single waveform were established and the stress states were calculated and analyzed. Results showed that the trend of the axial, shear and Mises stress components of the non-uniform growth model were consistent with those of the uniform growth model under the same temperature, but the maximum stress components of the inhomogeneous growth model were smaller than those of the homogeneous growth model.

**Key words:** non-uniform growth model; thermal barrier coating;  
thermally grown oxide layer; statistical analysis;  
finite element model; stress distribution

**收稿日期:**2016-12-20

**基金项目:**国家自然科学基金(51571010)

**作者简介:**贾攀峰(1992—),男,硕士生,主要从事航空发动机结构强度研究。

**引用格式:**贾攀峰,齐红宇,李少林,等.氧化层非均匀增长对热障涂层应力分布的影响[J].航空动力学报,2018,33(7):1606-1611.  
JIA Panfeng, QI Hongyu, LI Shaolin, et al. Effects of oxide layer non-uniform growth on thermal barrier coating stress distribution[J]. Journal of Aerospace Power, 2018, 33(7): 1606-1611.

航空发动机涡轮叶片工作在高温、高压、高腐蚀的环境下,随着发动机性能的提高,工作温度进一步提高。20 世纪 60 年代热障涂层防护技术的出现正是为了提高航空发动机叶片的工作温度<sup>[1-2]</sup>。热障涂层对进一步提高合金材料的使用温度发挥着重要的作用,可以使涡轮叶片使用温度提高 100~150 ℃<sup>[3]</sup>,还可以减缓高温燃气带来的腐蚀。现代的航空发动机涡轮叶片多数情况下都需要热障涂层的防护<sup>[4-5]</sup>。因此热障涂层不仅可以提高发动机工作效率,减少燃油消耗,还可以延长发动机使用寿命<sup>[6-7]</sup>。

涂层材料与基体材料之间的热膨胀系数不同,导致涂层工作时内部会产生热不匹配应力,涂层的寿命因此会降低<sup>[8]</sup>。当前涡轮燃气发动机上最常用的热障涂层结构主要由陶瓷层和黏结层构成<sup>[9]</sup>。其表层为陶瓷层,主要起隔热作用;而底层为黏结层,主要是为了改善陶瓷层与基体的热不匹配,同时也为了提高基体的抗氧化性<sup>[10]</sup>。

热障涂层的失效通常是高温下的氧化和热循环载荷综合作用的结果<sup>[11]</sup>,研究涂层的氧化对于预测涂层寿命有重要的意义。通过对涂层结构的大量研究,发现涂层服役一段时间后,陶瓷层和黏结层之间会有热生长氧化层(thermally grown oxide layers, TGO)的生成<sup>[12-16]</sup>,而且 TGO 的厚度还会随服役时间的延长而增加。现有的涂层寿命预测模型多设定热障涂层不同部位的 TGO 厚度变化规律相同<sup>[17]</sup>。但实际比较不同氧化程度热障涂层时发现热障涂层不同部位的 TGO 厚度变化规律并不相同。

基于上述现象,建立一种 TGO 非均匀增长的有限元模型。借助于扫描电镜拍摄的不同氧化程度的热障涂层照片,通过统计学分析得出热生长层的基本参数,然后建立一个波形的二维轴对称有限元模型,计算并分析了模型的应力分布以及变化趋势。该模型更接近真实的 TGO 形貌,有助于得到更接近实际的应力分布,并进一步为热障涂层的寿命预测提供参考。

1 有限元模型

1.1 几何模型与有限元模型

分析等离子热障涂层(APS-TBC)应力应变和失效机理时常采用有限元模拟的方法,模型中 TGO 的尺寸确定方法有很多。如图 1<sup>[17]</sup>所示,通常以扫描电镜图片中某一段作为建模的依据,同

时假设 TGO 不同部位厚度按均匀增长处理,从而得到模型中氧化层的形状尺寸。

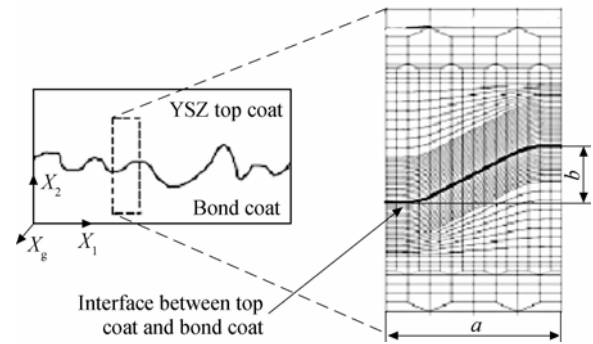


图 1 氧化层微观尺寸的示意图<sup>[17]</sup>  
Fig. 1 Microscopic sizes sketch of oxidation layer<sup>[17]</sup>

然而,通过对比不同氧化程度热障涂层的扫描电镜图片,发现氧化层的波峰和波谷处厚度变化规律明显不同,这说明 TGO 并不是均匀增长的。假设 TGO 的形状为正弦曲线形,建立了氧化层的几何模型,如图 2 所示,图中 A 点、B 点、C 点分别代表波峰、中间位置和波谷。然后对得到的热障涂层扫描电镜图进行统计处理,得到了 TGO 层比较精确的形貌尺寸。

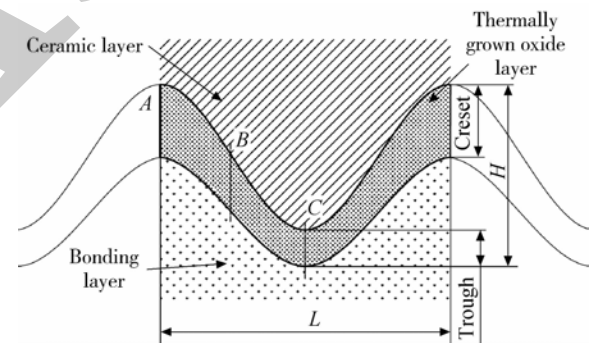


图 2 氧化层的几何模型  
Fig. 2 Geometric model of the oxide layer

具体操作步骤如下:高温氧化实验后,对选定氧化时间的热障涂层试样进行观察,同时拍摄 20 张不同区域的横截面扫描电镜图;然后在图像处理软件中测量电镜图片上陶瓷层/氧化层界面上每一个完整峰-谷曲线的长度  $L$  和高度  $H$ ,然后取平均值得到模型的基本尺寸,其中定义长度  $L$  为相邻两谷水平间距,高度  $H$  为相邻峰谷中心处的垂直高度差;同时测量每个 TGO 峰-谷曲线对应的峰厚度和谷厚度并求取平均值。等离子热障涂层 TGO 的微观尺寸测量数据见表 1。

表 1 等离子热障涂层 TGO 的微观尺寸  
Table 1 Microscopic sizes TGO of APS-TBCs

| 氧化时间/h | 峰厚度/ $\mu\text{m}$ | 谷厚度/ $\mu\text{m}$ | $L/\mu\text{m}$ | $H/\mu\text{m}$ |
|--------|--------------------|--------------------|-----------------|-----------------|
| 10     | 5.9666             | 3.1515             | 25.7250         | 7.9424          |
| 180    | 8.1233             | 5.3296             | 23.5714         | 6.0585          |
| 240    | 8.7905             | 5.8165             | 21.9554         | 6.8788          |
| 300    | 14.7068            | 9.6286             | 24.9773         | 8.4282          |

根据表 1 中数据可以建立 TGO 的二维轴对称有限元模型,如图 3 所示。图中 A 点为波峰,B 点为中间位置,C 点为波谷。模型左侧为黏结层,右侧为陶瓷层。对图 3 中 4 种不同氧化时间  $T_0$  对应的有限元模型分别进行模拟分析。

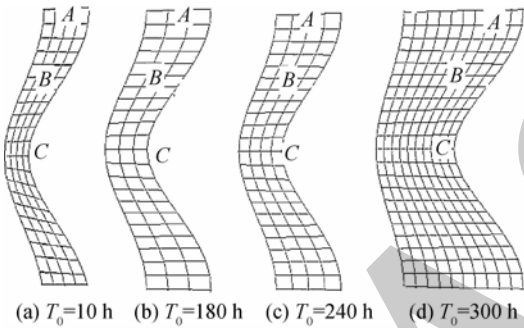


图 3 不同氧化时间后 TGO 的有限元网格  
Fig. 3 Finite element mesh of TGO after different oxidation times

1.2 材料参数

热障涂层的陶瓷层采用 Walker 黏塑性本构模型。TGO 厚度通常较小(一般小于 0.01 mm),故假设不发生屈曲现象<sup>[18]</sup>,计算时采用理想线弹性模型。黏结层采用理想弹塑性模型。基体材料为 DZ125 定向合金,采用理想弹塑性模型。不同材料的热膨胀系数差别较大,这是涂层内形成热不匹配应力的主要原因。

模型以一个波形来模拟分析 TGO 的应力状况,在此情况下模型上下两边界的受力状况对整个应力场影响很大。为避免边界效应,需要将模型竖直方向一侧边上所有结点的轴向(即竖直方向)位移固定,另一侧边上采用 Marc 的多节点自由约束技术,使所有结点的轴向位移相等,以保证位移协调条件。

1.3 边界条件

热循环载荷最高温度为 1050 ℃,最低温度为 100 ℃,升温时间为 120 s,降温时间为 300 s。进行

瞬态温度载荷下的应力计算,温度在 100~1050 ℃之间线性变化,考虑到循环稳定性和效率,计算 5 个循环,热循环温度载荷如图 4 所示。由于氧化层的厚度较小,故忽略模型内的温度梯度变化。

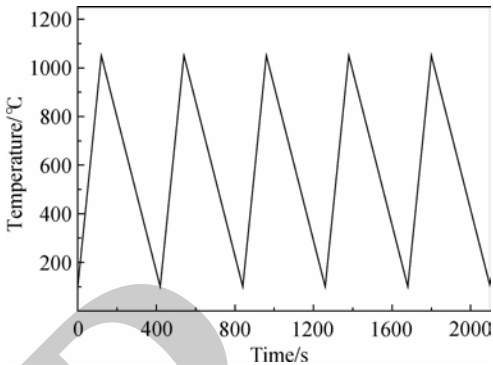
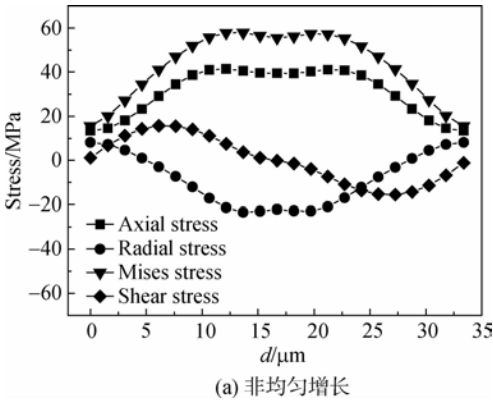


图 4 热循环温度变化曲线  
Fig. 4 Thermal cycle temperature variation curve

2 结果分析与讨论

新制备的热障涂层在初始阶段氧化速率较大,因此首先以氧化 10 h 的热障涂层为研究对象,分析陶瓷层内靠近 TGO 界面处的应力分布,并把它与 TGO 均匀增长模型(厚度为 4  $\mu\text{m}$ <sup>[17]</sup>)时的计算结果进行对比。图 5 和图 6 分别为不同温度下 TGO 均匀和非均匀增长时陶瓷层内界面附近应力分量随单元结点位置( $d=0\ \mu\text{m}$  对应于图 3 中 A 点, $d=17\ \mu\text{m}$  对应于图 3 中 C 点)的变化曲线。从图 5 和图 6 可以看出,相同温度下的应力分布趋势基本一致,轴向、径向和 Mises 应力关于波谷(C 点)对称分布,而剪切应力关于波谷(C 点)反对称分布。

尽管 TGO 非均匀增长模型和均匀增长模型的应力分量分布图趋势大致相同,但是各个分量的最大值存在差异,循环至最高温度的具体数值见表 2。从数值上看来,非均匀增长时的应力分



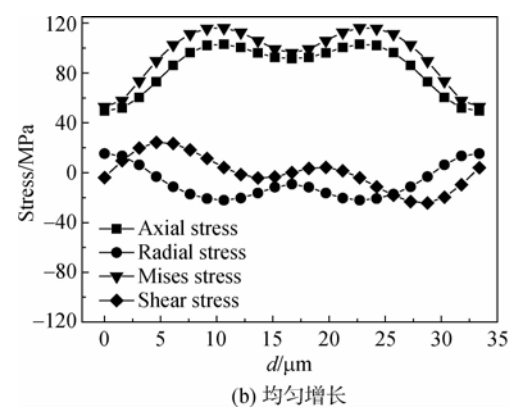


图 5 1050 °C 下各应力分量随陶瓷层内单元结点位置的变化

Fig. 5 Variation of stress components with unit nodelocation in the ceramic layer at 1050 °C

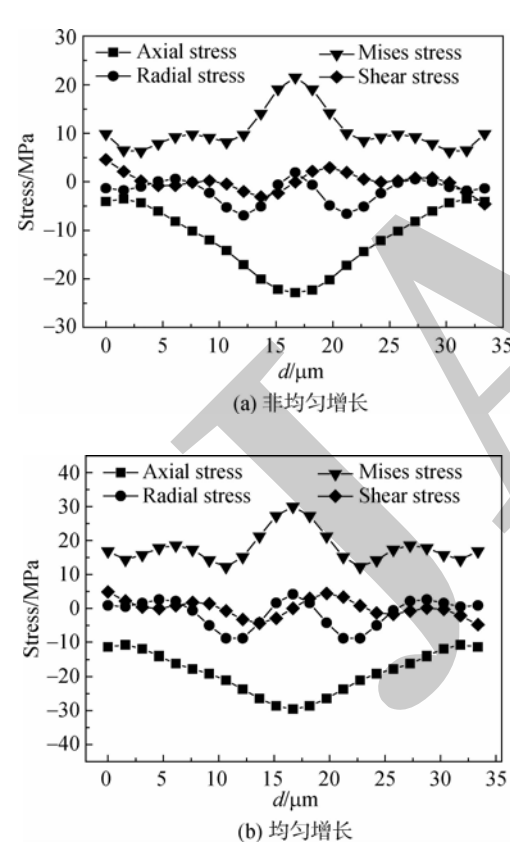


图 6 100 °C 下应力分量随陶瓷层内单元结点位置的变化

Fig. 6 Variation of stress components with unit nodelocation in the ceramic layer at 100 °C

量基本都小于均匀增长时的应力分量。氧化时间  $T_0$  为 180、240、300 h 时,各个应力分量变化趋势与此一致,这里就不再赘述。

表 2 1050 °C 时应力分量最大值

Table 2 Maximum stress component at 1050 °C

| 增长方式  | 应力分量/MPa |       |      |       |
|-------|----------|-------|------|-------|
|       | 轴向       | 径向    | 剪切   | Mises |
| 非均匀增长 | 41.7     | −23.5 | 15.5 | 57.2  |
| 均匀增长  | 102.2    | −21.5 | 24.8 | 114.7 |

由于陶瓷层内界面附近应力值的巨大差异,所以有必要对比分析 TGO 中的 Mises 应力。图 7 为冷却到 100 °C 时,不同氧化时间 TGO 中的 Mises 应力云图,应力单位为 Pa。从图中可以看出,随着氧化时间  $T_0$  的延长,最大 Mises 应力从波峰与波谷之间靠近波谷的位置逐渐移动到波峰位置,且靠近黏接层(左侧)。

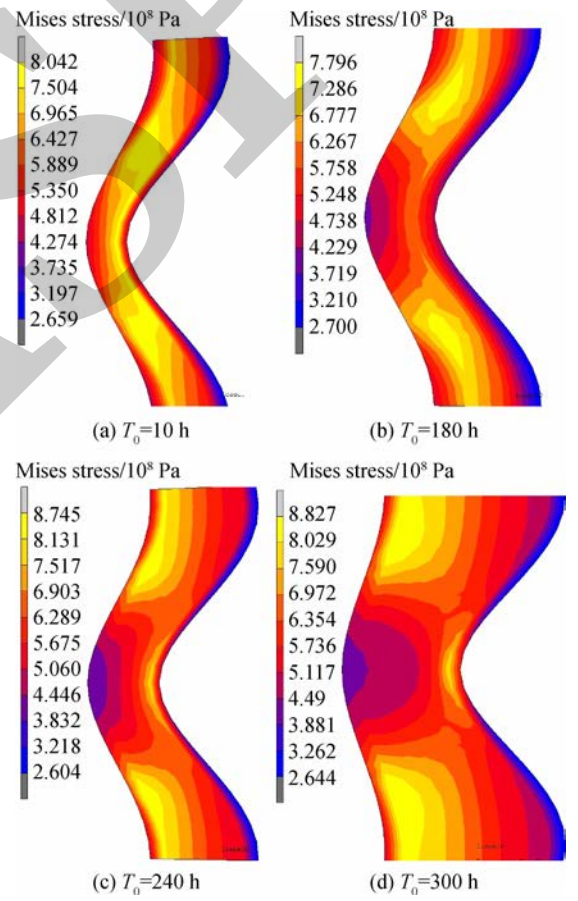


图 7 100 °C 时 TGO 中 Mises 应力分布

Fig. 7 Mises stress distribution of TGO at 100 °C

图 8 为冷却至 100 °C 时,TGO 内靠近黏结层界面处 Mises 应力变化曲线,最大值在 0.85GPa。分析图 8 可以发现,随着氧化时间  $T_0$  的增加,TGO 非均匀增长模型中最大 Mises 应力逐渐增

大,并且最大值由波谷位置向两侧迁移,但应力分布趋势基本不变。

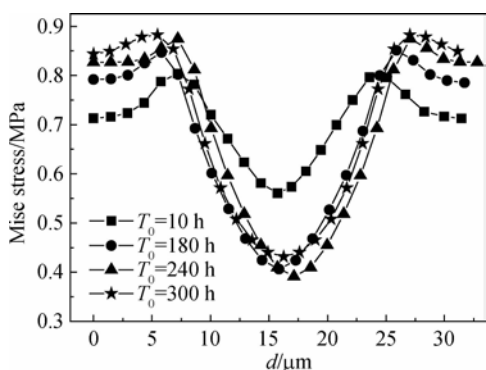


图8 100 °C时TGO中Mises应力变化曲线

Fig. 8 Mises stress change curve of TGO at 100 °C

### 3 结论

基于热障涂层中氧化层不均匀增长的现象,建立了相应的单波形二维轴对称有限元模型,分析了该模型在循环载荷下的应力分布状况,并与均匀增长模型的应力分布状况进行了对比分析,得出如下结论:

1) TGO并非均匀增长,波峰处的增长速率要高于波谷处。在此基础上,提出并建立了更接近于真实状况的TGO非均匀增长模型。

2) 非均匀增长模型中各个应力分量分布趋势与氧化层均匀增长时大致相同,但各应力分量的最大值基本都小于均匀增长模型的应力分量。

3) 随着氧化时间的增大,模型中Mises应力分量最大值逐渐增大,而位置逐渐由波谷位置向两侧偏移。

### 参考文献:

- [1] ROBERT A M. Current status of thermal barrier coatings: an overview[J]. Surface and Coatings Technology, 1987, 30(1):1-11.
- [2] 韩萌,黄继华,陈树海.热障涂层应力与失效机理若干关键问题的研究进展与评述[J].航空材料学报,2013,33(5):83-98.  
HAN Meng, HUANG Jihua, CHEN Shuhai. Research progress and review on key problem of stress and failure mechanism of thermal barrier coating[J]. Journal of Aeronautical Materials, 2013, 33(5):83-98. (in Chinese)
- [3] SCHULZ U, LEYENS C, FRITSCHER K, et al. Some recent trends in research and technology of advanced thermal barrier coatings[J]. Aerospace Science and Technology, 2003, 7(1):73-80.
- [4] XU Huibin, GUO Hongbo, LIU Fushun, et al. Develop-

ment of gradient thermal barrier coatings and their hot-fatigue behavior [J]. Surface and Coatings Technology, 2000, 130(1):133-139.

- [5] 刘纯波,林锋,蒋显亮.热障涂层的研究现状与发展趋势[J].中国有色金属学报,2007,17(1):1-13.  
LIU Chunbo, LIN Feng, JIANG Xianliang. The present situation and the development trend of thermal barrier coatings[J]. The Chinese Journal of Nonferrous Metals, 2007, 17(1):1-13. (in Chinese)
- [6] EPSTEIN A H, GREITZER E M, KERREBROCK J L. Aircraft and rocket turbines: advances in physics and design[M]. Wexford: Wexford College Press, 2008.
- [7] HE M Y, MUMM D R, EVANS A G. Criteria for the delamination of thermal barrier coatings: with application to thermal gradients[J]. Surface and Coatings Technology, 2004, 185(2/3):184-193.
- [8] 齐红宇,马立强,李少林,等.等离子热障涂层构件高温热疲劳寿命预测研究[J].材料工程,2014,21(7):67-72.  
QI Hongyu, MA Liqiang, LI Shaolin, et al. High temperature thermal fatigue life prediction of plasma sprayed thermal barrier coatings structure[J]. Journal of Materials Engineering, 2014, 21(7):67-72. (in Chinese)
- [9] 郭洪波,宫声凯,徐惠彬.先进航空发动机热障涂层技术研究进展[J].中国材料进展,2009,28(9/10):18-26.  
GUO Hongbo, GONG Shengkai, XUE Huibin. Progress in thermal barrier coatings for advanced aeroengines[J]. Materials China, 2009, 28(9/10):18-26. (in Chinese)
- [10] 徐惠彬,宫声凯,刘福顺.航空发动机热障涂层材料体系的研究[J].航空学报,2000,21(1):7-12.  
XU Huibin, GONG Shengkai, LIU Fushun. Recent development in materials design of thermal barrier coatings for gas turbine[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2000, 21(1):7-12. (in Chinese)
- [11] 杨晓光,耿瑞,周燕佩.热障涂层氧化和热疲劳寿命实验研究[J].航空动力学报,2003,18(2):195-200.  
YANG Xiaoguang, GENG Rui, ZHOU Yanpei. An experimental study of oxidation and thermal fatigue of TBC[J]. Journal of Aerospace Power, 2003, 18(2):195-200. (in Chinese)
- [12] SCHLICHTING K W, PADTURE N P, JORDAN E H, et al. Failure models in plasma-sprayed thermal barrier coatings[J]. Materials Science and Engineering: A, 2003, 342(1/2):120-130.
- [13] BUSO E P, LIN J, SAKURAI S, et al. A mechanistic study of oxidation-induced degradation in a plasma-sprayed thermal barrier coating system: Part I model formulation[J]. Acta Materialia, 2001, 49(9):1515-1528.
- [14] BUSO E P, LIN J, SAKURAI S, et al. A mechanistic study of oxidation induced degradation in a plasma sprayed thermal barrier coating system: Part II life prediction model[J]. Acta Materialia, 2001, 49(9):1529-1536.
- [15] CHEN W R, WU X, DUDZINSKI D. Influence of thermal cycle frequency on the TGO growth and cracking behav-

iors of an APS-TBC[J]. Journal of Thermal Spray Technology, 2012, 21(6): 1294-1299.

[16] SHEFFLER K D, GUPTA D K. Current status and future trends in turbine application of thermal barrier coatings [J]. Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, 1988, 110(4): 605-609.

[17] 王亚梅. 热障涂层破坏机理及寿命分析方法的研究[D]. 北京:北京航空航天大学, 2009.

WANG Yamei. Research of failure mechanism and life prediction method of thermal barrier coatings [D]. Beijing: Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2005. (in Chinese)

[18] 郝勇, 齐红宇, 马立强. 高温氧化对 EB-PVD 热障涂层内部应力场分布影响的数值模拟[J]. 航空动力学报, 2014, 29(7): 1520-1526.

HAO Yong, QI Hongyu, MA Liqiang. Numerical simulation of effect of high temperature oxidation on stress field distribution of EB-PVD thermal barrier coating[J]. Journal of Aerospace Power, 2014, 29(7): 1520-1526. (in Chinese)

(编辑:王碧琚)