doi: 10.11933/j.issn.1007-9289.20170913001

热障涂层系统的热梯度机械疲劳应力分析

杨 舟¹,陈国锋²,李长鹏²,雒建斌¹

(1.清华大学 摩擦学国家重点实验室,北京 100084; 2.西门子中国研究院,北京 100102)

摘 要:基于 IN738 高温合金基体上涂覆的热障涂层系统 (Thermal barrier coating system, TBCs),分析热循环和热梯度 机械疲劳加载条件下涂层的应力分布及演变。通过有限元分析研究了热生长氧化层 (Thermally growth oxidation, TGO)的应力分布,以预测不同载荷作用下 TBCs 的失效行为。结果可知,在热循环的基础上施加应变载荷会造成 TGO 应力性质及大小的改变。只施加温度载荷,在加热过程中 TGO/粘结层 (Bond coat, BC) 界面波峰位置会承受轴向 较大的拉伸应力,裂纹多会在此处萌生,且以层间开裂的方式失效。而在温度与机械载荷的共同作用下,冷却过程 中会承受较大的拉伸应力,显著增大的轴向应力与径向应力共同作用,使垂直于 TGO/BC 界面的裂纹沿着界面方向扩 展,从而造成陶瓷层 (Top coat, TC) 剥落。进一步对比分析了同相和反相加载时的应力分布,结果表明反相加载时一 次循环周期内会产生拉伸平均应力,更易发生 TBCs 的失效。

关键词: 热障涂层; 热机械疲劳; 应力分布 中图分类号: TG174.442; TG115.57

文献标志码:A

文章编号:1007-9289(2018)02-0130-08

Analysis on Stress Distribution of Thermal Barrier Coating System with Thermal Gradient Mechanical Fatigue

YANG Zhou¹, CHEN Guo-feng², LI Chang-peng², LUO Jian-bin¹

(1. State Key Loboratory of Tribology, Tsinghua University, Beijing 100084; 2. Siemens Corporate Technology, Beijing 100102)

Abstract: The thermal barrier coatings systems (TBCs) were deposited on the IN738 nickel-based superalloy substrate, and the stress distribution and evolution under the thermal gradient cyclic loading and the thermal gradient mechanical fatigue were evaluated for the TBCs respectively. The stress distribution at the thermally growth oxidation (TGO) was analyzed by the finite element analysis method to predict the failure behavior of the TBCs under different loading conditions. The results show that the peak region of the TGO is subject to the major axial tensile stress during the heating process under the thermal cyclic loading. The fatigue crack started from the peak regions and TBCs fails with the delamination between the layers. The thermal cyclic associated with strain loading leads to the alteration of the characteristic and the amplitude of the axial stress. Under the thermal gradient cyclic loading, the crack normal to the interface propagates primarily in the metallic bond coat parallel to the interface by the combined effect of the remarkably increasing axial stress and radial tensile stress, hence the spallation of the ceramic layer occurrs. The comparative analysis of the thermal mechanical loading with in-phase and out-of-phase demonstrated that the TBCs will be more likely to fail due to the tensile mean stress in a cycle in the opposite phase. **Keywords:** thermal barrier coating; thermal-mechanical fatigue; stress distribution

收稿日期: 2017-09-13; 修回日期: 2018-02-03

网络出版日期: 2018-03-12 12:39; 网络出版地址: http://kns.cnki.net/kcms/detail/11.3905.TG.20180312.1238.010.html

通讯作者:杨舟(1989—),女(汉),助理研究员,博士;研究方向:先进制造技术; E-mail: yangzhou2103@sina.com

基金项目: 国家自然科学基金 (51527901)

Fund: Supported by National Natural Science Foundation of China (51527901)

引文格式:杨舟,陈国锋,李长鹏,等. 热障涂层系统的热梯度机械疲劳应力分析[J]. 中国表面工程, 2018, 31(2): 130-137. YANG Z, CHEN G F, LI C P, et al. Analysis on stress distribution of thermal barrier coating system with thermal gradient mechanical fatigue[J]. China Surface Engineering, 2018, 31(2): 130-137.

0 引 言

热障涂层系统 (Thermal barrier coating system, TBCs) 因其热导率低、较强的抗热冲击、抗热氧化 及抗腐蚀性,可通过降低金属基体材料温度以延 长高温部件的寿命, 广泛应用于现代航空发动 机、船舶及电力系统的燃气轮机中印。该系统中基 本功能的实现层是陶瓷层 (Top coat, TC),将金属 基体 (Substrate, SUB) 与热流隔离,降低了高温气 体向基体材料的传热能力^[2]。由于 TC 层和 SUB 之间热膨胀系数不匹配,粘结层 (Bond coat, BC) 的存在可降低该不相容性,同时该层中的 Al 元素可以与外界环境中的 O 元素结合,提高基 体材料的抗氧化性^[3]。当运行温度升高至 700 ℃ 时, BC与TC层之间会生成热生长氧化层 (Thermally growth oxidation, TGO), 从而阻止了 BC 层的进一步氧化[4]。随着高推重比、高入口温 度发动机的发展,对TBCs性能提出了更高的要 求,除了开发低传导率、热稳定性好的 TC 层新材 料之外,实际工况中 TBCs 自身为多层结构,在 热力载荷下的疲劳寿命也是决定其使用性能的关 键因素。然而,因服役条件和涂层制备技术引起 的 TBCs 失效机制却较为复杂。

由于 BC 的引入会得到两个性质差异明显的 界面即 TC/BC 和 BC/SUB 界面,因此通常情况下 TBCs 的失效包括"黑色失效"和"白色失效"两种方 式。黑色失效即 TC 和 BC 层从 SUB 剥落,裸露 出高温合金基体;而白色失效即 TC 与 BC 层的分 离。对于循环热暴露的 TBCs 系统而言,由于 TGO 的生成,失效一般发生在 TC/TGO 和 TGO/ BC 界面,主要是由于系统各组分材料之间的热力 学参数不匹配和陶瓷层内部的烧结效应及相变造 成的[5-6]。在高温氧化阶段, TGO 在 TC 与 BC 之 间生成,其厚度将随氧化时间的增加而增大, TGO 体积膨胀的过程中将对内部造成挤压;在热 循环的过程中,各组分材料的膨胀系数不同,在 快速冷却阶段,各层的收缩速度各异,内部将形 成热失配应力[7]。同时,涂层制备得到的初始界面 粗糙不平, TGO 生长过程中, 界面的屈曲程度增 加,加剧应力集中的形成。在生长应力、热失配 应力的共同作用下,界面处应力集中区域形成微 观裂纹,并在热力循环交替作用下,扩展形成宏 观裂纹,从而引起涂层的剥落[8-9]。此外,由于材 料非线性造成的塑性和蠕变变形也会对整个系统 的失效产生一定影响。

TBCs 被涂覆于涡轮叶片表面,不断经历加 热、保温、冷却的循环过程,从而出现温度循环 引起的热应力循环,进而产生疲劳失效现象,即 热循环 (Thermal cycle, TC)。服役状态下的涡轮叶 片在受到高温载荷的同时,还会承受机械载荷, 因此需要考虑热-机械耦合作用下的热机械疲劳 (Thermal mechanical fatigue, TMF) 造成的 TBCs 损 伤。为了进一步提高发动机的效率,涡轮叶片多 为薄壁多孔结构,内部通入冷却气体可有效降低 基体材料的温度,测得 TBCs 中 TC 与 SUB 在准 稳态下的温差为100~200 ℃。研究表明、温度梯 度的存在会形成多轴应力场,对于圆柱试样而言 为平面应力状态,试样轴向及周向上外侧受压应 力,内侧受拉应力^[10],此类耦合了温度梯度作用 的热机械疲劳称为热梯度机械疲劳行为 (Thermal gradient fatigue, TGMF).

为了解决在不同试验条件由于试验周期及试 验成本带来的局限,许多学者采用数值模拟的方 法对 TBCs 进行了建模分析,分别针对不同载荷 条件下涂层内部的界面应力、界面形貌、TGO 生 长和裂纹扩展开展了研究。Marcin 等通过试验和 有限元分析相结合的方法探究了热循环加载过程 中界面的应力分布^[11]: Karlsson 和 Evan 等利用类 膨胀应变分析了高温氧化条件下 TGO 的生长和皱 褶^[12]: Caliez 等采用粘着性单元对裂纹萌生及扩展 过程进行模拟^[13]。同时,针对 TBCs 系统热机械 疲劳加载条件下的断裂与失效机制也开展了研究, Baufeld 等发现钴基高温合金的热障涂层试验寿命 随着外加机械应变幅增加呈指数降低,第一个循 环周期就发生了永久的塑性变形^[14]; Aleksanoglu 等采用数值模拟和试验相结合的方式,针对单晶 高温合金 CMSX-4 基体上涂覆的 TBCs,分析了热 梯度机械载荷作用下 TBCs 中裂纹萌生的临界应 变[15]。然而,国内对于考虑材料非线性的复杂工 况下 TBCs 界面应力分布和损伤机制却鲜有报道。

文中针对典型的 TBCs 结构,其中 TC 层由大 气等离子喷涂法 (Air plasma spraying, APS) 制备, 以冶金结合为主,结合力强; BC 层由超音速火焰 喷涂法 (High velocity oxygen fuel, HVOF) 制备, 沉积速率高。针对此种 A/H 体系的涂层,采用商 用软件 Abaqus 进行有限元建模,结合材料的塑 性、蠕变属性,对比热循环和 TGMF 作用下的 TBCs 应力分布,研究 TGMF 同相 (最大拉伸应变 对应最高温度)、反相 (最大压缩应变对应最高温 度) 作用下的预氧化试样 TGO 层对 TBCs 内部应 力、应变场的影响,并对一个循环周期内不同时 刻下 TGO 层及 TC/TGO、TGO/BC 界面的应力状 态及大小的演变进行分析,对理解热-力耦合作用 下 TBCs 界面应力分布和裂纹萌生机制有重要意义。

1 有限元建模

132

1.1 几何模型

试验样品为表面涂覆热障涂层的空心圆柱, 文中取周向单元为研究对象,建立二维有限元几 何模型,TBCs沿试样外侧向内侧由4部分组成, 包括 SUB、BC、TGO 以及 TC,各层的厚度分别 为1500、120、5和300 μm。考虑TGO 生长引起 微观形貌的皱褶,以正弦曲线近似,曲线方程为 *y=Asin*(2π*x*/λ+2/π),其中*A*为曲线的振幅,λ为曲 线的波长,考虑到周期效应,模型将以1/2 周期 内TGO 层褶皱为例,计算所用模型如图 1。



Fig.1 Geometric modeling of the TBCs

1.2 材料模型

由上文可知, TBCs 包含 4 层不同的材料, 表 1、表 2 分别为各层材料属性和蠕变参数^[16]。金 属基体 SUB,一般为 Ni 基或 Co 基高温合金,文 中以 IN738 为研究对象; BC 为 MCrAlY(M=Ni、 Co、Fe) 合金,此富 Al 层可为 TGO 的生成提供必

表 1 热障涂层各层材料属性 Table 1 Materials properties of different layers in TBCs

| | Temperature / | Elastic modulus / | - | Yield strength / | Density / | CTE / | Thermal conductivity / | Specific heat / |
|--------------------------------|---------------|-------------------|------|------------------|-----------------------|-------------------------|---------------------------------|----------------------------------|
| Material | °C | GPa | v | MPa | (kg·m ⁻³) | (ppm· ℃ ⁻¹) | $(W \cdot m^{-1} \cdot K^{-1})$ | $(J \cdot kg^{-1} \cdot K^{-1})$ |
| | 25 | 202 | 0.3 | 953 | 8 500 | 11.44 | 8.72 | 428 |
| IN-738 | 650 | 165 | 0.3 | 817 | 8 500 | 14.44 | 19.66 | 594 |
| | 800 | 156 | 0.3 | 789 | 8 500 | 15.16 | 22.28 | 636 |
| | 900 | 150 | 0.3 | 555 | 8 500 | 15.64 | 24.03 | 675 |
| | 1 000 | 144 | 0.3 | 344 | 8 500 | 16.12 | 25.78 | 727 |
| | 25 | 152 | 0.3 | 868 | 7 320 | 12.59 | 21 | 628 |
| | 500 | 136 | 0.3 | 807 | 7 320 | 14.33 | 21 | 628 |
| | 600 | 133 | 0.3 | 562 | 7 320 | 14.97 | 21.5 | 635 |
| | 700 | 128 | 0.3 | 321 | 7 320 | 15.64 | 22 | 645 |
| MCrAIY | 800 | 117 | 0.3 | 191 | 7 320 | 16.30 | 23 | 656 |
| | 900 | 100 | 0.3 | 92 | 7 320 | 16.94 | 24 | 674 |
| | 1 000 | 74 | 0.3 | 52 | 7 320 | 17.51 | 29 | 693 |
| | 1100 | 41 | 0.3 | 52 | 7 320 | 17.99 | 34 | 712 |
| Al ₂ O ₃ | 25 | 360 | 0.25 | 100 | 3 970 | 8 | 20 | 790 |
| | 1 000 | 360 | 0.25 | 100 | 3 970 | 8 | 20 | 790 |
| | 1 300 | 360 | 0.25 | 100 | 3 970 | 8 | 20 | 790 |
| 8YSZ | 25 | 50 | 0.25 | | 5 100 | 10 | 0.70 | 479 |
| | 500 | 50 | 0.25 | | 5 100 | 9.64 | 0.70 | 445 |
| | 1 000 | 50 | 0.25 | | 5 100 | 10.34 | 0.70 | 445 |

Table 2

表 2 热障涂层各层材料的蠕变参数

Creen property of different layers in TBC

| _ | Tuble 2 | creep property of anterent layers | s in TDC |
|---|---------|---|----------|
| | Name | $A (10^{-9} \mathrm{s}^{-1} \cdot \mathrm{MPa}^{-n})$ | n |
| | TC | 1.8 | 1 |
| | TGO | 7.3 | 1 |
| | BC | 139 | 3 |

需的 Al 元素; BC 中的 Al 元素与由 TC 进入的 O 元素发生氧化作用形成的 TGO,其主要成分为 α-Al₂O₃; TC 是隔热、防氧化的陶瓷材料,通常 为 Y₂O₃ 部分稳定的 ZrO₂(6%~8% Y₂O₃, YSZ)。

在分析过程中,热障涂层各层材料满足各向 同性及均匀性假设。在 TGMF 条件下服役的热障 涂层被视为非线性材料处理,非线性材料的全应 变增量 $\Delta \varepsilon$ 为:

$$\Delta \varepsilon = \Delta \varepsilon^{\rm el} + \Delta \varepsilon^{\rm th} + \Delta \varepsilon^{\rm pl} + \Delta \varepsilon^{\rm cr} + \Delta \varepsilon^{\rm sw} \tag{1}$$

式中, Δε^{el} 为弹性应变增量; Δεth 为热应变增 量; Δε^{pl} 为塑性应变增量; Δε^{er} 为蠕变应变增量; Δε^{sw} 为膨胀应变增量, 应变增量的量纲为 1。

在下文中除了考查所有组分材料的弹性应变 及热应变以外,考虑 BC、TGO、SUB 的塑性应变 以及 TC、TGO、BC 层的蠕变应变。蠕变应变与 时间、温度和应力有关,采用经典的 Power-Law 蠕变模型可表示为:

$$\dot{\varepsilon}^{cr} = A \sigma_e^n t^m \tag{2}$$

式中, č^{cr}为蠕变应变率; σ_eⁿ为等效应力, 单 位为 MPa; t 为时间, 单位为 s; A、m、n 为依赖 于温度的材料参数, 此处为了简化, m 的值取为 0, 仅考虑蠕变应变率随时间基本保持不变的稳态 蠕变期, 此种简化不会对蠕变应变在各应变中所 占比例造成较大偏差。文中研究对象为预氧化试 样, 在预氧化阶段 TGO 层生长增厚, 最终厚度为 5 μm; 不考虑在热循环或热梯度机械疲劳阶段 TGO 的生长。

1.3 分析模型

为了防止模型的平移、旋转,其左侧边界为 对称边界,右侧边界仅允许x方向位移。为了模 拟 TBCs 的实际工作状态,同时施加温度载荷和 机械载荷,分析模型如图 2 所示。TC(模型外侧边 界)直接与高温燃气接触,试验温度范围为 300~ 1 050 ℃,一次热循环的包含 4 个阶段,如图 2(b) 所示,在 200 s 内由 200 ℃ 里加热至 1 050 ℃,保 温 300 s,在 200 s 内冷却至 200 ℃,保温 300 s, 一个周期为 1 000 s; SUB 内部 (模型内侧边界)通 冷却气体,热循环过程与外侧边界相同,试验温 度范围在 100~950 ℃ 变化。机械载荷的应变幅 为±0.3%,加载曲线如图 2(c)所示。模型采用 Abaqus 中温度-位移直接耦合分析,计算热-力作 用下热障涂层各层温度场、应力场的瞬态响应。



Fig.2 Analysis model of the TBCs

1.4 网格模型

在有限元分析中,为了保证求解精度和效率,各层的网格密度、梯度有所差异,由于TGO 生长形成的皱褶会造成TBCs内部的应力集中, 因此对TGO的网格进行细分处理。此外,系统各 层的网格按照不同的分网技术进行划分,其中 SUB和TGO采用结构化网格生成,TGO层作为 重点研究对象,为了使结构化网格质量满足需 求,先对TGO层分区后再进行网格划分。BC和 TC采用自由网格划分,在TC/TGO及TGO/ BC界面处的网格进行细分处理,所有网格均为四 边形网格,在网格质量满足要求的前提下保证解 算结果的准确度。

选取的单元类型为 CPE4T 即平面应变类型的 4 节点实体单元,每个节点有 2 个自由度,即沿 *x*和*y*方向的平移自由度,由于该实体单元同时属 于温度-位移耦合单元,因此还具有温度自由度。 单元采用线性插值的完全积分法,这是由于材料 非线性进行弹塑性分析时,线性单元更适用,缺 点是精度会有所降低,但是在保证网格数量与质 量的前提下影响不大。完全积分即当单元具有规 则形状时,所用的高斯积分点的数目足以对单元 的刚度矩阵中的多项式进行精确积分。采用以上 所述的网格划分技术和单元类型生成 15 074 个单 元,计算所需的网格模型及系统坐标系见图 3。



图 3 热障涂层系统网格模型 Fig.3 Mesh model of the TBCs

2 模拟结果与分析

由前文1.3节所述,考察TBCs在热循环载荷 和热机械载荷作用下不同时刻应力分布及演变, 以及随着循环次数的增加各层应力的变化规律。

2.1 热循环加载

在热循环加载条件下,考虑 TC 和 SUB 层的 温度梯度,第1个循环周期中不同阶段 TBCs X 方向应力场如图 4。在加热和冷却的过程中,温 度梯度沿 Y 方向分布,由于 TGO 的形貌导致温 度梯度的方向发生改变,热失配应力在形貌奇异 处产生应力集中。

加热阶段,TGO 层轴向应力分布由波峰到波 谷区域拉伸应力逐渐转变为压缩应力,最大拉伸 应力位于波峰位置,波谷位置处为压缩应力,当 t=200 s时,TGO中的最大拉伸应力为268 MPa, 最大压缩应力为53 MPa。相比加热阶段,高温保 温过程中拉伸应力和压缩应力均有所降低,冷却 过程中,TGO 层由波峰到波谷区域压缩应力逐渐 转变为拉伸应力,当t=700 s时,最大拉伸应力为 38 MPa,最大压缩应力为199 MPa。同高温保温 阶段相似,低温保温阶段相比冷却阶段,拉伸及 压缩应力均有所降低。因此,对于一次循环周期 而言,最大轴向拉伸应力出现在升温阶段结束时 的波峰位置处,而最大轴向压缩应力则出现在降 温阶段结束时波峰位置处。

TGO 层的径向应力最大值出现在 TC/TGO 界面拐点处,升温时为拉伸应力,降温时为压缩应力;剪切应力的最大值也出现在 TC/TGO 界面拐点区域,升温时为压缩应力,降温时为拉伸应力。但是较之轴向应力,径向、剪切应力较小。随着循环次数的增加,拉伸应力和压缩应力的最大值也将分别在升温、降温阶段的 TGO 层波峰位



图 4 第 1 次热循环 TGO 层应力分布

Fig.4 Stress distribution of TGO on the first thermal cycle

135

置出现,此结果与文献[16]中 W. Zhu 等研究结果 一致,且拉伸应力和压缩应力的最大值会随着循 环次数的增加小幅增加。

由于 TGO 的形成, TBCs 中的裂纹萌生和扩展主要发生在 TC/TGO、TGO/BC 界面, M. Ranjbar¹¹⁷¹指出"Mode I"失效模式下裂纹主要沿着TGO/BC 界面波峰区域扩展, TC/TGO 界面中部的裂纹造成的失效模式为"Mode II", 而"Mode III"的失效模式即裂纹扩展连接了 TC 和 TGO 层内的微裂纹,从而造成 TC 层的剥落。*X*方向(样品轴向)或 *Y*方向(样品径向)的应力集中会产生Mode I,引起层间开裂;而剪切应力的分布会使TC/TGO 界面中部的裂纹萌生引发 Mode II 的失效方式。

分析认为,在热循环加载的过程中,TGO中 的应力主要是由各层材料的热膨胀系数不匹配产 生,由于TGO层热膨胀系数小于其它各层,则在 加热过程中*X、Y*方向均会出现较大的拉伸应力, 在冷却过程中会出现较大压缩应力。与此同时, TGO的形貌使温度梯度发生变化,导致应力集中 多出现在波峰、波谷位置。热循环作用下,裂纹 会在TGO/BC界面的波峰位置及TC/TGO界面的 拐点区域萌生,这是较大的拉伸应力所致,主要 以 Mode I 或 Mode II 的形式失效。

2.2 热梯度机械疲劳

2.2.1 温度载荷与应变载荷同相位

对预氧化试样在热循环载荷的基础上施加机 械载荷,分析同相 (IP, In-phase)作用下即应变幅 为 0.3%时的 TGO 层的应力分布。图 5 为第 1 个 循环周期内不同阶段 TGO 的应力分布,由于施加 的应变载荷是沿着轴向的,轴向应力峰值远远大 于径向应力与剪切应力峰值,因此下文重点分析 轴向应力分布。

升温阶段,TGO 层由波峰到波谷由压缩应力 逐渐变化为拉伸应力,波峰位置的压缩应力最 大,*t*=200 s时压缩应力为 1.63 GPa。高温保温 时,TGO 中的最大压缩应力和拉伸应力由于应力 松弛均有所降低。降温阶段,波谷区域为压缩应 力,波峰区域为拉伸应力,当*t*=700 s时,波峰位 置有拉伸应力达 1.31 GPa,低温保温时各应力值 均降低。

考查第 10 个循环周期内不同阶段 TGO 的轴 向应力分布可知,其应力性质与分布与第 1 次循 环周期内基本一致,在升温、高温保温过程中波 峰位置为拉伸应力,而波谷位置为压缩应力,降 温、低温保温阶段波峰位置为压缩应力,而波谷 位置为拉伸应力。值得注意地是,随着循环的进 行,与第一循环周期相比,最大拉伸应力和压缩 应力逐渐降低。当循环进行到 10 次以上时,





TGO 在升温和降温阶段的最大拉伸和压缩应力值 如图 6 所示。较之未加机械载荷时,可以看到 TGO 轴向应力分布与热循环加载时的轴向应力分 布不尽相同,且最大应力值与热循环加载时相比 增加了 5~8 倍,由此可知,热机械载荷作用下的 轴向应力场主要由轴向应变载荷决定。

分析认为,施加机械载荷时,大的应变幅下 拉伸应力会使试样原有的裂纹迅速连接起来形成 较大的裂纹,引起表面涂层的开裂,即上文提到 的 Mode III 失效方式,而较小的应变幅产生的应 力抑制了 BC 层的失效而激发了界面的分层。由 于轴向大的拉伸应力,裂纹由 TGO/BC 界面萌 生,沿着该界面在 BC 层扩展,机械载荷施加后 会造成该界面径向在靠近波峰区域的位置始终承 受拉伸应力,使垂直于界面的裂纹沿着界面扩 展,会生成"微笑"(Smiley crack)状的裂纹, Marion 等的实验结果也证实了该分析结果^[18]。





Fig.6 Axial stress distribution of TGO on the tenth cycle under TGMF-IP

2.2.2 温度载荷与应变载荷反相位

热机械载荷反相 (Out-of-phase, OOP) 作用下 即最大压缩应变对应最高温度,图 7 所示为应变 幅为-0.3% 时第一个循环周期内 TGO 层的轴向应 力场。在升温和高温保温阶段,由于外部施加轴 向压缩应变,TC 和 BC 层的均为压缩应力,TGO



图 7 TGMF-OP 第1次循环 TGO 层轴向应力分布

Fig.7 Axial stress distribution of TGO on the first cycle under TGMF-OP

层波峰位置处出现较大的压缩应力,在升温结束时 达到最大值 2.17 GPa,保温阶段应力值有所下 降。而在降温和低温保温阶段,由于冷却过程中 轴向应变幅降低,会在波峰处形成较大的拉伸应力, 在降温结束时达到 3.69 GPa,保温阶段有所下降。

随着循环次数的增加,与同相加载类似, TGO 的应力性质与第1次循环周期一致,但在升 温阶段的压缩应力峰值降低,而降温阶段的拉伸 应力峰值增加。当热机械载荷的加载次数为10次 时,压缩应力峰值为1.86 GPa,而拉伸应力峰值 为3.82 GPa。由于反相加载的过程中,最大拉伸 应力的绝对值高于最大压缩应力的绝对值,因此 会产生拉伸平均应力,从而在应力集中的区域萌 生裂纹。此外,由于反相低温循环正好对应拉伸 应力,而此时涂层表现为脆性,因而在热机械载 荷的循环作用下与同相加载比较,此时 TBCs 易 于发生失效。

3 结 论

(1) 对于特定的 TGO 形貌,热循环作用下的 TGO 轴向应力其峰值将出现在 TGO 层的波峰及 波谷位置,径向应力和剪切应力的最大值将出现 在中间区域靠近 TC 层位置,裂纹会在 TGO/BC 界面的波峰位置及 TC/TGO 界面的拐点区域萌 生,多以层间开裂的方式失效。

(2) 施加应变载荷后,较之热循环单独作用 下,在升温和降温过程中应力性质和大小发生了 变化,轴向应力显著增大,在径向应力的共同作 用下使垂直于界面 TGO/BC 层的裂纹沿着界面方 向扩展,生成"微笑"状裂纹造成 TC 层剥落。

(3) 对比分析同相和反相加载下的 TGO 轴向 应力场,反相加载过程中一次循环周期内为平均 拉伸应力,因此反相加载条件下 TBCs 更易失效。

参考文献

- PADTURE N P, GELL M, JORDAN E H. Thermal barrier coatings for gas turbine engine applications[J]. Science, 2002, 296(5566): 280-284.
- [2] MURRAY G T. Hand book of materials selection for engineering applications[M]. New York: Marcel Dekker, 1997.
- [3] STROOSNIJDER M F, MEVREL R, BENNETT M J. The interaction of surface engineering and high temperature corrosion protection[J]. Materials at High Temperatures, 1994, 12(1): 53-66.
- [4] SCOTT F H, WOOD G C, STRINGER J. The influence of alloy elements on the development and maintenance of protective scales[J]. Oxidation of Metals, 1995, 44(1-2): 113-145.
- [5] LIMA C R C, GUILEMANY J M. Adhesion improvements of thermalbarrier coatings with HVOF thermally sprayed bond coats[J]. Surface & Coating Technology, 2007, 201: 4694.
- [6] 苏正夫,刘怀菲,王雅雷. La2O3 和 Y2O3 掺杂 ZrO2 复合材料的高温相稳定性、抗烧结性及热导率[J]. 复合材料学报,2015,32(5):1381-1389.
 SU Z F, LIU H F, WANG Y L. High temperature phase sta-

bility, sintering resistance and thermal conductivity of La₂O₃ and Y_2O_3 doped ZrO₂ composites[J]. Acta Materiae Compositae Sinica, 2015, 32(5): 1381-1389 (in Chinese).

- [7] HSUEH C H, FULLER E R. Analytical modelling of oxide thicknesseffects on residual stresses in thermal barrier coatings[J]. Scripta Materialia, 2000, 42: 781-787.
- [8] EVANS A G, HUTCHINSON J W. The mechanics of coat-

ing delamination in thermal gradients[J]. Surface & Coatings Technology, 2007, 201(18): 7905-7916.

- [9] BECK T, HERZOG R, TRUNOVA O. Damage mechanisms and lifetime behavior of plasma-sprayed thermal barrier coating systems for gas turbines-Part II: Modeling[J]. Surface & Coatings Technology, 2008, 202(24): 5901-5908.
- [10] LEE J M, SONG H, KIM Y, et al. Evaluation of thermal gradient mechanical fatigue characteristics of thermal barrier coating, considering the effects of thermally grown oxide[J]. International Journal of Precision Engineering and Manufacturing, 2015, 16(7): 1675-1679.
- [11] AHRENS M, VABEN R, STÖVER D. Stress distributions in plasma-sprayed thermal barrier coatings as a function of interface roughness and oxide scale thickness[J]. Surface & Coatings Technology, 2002, 161(1): 26-35.
- [12] KARLSSON A M, EVANS A G. A numerical model for the cyclic instability of thermally grown oxides in thermal barrier systems[J]. Acta Materialia, 2001, 49(10): 1793-1804.
- [13] CALIEZ M, CHABOCHE J L, FEYEL F, et al. Numerical simulation of EBPVD thermal barrier coatings spallation[J].
 Acta Materialia, 2003, 51(4): 1133-1141.
- [14] BAUFELD B, TZIMAS E, MÜLLEJANS H, et al. Thermal mechanical fatigue of MAR-M 509 with a thermal barrier coating[J]. Materials Science and Engineering A, 2001, 315(1-2): 231-239.
- [15] ALEKSANNOGLU H, SCHOLZ A, OECHSNER M, et al. Determining a critical strain for APS thermal barrier coatings under service relevant loading conditions[J]. International Journal of Fatigue, 2013, 53(7): 40-48.
- [16] ZHU W, CAI M, YANG L, et al. The effect of morphology of thermally grown oxide on the stress field in a turbine blade with thermal barrier coatings[J]. Surface & Coatings Technology, 2015, 276: 160-167.
- [17] RANJBAR-Far M, ABSI J, MARIAUX G. Finite element modeling of the different failure mechanisms of a plasma sprayed thermal barrier coatings system[J]. Journal of Thermal Spray Technology, 2012, 21(6): 1234-1244.
- [18] BARTSCH M, BAUFELD B, DALKILIC S, et al. Fatigue cracks in a thermal barrier coating system on a superalloy in multiaxial thermomechanical testing[J]. International Journal of Fatigue, 2008, 30(2): 211-218.

(责任编辑:王文宇)