2010年 11月 北京航空航天大学学报 November 2010
第36卷 第11期 Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics Vol. 36 No. 11

热障涂层热应力影响因素的正交有限元分析

李志永 张建宇 鲍 蕊 费斌军

(北京航空航天大学 航空科学与工程学院，北京 100191)

摘 要：利用有限元分析方法，采用 Walker 粘塑性材料本构模型计算了喷涂于圆管型试件上的热障涂层在室温和高温环境下的热应力.使用试验中常用的正交设计分析方法，分析了热障涂层不同的结构和喷涂工艺中的4种因素在取不同的水平条件时对热障涂层热应力的影响.分析结果表明：对于所考察的危险点，4种因素对热障涂层中热应力的产生都有显著影响，其中以氧化层的厚度对其影响最为严重；4种因素随其各自水平的变化对涂层内部应力变化的影响规律不同.

关 键 词：热障涂层；热应力；有限元分析方法

中图分类号：V 214.4

文献标识码：A **文 章 编 号**：1001-5965(2010)11-1339-04

Finite element analysis of factors to thermal stress in thermal barrier coatings with orthogonal method

Li Zhiyong Zhang Jianyu Bao Rui Fei Binjun

(School of Aeronautic Science and Engineering, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China)

Abstract: The thermal stresses in room and elevated temperatures were studied in thermal barrier coatings (TBCs) which was coated at the outer surface of pipe specimens, using finite element method (FEM), and the Walker viscoplastic theory was adopted to depicting the stress-strain constitution in the ceramic layer. During the design of FEM analysis computation, the orthogonal design method widely used in experiment study, was used, and the contributions of four factors to the being of thermal stress were achieved. The results show that the four factors have the remarkable effect to thermal stress in TBCs, and the factor of thermally grown oxide is the most important, the stress changing rules of four factors are different in TBCs with the ascending of levels.

Key words: thermal barrier coatings(TBCs); thermal stess; finite element method(FEM)

热障涂层 TBCs 是目前最先进的高温防护涂层之一，具有良好的高温化学稳定性、抗冲刷和隔热性等特点，可以使高温燃气和工作基体金属部件之间产生较大温度降，从而减弱向基底的传热[1].用于涡轮发动机叶片上的热障涂层可以提高叶片的工作温度，从而提高发动机的推重比和效率，同时也可以减轻冷却系统的负担，实现简化发动机结构和减轻发动机重量的目的[2].

热障涂层系统是一种多层结构，一般包括基体、粘结层 BC、陶瓷层和涂层制备和使用过程中在粘结层和陶瓷层界面上形成的氧化层 TGO.

基体的材料一般是镍基或钴基高温合金，粘结层材料是 MCrAlY(M 表示 Ni 或/和 Co)，陶瓷层材料一般是 6%～8%(质量分数)Y_2O_3 部分稳定的 ZrO_2 (YSZ)，TGO 层的主要成分是 Al_2O_3[3].经过国内外工作者几十年的研究表明，涂层的失效一般发生在 TGO 内或是靠近 TGO 的 YSZ 和粘结层内[4].

在热障涂层的有限元分析研究中，国内外的不同学者在模型的建立中采用了不同的涂层结构尺寸和不同的无应力状态温度[5]，由于 TGO 的存在和生长对涂层的失效具有重要的作用，所以

收稿日期：2009-09-28

作者简介：李志永(1979－)，男，河北唐山人，博士生，canyonli@163.com.

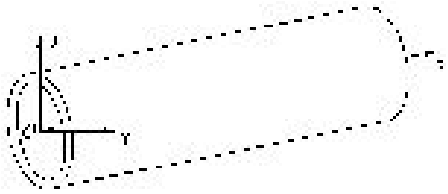
在有限元分析中,涂层结构的不同主要集中在TGO的形状或者说是隔热陶瓷层与粘结层的界面上,有限元分析中普遍使用的TGO形状是正弦(余弦)曲线形式[6],这种简化主要是从实际的界面形状中演化出来,既体现了界面之间的不平整,又考虑了计算与分析的简化.通过有限元分析计算,可以获得涂层内部的应力分布状况,从而指导研究者对涂层的破坏失效做出合理的分析研究.

鉴于上述原因,本文采用正交设计分析方法,选取TGO和无应力状态温度作为研究对象,对用于涡轮发动机叶片上的热障涂层系统的TGO厚度、波长、幅值和无应力状态温度在室温状态(25℃)和高温工作状态下陶瓷层内热应力的影响进行了综合分析.

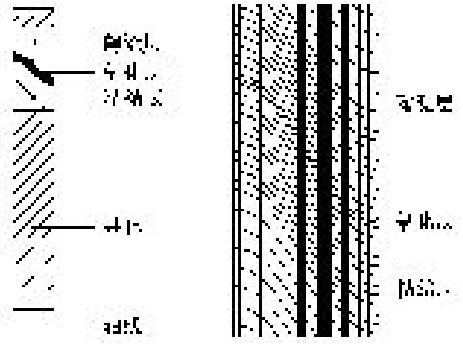
1 模型的建立

1.1 几何模型简化与网格划分

带涂层的涡轮叶片在工作条件下,外部承受很高的温度载荷,为了降低叶片承受的温度,一般需要在叶片内部引入冷却气.根据涂层的这些工作特点,建立一个内径6 mm,壁厚2 mm的圆管作为分析模型基体,涂层覆盖在整个外表面承受温度载荷,圆管内部通入冷却气体,试件结构和有限元分析模型见图1.根据试件的结构和所受载荷特点,在有限元分析中采用轴对称模型进行分析,而有限元模型中把TGO层的形态考虑成余弦函数形式,根据模型的对称性,取余弦的半个周期进行分析,见图1b.



a 试件结构图



b 有限元分析模型的几何形状 c 模型的网格划分图(局部)

图1 涂层试件模型

1.2 有限元本构方程与材料参数

有限元分析采用MSC.Marc软件进行,由于Marc软件本身不带有Walker的材料粘塑性本构模型,所以需要利用软件本身提供的Hypela接口来导入用户子程序.

Walker模型[7]主要采用背应力 Ω 和阻应力K来描述材料的本构特性,该理论认为材料不存在特定的屈服点或屈服面,其非弹性变形将在加载的所有阶段出现,相应的非弹性应变率 $\dot{\varepsilon}$ 定义如下:

$$\dot{\varepsilon}_{ij}^{i}=\left\{\left[\frac{2}{3}\left(\frac{3}{2}S_{ij}-\Omega_{ij}\right)\left(\frac{3}{2}S_{ij}-\Omega_{ij}\right)\right]^{1/2}/K\right\}^{n}\times\left(\frac{3}{2}S_{ij}-\Omega_{ij}\right)/\left[\frac{2}{3}\left(\frac{3}{2}S_{ij}-\Omega_{ij}\right)\left(\frac{3}{2}S_{ij}-\Omega_{ij}\right)\right]^{1/2} \tag{1}$$

其中,应力偏量 S_{ij} 的表达式为

$$S_{ij}=\sigma_{ij}-\sigma_{kk}\delta_{ij}/3 \tag{2}$$

阻应力K的表达式为

$$K=K_1-K_2\exp(-n_7R) \tag{3}$$

R 为累积等效非弹性应变,其变化率为

$$\dot{R}=\sqrt{\frac{2}{3}\dot{\varepsilon}_{ij}^{i}\dot{\varepsilon}_{ij}^{i}} \tag{4}$$

Ω 为背应力分量,其相应的变化率 $\dot{\Omega}_{ij}$ 表达式为

$$\dot{\Omega}_{ij}=n_2\dot{\varepsilon}_{ij}^{i}-(\Omega_{ij}-\dot{\Omega}_{ij})\dot{G}+\dot{\Omega}_{ij} \tag{5}$$

其中

$$\dot{G}=n_3\dot{R}+n_6\left(\frac{2}{3}\Omega_{ij}\Omega_{ij}\right)^{m-1/2} \tag{6}$$

式中,K_1,K_2,n_2,n_3,n_6,n_7,n,m 和 $\dot{\Omega}_{ij}$ 均为与温度相关的常数,反映的是材料硬化与恢复特性,具体数值通过试验方法获得[6].

在本次分析中基体材料为K423A,厚度为2 mm;粘结层材料为NiCrAlY,厚度为0.1 mm;TGO材料为 Al_2O_3;陶瓷层材料为8%(质量分数)Y_2O_3 稳定的 ZrO_2,喷涂工艺是等离子喷涂.由于陶瓷层在高温下表现出粘塑性的性质[6],所以利用软件MSC.Marc提供的接口进行二次开发[7],编写陶瓷层的Walker粘塑性本构,其余各层材料参数见文献[8].

1.3 有限元模型的边界条件

根据发动机叶片的工作环境和基体材料的承载温度,规定模型的边界条件和结构尺寸如下:

1) 模型外部环境温度为1 050 ℃,内壁的温度为950 ℃;

2) 根据国内外学者对TBCs的有限元分析中所采用的氧化层的厚度、波长、幅值和涂层的无

应力状态温度的不同数值,本次研究使用正交表对有限元分析进行计算设计,确定的 4 种因素的取值见表 1,采用的正交表[9]为 $L_{25}(5^6)$.

3) 由于分析模型取自试件的中部位置,故图 1 中模型的左边界取为轴向固定位移约束,右边界采用 link 约束.

表 1　4 种因素取值

水平序号	氧化层厚度/μm	氧化层波长/μm	氧化层幅值/μm	无应力状态温度/℃
1	1	30	7.5	200
2	3	40	8.0	400
3	6	50	8.5	600
4	9	60	9.0	800
5	12	70	10.5	1000

2　有限元分析结果

2.1　室温下陶瓷层内部的 Mises 应力分布

有研究[10]表明,等离子喷涂的热障涂层裂纹一般起始于氧化层与陶瓷层的界面附近的陶瓷层内,故本次研究主要分析陶瓷层内应力.本次分析结果表明,在所研究的范围内,涂层内的应力分布规律相同,图 2 给出了其中一种情况下陶瓷层内应力分布情况,可以看出,最大应力出现在 TGO 与陶瓷层的界面附近,故本次研究中对于不同的考察因素下的计算结果,统一取距离氧化层和陶瓷层界面 1 μm 处的最大等效 Mises 应力作为衡量指标.

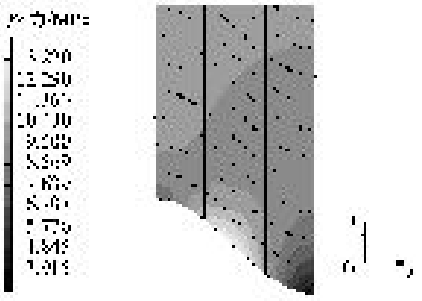
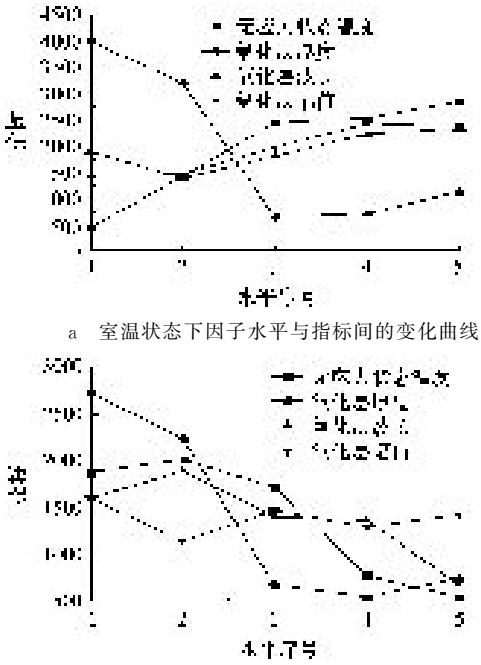


图 2　陶瓷层内等效 Mises 应力云图

2.2　有限元的计算结果

利用正交表给出的 4 种因素不同取值的计算方案,计算获得所研究部位的每种分析因子下相同水平序号的最大等效 Mises 应力和相对于所研究的 4 种因素取值的变化曲线如图 3 所示,其中各因素的水平序号与取值的对应关系如表 1 所示.

从图 3 中可以看出,无论是在室温状态还是高温状态下,对于氧化层厚度因素,所考察部位的 Mises 应力在其前 3 个水平之间变化得非常明显,随着氧化层厚度水平不断升高(厚度不断增加),Mises 应力随之急速地下降,但当第 3 个水平(氧化层厚度为 6 μm)之后,随着氧化层厚度的增加,Mises 应力变化变得比较平缓,并且有上升的趋势.无应力温度的升高会使室温状态下 Mises 应力逐渐增大,而使高温状态下 Mises 应力逐渐降低,而且应力升高与降低的趋势大约成线性变化,那么如果只考虑无应力状态温度来避免涂层内出现较大的应力,则需要找到两条曲线的交点,使无论在室温还是高温状态下,涂层内 Mises 应力都相对较低.氧化层幅值的变化对高温状态下 Mises 应力影响不明显,而室温状态下随着氧化层幅值的增大陶瓷层内的应力会增加,考虑这种情况,要求在涂层的制备中尽量减小粘结层与陶瓷层之间界面的粗糙度,以降低涂层在室温下的 Mises 应力.氧化层波长的增加对室温状态下的应力影响不太明显,当涂层加热到高温时,氧化层波长越长则陶瓷层内的应力越低,这就希望在涂层的制备过程中如果在具有相同氧化层波峰的情况下,尽量减少粘结层与陶瓷层界面之间的波峰数量.



a　室温状态下因子水平与指标间的变化曲线

b　高温状态下因子水平与指标间的变化曲线

图 3　因子水平与指标间变化曲线

3　结　论

通过使用正交设计方法对热障涂层陶瓷层内危险部位的有限元分析,获得了所研究的 4 种因素对 Mises 影响规律,可得如下结论:

1) 氧化层厚度、氧化层波峰、氧化层波长和

无应力状态温度对陶瓷层内部应力的产生都有显著影响,尤其以氧化层厚度最为显著.

2) 随着氧化层厚度逐渐增加,陶瓷层内部的应力会先快速降低,后逐渐缓慢升高.

3) 无应力状态温度越高,陶瓷层内部应力在室温状态下越高,高温状态下越低.

4) 氧化层幅值的增加会增大陶瓷层内的应力,而氧化层幅值的变化对高温状态下的陶瓷层内部应力影响不显著.

5) 氧化层不同波长的变化对室温状态下陶瓷层内应力影响不显著,而在高温状态下随氧化层波长的增加陶瓷层内的应力随之减小.

参考文献 (References)

[1] Mao W G, Zhou Y C, Yang L, et al. Modeling of residual stresses variation with thermal cycling in thermal barrier coatings[J]. Mechanics of Materials, 2006, 38(12): 1118-1127

[2] 马维,潘文霞,吴承康. 热障涂层材料性能和失效机理研究进展[J]. 力学进展,2003,33(4):548-559
Ma Wei, Pan Wenxia, Wu Chengkang. Progress in research on the material properties and failure mechanisms of thermal barrier coatings [J]. Advances in Mechanics, 2003, 33(4): 548-559(in Chinese)

[3] Liu Aiguo, Wei Yanhong. Finite element analysis of anti-spallation thermal barrier coatings[J]. Surface and Coatings Technology, 2003, 165(2): 154-162

[4] Busso E P, Wright L, Evans H E, et al. A Physis-based life prediction methodology for thermal barrier coating systems [J]. Acta Material, 2007, 55(5): 1491-1503

[5] Chang G C, Phucharoen W, Miller R A. Finite element thermal stress solutions for thermal barrier coatings[J]. Surface and Coatings Technology, 1987, 32(1/2/3/4): 307-325

[6] 耿瑞. 热障涂层强度分析及寿命预测研究[D]. 北京:北京航空航天大学能源与动力工程学院,2001
Geng Rui. Thermal barrier coatings strength analysis and life prediction[D]. Beijing: School of Jet Propulsion, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2001(in Chinese)

[7] 陈火红,尹伟奇,薛小香. MSC. Marc 二次开发指南[M]. 北京:科学出版社,2004:356-382
Chen Huohong, Yin Weiqi, Xue Xiaoxiang. Redevelop technology guide of MSC. Marc [M]. Beijing: Science Press, 2004: 356-382(in Chinese)

[8] Zhou Chungen, Wang Na, Xu Huibin. Comparison of thermal cycling behavior of plasma-sprayed nanostructured and traditional thermal barrier coatings[J]. Materials Science and Engineering, 2007(452/453): 569-574

[9] 韩於羹. 应用数理统计[M]. 北京:北京航空航天大学出版社,2006:433
Han Yugeng. Application mathematical statistic [M]. Beijing: Beijing University of Aeronautics and Astronautics Press, 2006: 433(in Chinese)

[9] Rabiei A, Evans A G. Failure mechanisms associated with the thermally grown oxide in plasma-sprayed thermal barrier coatings[J]. Acta Mater, 2000, 48(15): 3963-3976

(编 辑:李 晶)

(上接第 1314 页)

参考文献 (References)

[1] 贾司光. 舱外航天服研制的学科基础[M]. 北京:航天医学工程研究所,2003:29-35
Jia Siguang. Discipline-based for the development of the extravehicular activity space suit [M]. Beijing: Institute of Space Medico-Engineering, 2003: 29-35(in Chinese)

[2] 丁立,杨锋,杨春信,等. 舱外航天服手套的工效问题[J]. 北京航空航天大学学报,2005,31(4):416-420
Ding Li, Yang Feng, Yang Chunxin, et al. Ergonomics implications of extravehicular activity spacesuit glove[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2005, 31(4): 416-420(in Chinese)

[3] O'Hara J M, Briganti M, Cleland J, et al. Extravehicular activities limitations study volume Ⅱ establishment of physiological and performance criteria for EVA gloves-final report [R]. NAS-9-17702, 1988

[4] Ram R B, Lisa A B, Dishayne G, et al. Tactility as a function of grasp force: effects of glove, orientation, pressure, load, and handle[R]. NASA-TP-3474, 1994

[5] Melissa H W, David L A. The effects of extravehicular activity gloves on human hand performance Maryland: SAE[R]. SAE-2001-01-2164, 2001

[6] 陈守平,丁立,杨锋,等. 基于舱外航天服手套基础性工效评价的人体力学指标优选研究[J]. 航天医学与医学工程,2006,19(2):106-110
Chen Shouping, Ding Li, Yang Feng, et al. Study on index optimization of human-mechannics based on basic ergonomic evaluation of spacesuit gloves[J]. Space Medicine & Medical Engineering, 2006, 19(2): 106-110(in Chinese)

[7] Pelton M. The effects of extravehicular activity gloves on human hand performance [D]. College Park: Department of Aerospace Engineering, University of Maryland, College Park, 2000

(编 辑:张 嵘)